

V ESERCIZIO**STABILITA' LONGITUDINALE**

Per il progetto preliminare del piano di coda sono necessari i valori dei coefficienti di momento dell'ala e della fusoliera; inoltre è necessario conoscere la posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale, oltre alle dimensioni caratteristiche della fusoliera.

Coefficiente di momento dell'ala

Dall'analisi effettuata per il progetto dell'ala si è ottenuto mediante l'utilizzo del codice dell'Università di Stanford un valore di

$$C_{macw} = -.062788$$

Inoltre si era ottenuto che la posizione del centro aerodinamico dell'ala rispetto al bordo d'attacco della corda di radice era pari a

$$X_{acw} = 9.36m$$

Coefficiente di momento della fusoliera

Il coefficiente di momento della fusoliera è dato dalla relazione:

$$C_{mf} = C_{m0f} + C_{mqf} \cdot \alpha$$

Ciascuno dei due termini, che compaiono nella formula sopra descritta, può essere calcolato attraverso le formule proposte dal metodo di Multhopp (detto anche metodo delle strisce).

$$C_{m0f} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot cma} \cdot \int_0^{l_F} W_F^2 \cdot (\alpha_{w0L} + i_{fcl}) \cdot dx$$

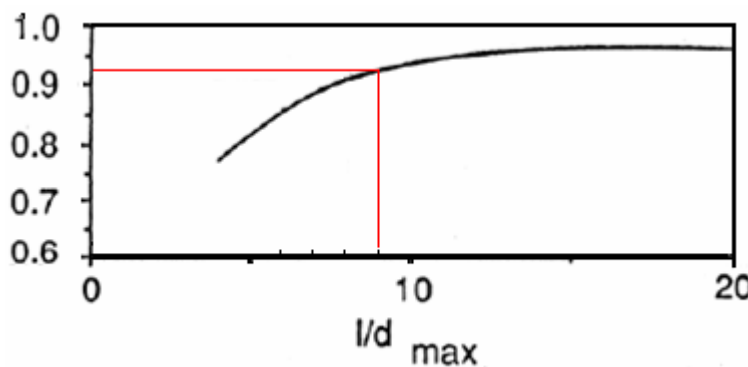
$$C_{mqf} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot cma} \cdot \left\{ \int_0^{l_{F1}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_0^{l_{F2}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\}$$

In esse compaiono tre integrali che possono essere calcolati, in prima approssimazione, come sommatorie:

$$C_{m0f} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot cma} \cdot \sum_{j=1}^n W_{Fj}^2 \cdot (\alpha_{w0L} + i_{fcl}) \cdot \Delta x$$

$$C_{maf} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot cma} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\}$$

- $K_2 - K_1$ fattore di correzione dipendente dal valore del rapporto della lunghezza e del diametro massimo della sezione maestra di fusoliera. Esso viene determinato attraverso il diagramma di figura;



$$l/d_{\max} = 9$$

$$K_2 - K_1 = 0.924$$

Fig 1 fattore di correzione $K_2 - K_1$

- S è la superficie alare di riferimento;
- cma è la corda media aerodinamica dell'ala;
- W_{Fj} è la larghezza della sezione j-esima di fusoliera;
- Δx è la lunghezza della j-esima parte della fusoliera.

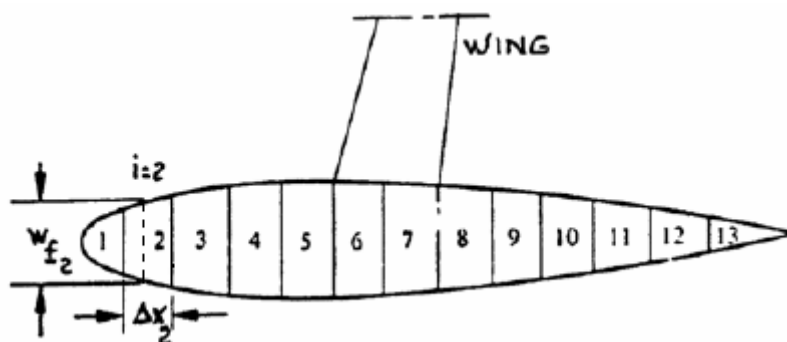


Fig 2 Vista fusoliera per il metodo delle strisce

- α_{w0L} è l'angolo di portanza nulla dell'ala pari a $\alpha_{w0L} = -2.95^\circ$;

- i_{fcl} è l'angolo di incidenza della linea media della fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima, rispetto alla retta di costruzione della fusoliera;

