

7 - Stabilità longitudinale

7.1 Coefficiente di momento dell'ala

Il centro aerodinamico dell'ala è stato valutato al 26% della corda media aerodinamica, attraverso un confronto di tipo statistico con dati riportati da velivoli della stessa categoria.

Il coefficiente di momento dell'ala rispetto al suo centro aerodinamico è stato determinato

facendo una media integrale dei contributi dei tre profili nelle tre stazioni di riferimento:

$$C_{m0_w} = C_{m1} + C_{m2} = \frac{2}{Sc} \int_0^{b/2} [C_{lb} xc + C_{mac} c^2] dy \quad (7.1)$$

con i seguenti dati:

<i>y</i>	<i>c</i>	<i>Cl</i>	<i>Cm</i>	<i>x</i>
0	4.71	0.833	-0.110	1.58
2.50	3.44	0.270	-0.072	0.64
10,02	0.95	0.192	-0.093	-2.62

Tab. 7.1

Sviluppando i calcoli risulta un $Cm0_w = -0.0913$.

7.2 Coefficiente di momento della fusoliera

Il coefficiente di momento della fusoliera è dato dalla relazione:

$$C_{mfus} = C_{m0f} + C_{m\alpha f} \alpha \quad (7.2)$$

Per determinare i termini C_{m0fus} e $C_{m\alpha fus}$ si fa uso del metodo delle strisce.

Dividendo la fusoliera in 14 strisce si calcola il C_{m0f} , che risulta essere:

$$C_{m0f} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 S \cdot cma} \sum_{i=1}^n \left\{ (w_i)_f^2 \left[\alpha_{0ala} + (i_{CLi})_f \right] \Delta x_i \right\} \quad (7.3)$$

Dove:

$k_2 - k_1 = 0.97$ fattori costanti funzioni della snellezza della fusoliera (cfr grafico sottostante);

$\alpha_{0ala} = \alpha_{0w} - i_w = -5 \text{ deg}$ è l'angolo di portanza nulla dell'ala rispetto alla linea di riferimento della fusoliera;

$(i_{CL})_f = 0$ è l'inclinazione della linea media di fusoliera, costante e nulla per tutta la fusoliera;

$\Delta x_i = 1 \text{ m}$ lunghezza della striscia i-esima.

$n = 28$ numero di strisce in cui è stata suddivisa la fusoliera;

w_i larghezza della i-esima striscia.

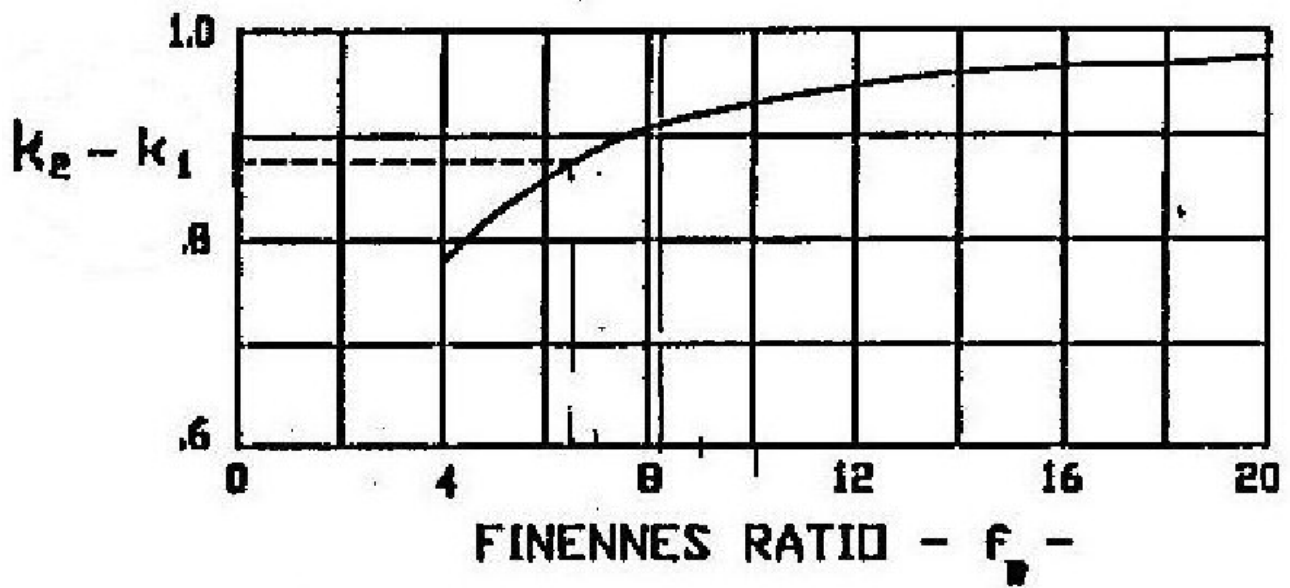


Fig. 7.1 - $k_2 - k_1$ in funzione della snellezza della fusoliera

Suddividendo inoltre la parte prodiera della fusoliera in 13 parti uguali e la parte poppiera in 11 parti uguali, si calcola il C_{mafus} , che risulta essere:

