

**Esercitazioni del corso di:
Dinamica del Volo**

Professore: D. Coiro

**Esercitazione n°03:
Coefficiente di momento rispetto al
baricentro**

1. Scopi dell'esercitazione

Assegnate le caratteristiche di un velivolo, allegate a questa relazione, si calcolino i contributi al C_{Mcg} dovuti all'ala, alla fusoliera ed al piano di coda. Inoltre si calcoli la posizione del punto neutro a comandi bloccati.

2. Risultati

Per quanto riguarda il contributo dovuto all'ala, le caratteristiche del velivolo sono:

$$C_{mac} := -0.04 \quad b := 53.75 \quad S := 542.5 \quad Cl\alpha := 0.105$$

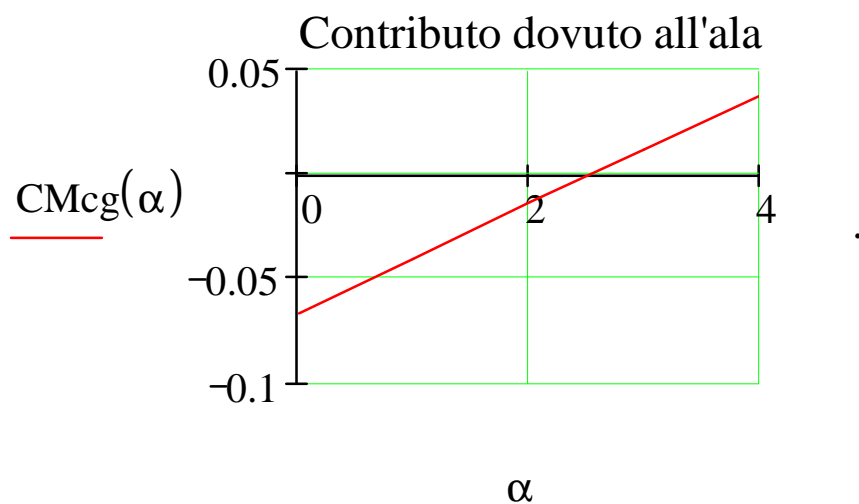
$$c := 10.93 \quad x_{ac} := .25 \cdot c \quad \alpha_{oL} := -1.0$$

ci resta da decidere la posizione del baricentro del velivolo rispetto alla corda media dell'ala, posizione che influenza la stabilità del velivolo.

Scegliendo $x_{cg}/c = 0.5$ si ottiene:

$$Cl_o := Cl\alpha \cdot \alpha_{oL} \quad Cl(\alpha) := Cl_o + Cl\alpha \cdot \alpha$$

$$CM_{cg}(\alpha) := Cl(\alpha) \cdot \frac{(x_{cg} - x_{ac})}{c} + C_{mac}$$



Il contributo dovuto al piano di coda è individuato dai seguenti parametri:

$$St := 149 \quad \eta := .95 \quad \text{valore assegnato}$$

$$bt := 24.75$$

$$ct := 6.5 \quad Cl\alpha_t := 0.1 \quad e := .85$$

$$lt := 23.6$$

$$it := -1 \quad AR := \left(\frac{b^2}{S} \right) \quad de\epsilon := \left(\frac{2 \cdot Cl\alpha}{\pi \cdot AR \cdot e} \right)$$

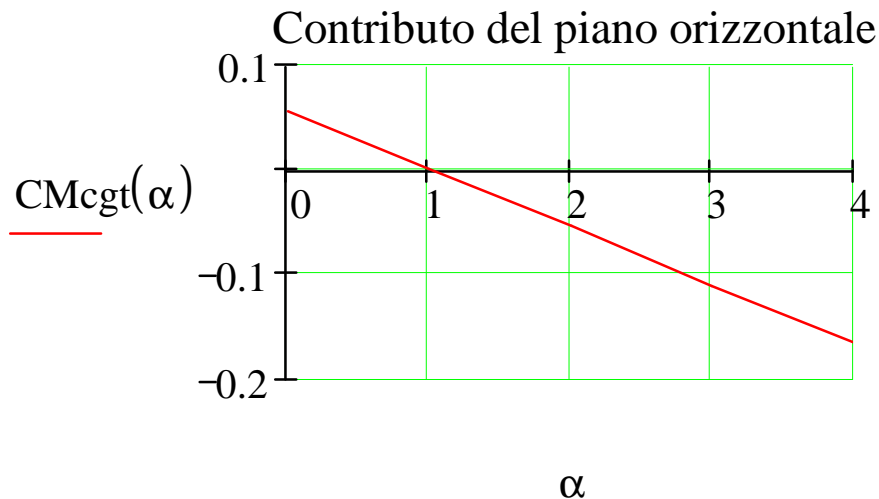
$$iw := 2$$

$$RH := \left(\frac{l_t \cdot St}{S \cdot c} \right) \quad RH = 0.593$$

dove il valore del rapporto tra pressione dinamica dell'ala e del piano di coda è stato scelto arbitrariamente, mentre il valore del parametro di Oswald 'e' si riferisce alla categoria di cui il velivolo fa parte.