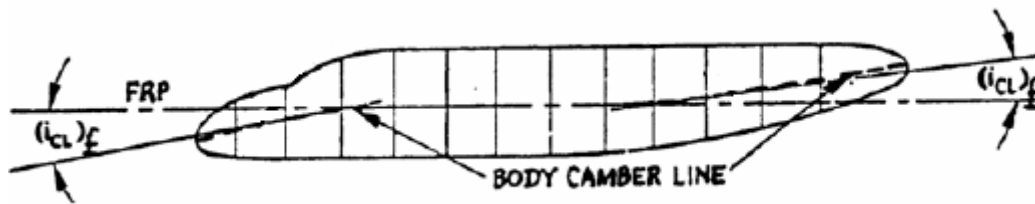
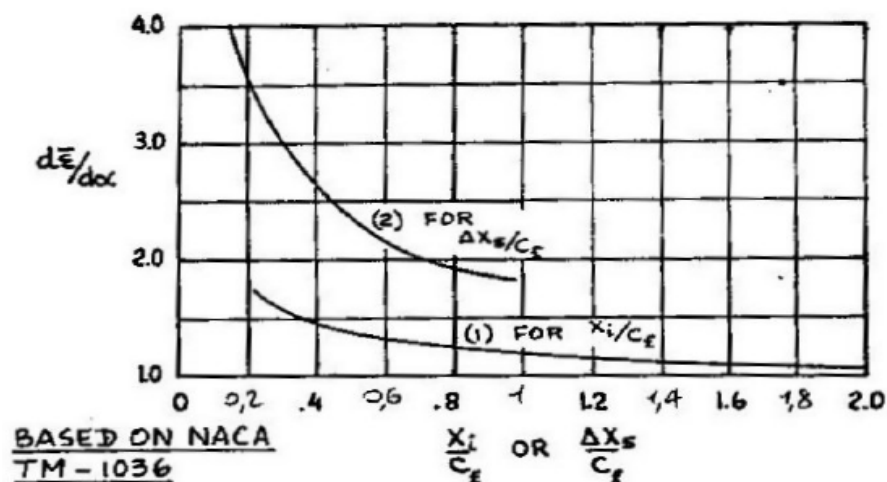


Fig 3 Vista fusoliera, angolo di incidenza della generica sezione rispetto alla retta di costruzione della fusoliera

- $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1$ è l'*upwash* che si manifesta in corrispondenza delle sezioni di fusoliera che si trovano anteriormente all'ala. Esso si calcola mediante la seguente formula:

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1 = \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1 \cdot \frac{C_{L_{\alpha w}}}{0.0785}$$

in cui compaiono il coefficiente della retta di portanza dell'ala isolata $C_{L_{\alpha w}}$ e la derivata $\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}$ calcolabile per ciascuna sezione attraverso i grafici riportati di seguito. In particolare, il primo di essi viene utilizzato per ricavarne il valore relativo alla striscia di fusoliera adiacente all'ala, mentre il secondo viene adoperato per ricavarne il valore relativo a tutte le altre strisce poste anteriormente all'ala stessa.



- $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_2$ è il *downwash* calcolato in corrispondenza di ciascuna sezione di fusoliera che si trovi posteriormente all'ala.

Esso può essere valutato attraverso la seguente formula

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_{F2}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) - 1\right]$$

In essa compaiono il *downwash* sul piano orizzontale di coda $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$, pari a 0.412.

Per il calcolo del Cm_0 suddividiamo la fusoliera in 14 strisce di uguale lunghezza.