$$C_{maf} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot cma} \left\{ \sum_{j=1}^{n_1} w_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n_2} w_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\} \quad (7.4)$$

con:

w_{Fj} larghezza della i-ma striscia;

$\Delta x_1 = 1$ m, lunghezza dei tratti di fusoliera precedenti all'ala;

$\Delta x_2 = 1$ m, lunghezza dei tratti di fusoliera seguenti all'ala;

$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right) = \left(\frac{\partial \overline{\varepsilon_u}}{\partial \alpha} \right) \cdot \frac{\alpha_w}{0.0785}$ è l'upwash sui tratti di fusoliera precedenti l'ala;

$\frac{\partial \bar{\varepsilon}_u}{\partial \alpha} = [1,75; 1,35; 1,2; 1,1; 1,05; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1; 1]$ valori ottenuti dal grafico a disposizione;

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 = \left(\frac{x_2}{l_{f2}} \left(1 - \frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial \alpha} \right) - 1 \right) \quad (7.5)$$

x_2 ascissa del centroide della generica striscia della parte poppiera della fusoliera;

$l_{f2} = 10,44$ m, lunghezza della parte poppiera della fusoliera;

$\frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial \alpha} = 0.369$: downwash sul piano orizzontale di coda, calcolato attraverso relazioni

grafiche relative alla geometria dell'ala.

