

## Esercitazione Nicolosi 30 Aprile 2010

Siano date le seguenti caratteristiche di un velivolo bimotore:

$$W = 1200 \text{ Kgf} \quad \text{quota} = \text{S.L.} \quad X_{C.G.} = 30\% \text{ c.m.a}$$

$$e \text{ (Fattore di Oswald totale)} = 0.8 \quad CD_0 = 0.03$$

Motori installati a 3 metri dall'asse di simmetria della fusoliera

### **Fusoliera:**

$$C_{m0f} = -0.005 \quad C_{m\alpha f} = 0.0035 \text{ deg}^{-1} \quad C_{N\beta f} = -0.003 \text{ deg}^{-1} \quad [C_{m0f} \text{ è il } C_{mf} \text{ a } C_{Lf} = 0]$$

### **Ala**

$$b = 10 \text{ m} \quad Cr = 1.5 \text{ m} \quad \lambda \text{ (rastr.)} = 0.5 \quad \Lambda_{l.e.} = 0 \text{ gradi}$$

$$C_{L\alpha 2D} = 0.11 \text{ deg}^{-1} \quad X_{acw} = 25\% C_{media} \quad \alpha_{0L2Droot} = -1.5 \text{ deg} \quad \alpha_{0L2Dtip} = -2.5 \text{ deg}$$

$$C_{macw3D} = -0.08 \quad \epsilon_{root} = 0 \text{ deg} \quad \epsilon_{tip} = -3 \text{ deg} \quad e \text{ (Fattore di Oswald)} = 0.9$$

$$i_w = 2 \text{ deg (rispetto alla retta di costruzione fusoliera)} \quad \Gamma \text{ (Angolo diedro)} = 5 \text{ gradi}$$

$$\text{alettoni:} \quad \eta_i = 0.7 \quad \eta_f = 1 \quad \tau_{alettoni} = 0.4$$

### **Piano orizzontale di coda (convenzionale)**

$$b_H = 2.5 \text{ m} \quad C_H = 1 \text{ m} \quad X_{acH-W} = 6 \text{ m (distanza tra i due centri aerodinamici)}$$

$$C_{L\alpha H2D} = 0.11 \text{ deg}^{-1} \text{ (profilo simmetrico)} \quad e \text{ (Fattore di Oswald)} = 0.9 \quad \eta_H = 1$$

$$\tau_e = 0.35 \quad i_h = -2 \text{ deg (rispetto alla retta di costruzione fusoliera)}$$

### **Piano verticale di coda:**

$$S_V = 4.5 \text{ m}^2 \quad l_V = 5 \text{ m} \quad C_{L\alpha 3DV} = 4 \text{ rad}^{-1} \quad \eta_V = 1 \quad h_V = 1.6 \text{ m} \quad \tau_{timone} = 0.45; \quad \frac{d\sigma}{d\beta} = 0.11$$

$h_V$  e' la distanza verticale media tra il centro aerodinamico del piano di coda e la direzione della velocita'.

- 1) Si supponga che la portanza totale sia generata dalla sola ala e che la retta di portanza nulla di questa coincida con quella del velivolo totale; assumendo la deflessione dell'equilibratore,  $\delta_e = -5^\circ$ , determinare:

- a. il  $C_{m0}$  del velivolo (cioè il  $C_m$  a  $C_L = 0$ )
- b. angolo assoluto di equilibrio e quello riferiti rispetto alla retta di fusoliera
- c. la velocità di volo e le potenze necessarie al volo (elica con rendimento uguale a .8)
- d. i carichi sul piano di coda
- e. la posizione del punto neutro del velivolo a comandi bloccati

- 2) Con  $V = 160 \text{ Km/h}$  valutare la deflessione necessaria  $\delta_e$ , l'angolo d'attacco  $\alpha_h$  il carico in coda  $L_h$

