

Esercitazioni del corso di: Dinamica del Volo

Professore: D. Coiro

Esercitazione n°02: Caratteristiche di un'ala senza e con flap

Studenti: Pannisco Giuseppe 347/667

1. Scopi dell'esercitazione

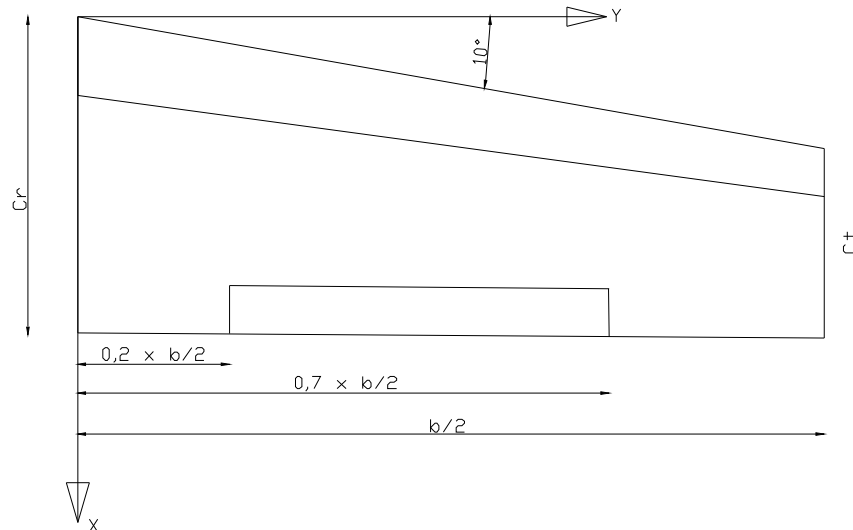
Assegnate le caratteristiche di un'ala, allegare a questa relazione, si calcoli la corda media aerodinamica e la sua posizione, con il metodo esatto e con quello approssimato, la posizione del centro aerodinamico, l'angolo α_{0L} ed il C_{Mac} . Supponendo inoltre che l'ala sia dotata di un flap, determinare l' α_{0L} di tutta l'ala con il flap abbassato.

2. Risultati

Le caratteristiche dell'ala sono:

$$c_r := 1 \quad c_t := .6 \quad \Lambda := 10 \quad lam := .6$$

$$c := c_r - c_t \quad b := 4.8 \quad S := 3.84$$



Con questi dati, la corda media aerodinamica risulta, col metodo esatto, pari a:

$$C_m := \left(\frac{2}{S} \right) \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} \left[c_r - c \cdot \frac{y}{\left(\frac{b}{2} \right)} \right]^2 dy$$

$$C_m = 0.817$$

Poiché la distribuzione di x_{le} è data dalla relazione: $x_{le}(y) := y \cdot \tan(\Lambda)$
la posizione della corda media aerodinamica con il metodo esatto risulta:

$$x_{mac} := \left(\frac{2}{S}\right) \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} x_{le}(y) \cdot \left[cr - c \cdot \frac{y}{\left(\frac{b}{2}\right)} \right] dy$$

$$x_{mac} = 0.713$$

$$y_{mac} := \left(\frac{2}{S}\right) \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} y \cdot \left[cr - c \cdot \frac{y}{\left(\frac{b}{2}\right)} \right] dy$$

$$y_{mac} = 1.1$$

Con le formule approssimate si ricavano invece i risultati:

$$c_{ordm} := \left(\frac{2}{3}\right) \cdot cr \cdot \left(\frac{1 + lam + lam^2}{1 + lam} \right)$$

$$c_{ordm} = 0.817$$

$$y_{app} := \left(\frac{b}{6}\right) \cdot cr \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot lam}{1 + lam} \right)$$

$$y_{app} = 1.1$$

per cui si vede che anche le formule approssimate sono sufficienti per ottenere un calcolo verosimile.