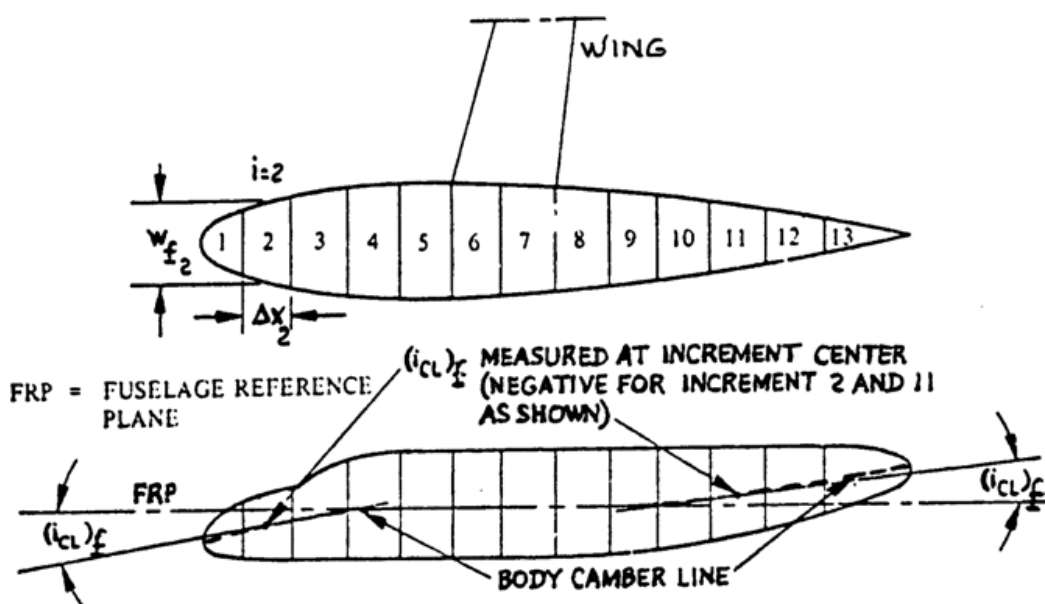


Fig. 7.2 - Schema fusoliera per il calcolo del C_{mo}

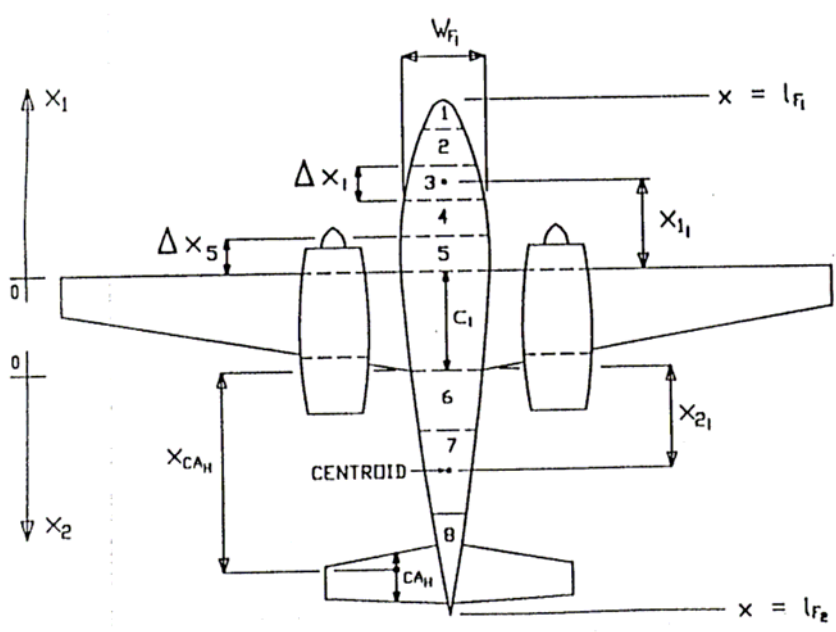


Fig. 7.2 – Schema delle grandezze utili al calcolo del coefficiente di momento CM_α della fusoliera col metodo di Multhopp.

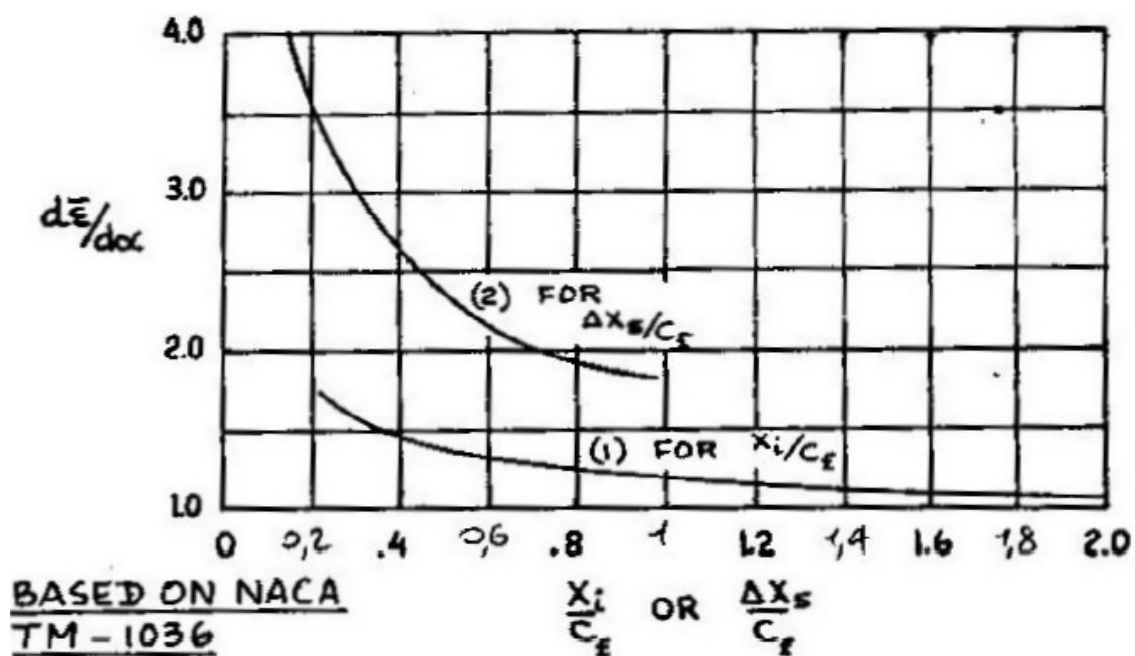


Fig. 7.3 - $\frac{\partial \bar{\epsilon}}{\partial \alpha}$ indotto sulla fusoliera

7.3 Centro aerodinamico del velivolo parziale

L'avanzamento del centro aerodinamico del velivolo parziale rispetto al centro aerodinamico

dell'ala è dato dalla relazione:

$$x_{ac_{VP}} - x_{ac_w} = -\frac{C_{m\alpha f}}{C_{L\alpha}} \quad (7.6)$$

da cui risulta:

$$x_{ac_{VP}} = 0.1457 \text{ (cma)}$$