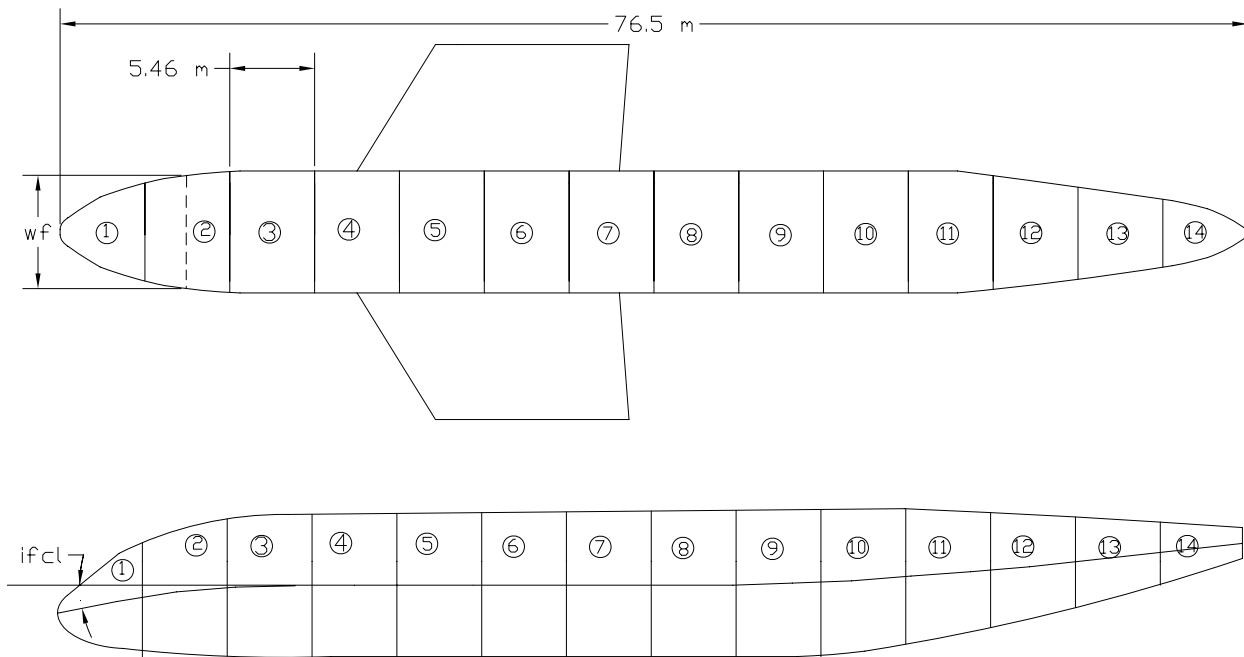


Fig 4 Suddivisione della fusoliera per il calcolo del Cm_0

| num. striscia | W_{Fj} (metri) | i_{fcl} (gradi) |
|---------------|------------------|-------------------|
| 1 | 4.07 | 11 |
| 2 | 6.6 | 5 |
| 3 | 7.1 | 1 |
| 4 | 7.1 | 0 |
| 5 | 7.1 | 0 |
| 6 | 7.1 | 0 |
| 7 | 7.1 | 0 |
| 8 | 7.1 | 0 |
| 9 | 7.1 | -2 |
| 10 | 7.1 | -5 |
| 11 | 7.1 | -5 |
| 12 | 6.08 | -5 |
| 13 | 4.7 | -6 |
| 14 | 3.03 | -2 |

$$Cm_0 = -0.0242$$

Suddividendo inoltre la parte prodiera della fusoliera in 5 parti uguali e la parte poppiera in 11 parti uguali, si calcola il C_{maf} , che risulta essere:

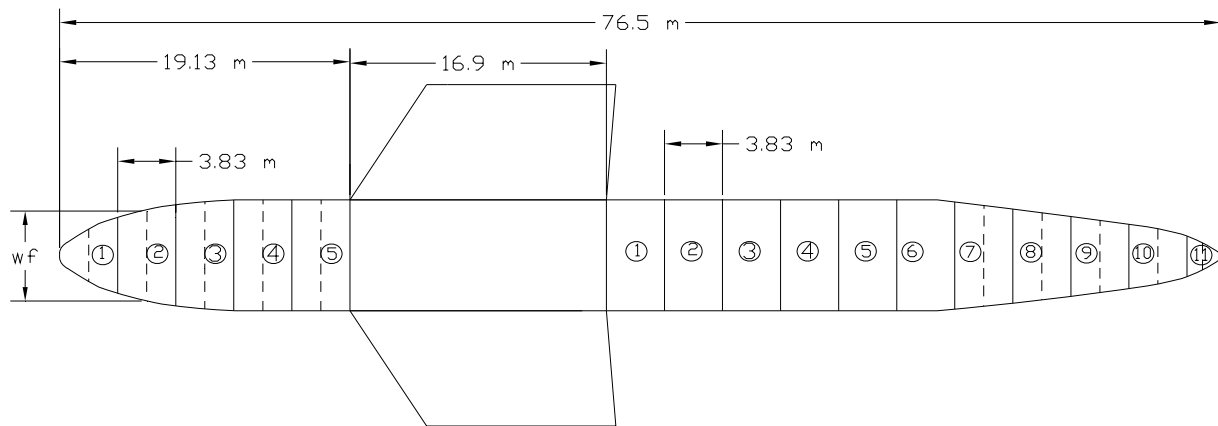


Fig 5 Suddivisione della fusoliera per il calcolo del C_{maf}

Per quanto riguarda la parte della fusoliera che precede l'ala avremo:

| num. striscia | W_{Fj} (metri) | i_{fcl} (gradi) | Δ_{x1} (m) | x_1 (m) | $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1$ |
|---------------|------------------|-------------------|-------------------|-----------|---|
| 1 | 3.36 | 11 | 3.83 | 17.24 | .221 |
| 2 | 5.86 | 9 | 3.83 | 13.41 | .23 |
| 3 | 6.88 | 5 | 3.83 | 9.58 | .266 |
| 4 | 7.1 | 1 | 3.83 | 5.75 | .53 |
| 5 | 7.1 | 0.5 | 3.83 | 3.83 | 2.21 |

Per la parte posteriore all'ala si ha

| num. striscia | W_{Fj} (metri) | Δ_{x2} (m) | x_2 (m) | $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_2$ |
|---------------|------------------|-------------------|-----------|---|
| 1 | 7.1 | 3.83 | 1.92 | -.972 |
| 2 | 7.1 | 3.83 | 5.75 | -.916 |
| 3 | 7.1 | 3.83 | 9.58 | -.861 |
| 4 | 7.1 | 3.83 | 13.41 | -.805 |
| 5 | 7.1 | 3.83 | 17.24 | -.75 |
| 6 | 7.1 | 3.83 | 21.07 | -.694 |
| 7 | 6.48 | 3.83 | 24.9 | -.638 |
| 8 | 5.6 | 3.83 | 28.73 | -.583 |
| 9 | 4.64 | 3.83 | 32.56 | -.527 |
| 10 | 3.55 | 3.83 | 36.39 | -.471 |
| 11 | 1.74 | 3.83 | 39.42 | -.427 |

Con questi valori determiniamo $Cm_\alpha = 0.0060$.

Centro aerodinamico del velivolo parziale.

La posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale, in percentuale della corda media aerodinamica dell'ala, è ottenibile mediante la seguente formula:

$$x_{acwb} = x_{acw} - \frac{C_{m_{af}}}{C_{L_{\alpha w}}} = .218 - \frac{0.0060}{.0695} = .1317$$

Quindi lo spostamento in avanti del centro aerodinamico è collegato al Cm_α della fusoliera.

Posizione dell'ala in fusoliera

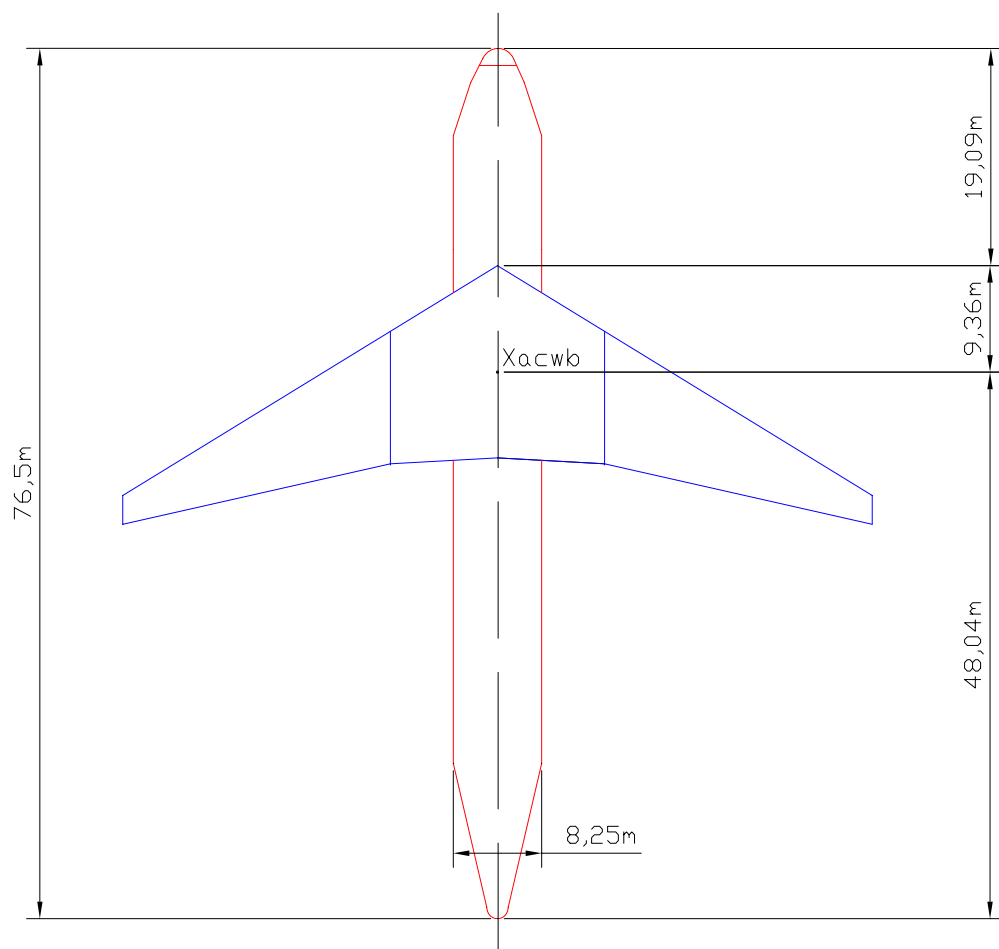


Fig 6 Inserimento ala in fusoliera