Per il calcolo dell'angolo di portanza nulla dell'intera ala, si sono utilizzati i seguenti valori:

$$epsr := 0 \quad epst := -3 \quad C_{mor} := -0.082 \quad C_{mot} := -0.047$$

$$a_{olr} := -3.8 \quad m_{or} := 0.100 \quad m_{ot} := .105 \quad x_{acr} := 0.239$$

$$x_{act} := 0.247 \quad a_{olt} := -2.0 \quad deao := -5$$

con i quali si sono costruite le relazioni:

$$eps(y) := epsr - (epsr - epst) \cdot \frac{y}{\frac{b}{2}} \quad a_{ol}(y) := a_{olr} - (a_{olr} - a_{olt}) \cdot \frac{y}{\frac{b}{2}}$$

$$c(y) := cr + (ct - cr) \cdot \frac{y}{\frac{b}{2}}$$

utilizzate per risolvere l'integrale che ci dà l' α_{0L} :

$$\text{alp}z := \left(\frac{2}{S} \right) \left[\int_0^{\frac{b}{2}} c(y) \cdot (aol(y) - \text{eps}(y)) dy \right] \quad \boxed{\text{alp}z = -1.6}$$

Per il calcolo della posizione del centro aerodinamico dell'ala, si sono utilizzate le formule seguenti:

$$x_m := \left(\frac{2}{CL \cdot S} \right) \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c_{Cla1}(y) \cdot x_{ac}(y) dy \quad y_m := \left(\frac{2}{CL \cdot S} \right) \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c_{Cla1}(y) \cdot y dy$$

nelle quali si utilizza il c_{Cla1} , ossia il carico addizionale presente sull'ala, calcolato col metodo di Schrenk:

$$c_{Cla1}(y) := \left(\frac{1}{2} \right) \cdot \left[c_{eff}(y) + \left(\frac{4 \cdot S}{\pi \cdot b} \right) \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{\frac{b}{2}} \right)^2} \right] \quad \text{carico addizionale}$$

$$c_{Clb}(y) := \left(\frac{1}{2} \right) \cdot c(y) \cdot m_o(y) \cdot (\text{eps}(y) - \text{alp}z) \quad \text{carico basico}$$

dove

$$c_{eff}(y) := c(y) \cdot \frac{m_o(y)}{\left(\frac{2}{S} \right) \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} m_o(y) \cdot c(y) dy} \quad m_o(y) := m_{or} - (m_{or} - m_{ot}) \cdot \frac{y}{\frac{b}{2}}$$

Ricordando che nel metodo di Schrenk il C_L totale dell'ala vale 1, la posizione del centro aerodinamico risulta:

$$x_m = 0.243 \quad y_m = 1.064$$

Il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico si può calcolare sia con le formule esatte, che con quelle approssimate.

Con le formule esatte si ricava:

$$C_{maca} := \left(\frac{2}{S \cdot C_m} \right) \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} C_{mo}(y) \cdot c(y)^2 dy \quad \boxed{C_{maca} = -0.067}$$

$$C_{macb} := \left(\frac{2}{S \cdot C_m} \right) \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} \left(\frac{c_{Clb}(y)}{c(y)} \right) \cdot x_{ac}(y) \cdot C_m \, dy \quad \boxed{C_{macb} = 1.239 \times 10^{-3}}$$

$$C_{maces} := C_{macb} + C_{maca} \quad \boxed{C_{maces} = -0.066}$$

Invece con la formula approssimata si ottiene:

$$C_{macbapp} := \left(\frac{2}{S \cdot C_m} \right) \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} (a_{lpz} + \epsilon_{ps}(y) - a_{ol}(y)) \cdot c(y) \cdot (x_{ac}(y) - x_m) \, dy$$

$$\boxed{C_{macbapp} = -3.837 \times 10^{-3}}$$

$$C_{macapp} := C_{macbapp} + C_{maca} \quad \boxed{C_{macapp} = -0.071}$$

si vede una lieve differenza nei due C_{Mac} calcolati.

Supponendo che l'ala sia dotata di flap, e che esso sia abbassato, con riferimento ai dati riportati nel testo dell'esercizio, si è calcolato il nuovo α_{0L} dell'ala con il flap abbassato:

$$S_f := \int_{0.2 \cdot \frac{b}{2}}^{0.7 \cdot \frac{b}{2}} c(y) \, dy$$

$$a_{olf} := \left(\frac{2}{S} \right) \left[\int_0^{\frac{b}{2}} c(y) \cdot (a_{ol}(y) - \epsilon_{ps}(y)) \, dy \right] + 2 \left(\frac{S_f}{S} \right) \cdot \alpha_{eao}$$

$$\boxed{a_{olf} = -4.163}$$

dove S_f è l'area della superficie d'ala influenzata dalla presenza del flap. L'angolo di portanza nulla è notevolmente diminuito, come ci si aspettava.