Con questi dati si è calcolato:

$$CM_{cgt}(\alpha) := \eta \cdot RH \cdot Cl_{\alpha t} \cdot (-2 + iw - it) - \eta \cdot RH \cdot Cl_{\alpha t} \cdot \alpha \cdot (1 - de_e)$$



Per quanto riguarda la fusoliera, dai dati posseduti, si ricavano:

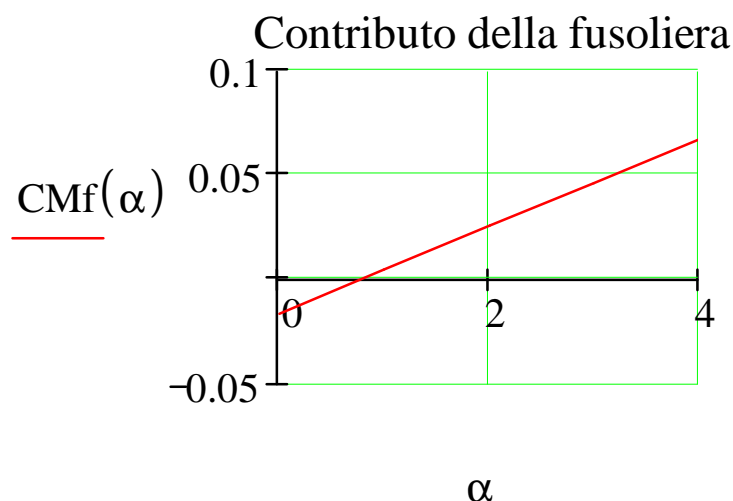
$$C_{M0f} = \frac{\Delta K}{36.5Sc} \sum_{x=0}^{lf} w_f^2 (a_{0w} + i_f) \Delta x \quad C_{Maf} = \frac{1}{36.5Sc} \sum_{x=0}^{lf} w_f^2 \frac{\partial e_u}{\partial a} \Delta x$$

con $\Delta K = 0.92$ e $de_u/d\alpha = 2.5$ ottenuti dai grafici.

In definitiva si ricava:

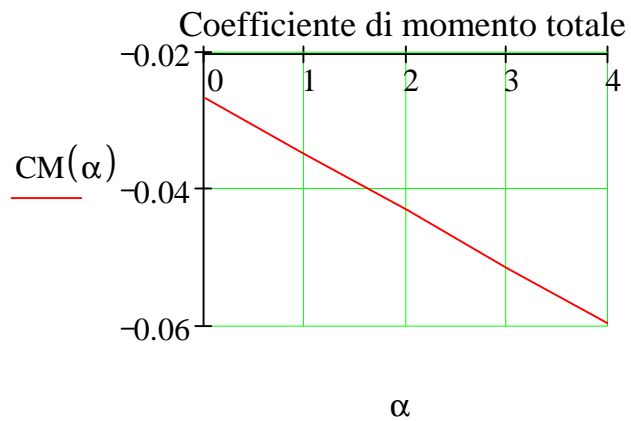
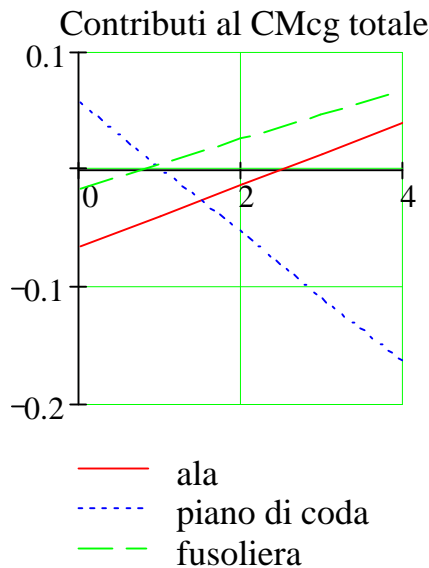
$$CM_{\alpha f} := 0.0210 \quad CM_{of} := -0.0168$$

$$CM_f(\alpha) := CM_{of} + CM_{\alpha f} \cdot \alpha$$



In definitiva, la somma dei vari contributi dà il seguente risultato:

$$CM(\alpha) := CM_{cg}(\alpha) + CM_{cgt}(\alpha) + CM_f(\alpha)$$



Imponendo che il C_{Mcg} non vari al variare di C_L , si ricava la posizione adimensionalizzata rispetto alla corda del punto neutro a comandi bloccati:

$$x_n := \left[\frac{x_{ac}}{c} - \left(\frac{CM_{\alpha f}}{Cl_{\alpha}} \right) + \eta \cdot RH \cdot \frac{Cl_{\alpha t}}{Cl_{\alpha}} \cdot (1 - de_{\epsilon}) \right]$$

$$x_n = 0.579$$

è adimensionale, è x_n/c

Il velivolo è risultato stabile. Poiché la stabilità è indicata dalla differenza tra la posizione del baricentro e quella del punto neutro (adimensionalizzate entrambe), se si suppone $x_{cg}/c = 0.6 > x_n/c = 0.579$ l'aereo sarà instabile, come si ottiene dai grafici:

