ESAME DI STATO DI ISTITUTO TECNICO INDUSTRIALE
CORSO SPERIMENTALE – PROGETTO "IBIS"
INDIRIZZO: COSTRUZIONI AERONAUTICHE
TEMA DI: AEROTECNICA E IMPIANTI DI BORDO
Sessione Ordinaria 2007

SOLUZIONE

1) Volo orizzontale rettilineo uniforme

Si calcola la densità a 6100 m:

$$\rho_z = \rho_z \cdot \left[\frac{T_0 + \alpha \cdot z}{T_0}\right]^{4.256} = 1.225 \cdot \left[1 - \frac{6.5 \times 6.1}{288.15}\right]^{4.256} = 0.652 \left[\frac{kg}{m^3}\right]$$

Si calcola l'assetto (C_L):

$$L = W \quad \Rightarrow \quad \frac{1}{2}\rho_z V_0^2 S \cdot C_L = W \quad \Rightarrow \quad C_L = \frac{2}{\rho_z} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{1}{V_0^2}$$

Essendo:

$$V_0 = 495\ km/h = \frac{495}{3.6} = 137.5\ m/s$$

Si ha:

$$C_L = \frac{2}{0.652} \cdot \frac{127000}{54.60} \cdot \frac{1}{137.5^2} = 0.377$$

Si calcola l'allungamento:

$$\lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{24.85^2}{54.60} = 11.3 \quad \Rightarrow \quad \lambda_e = 0.89 \cdot 11.3 = 10.1$$

Si ipotizza valida la polare di Prandtl:

$$C_D = C_{D0} + \frac{{C_L}^2}{\pi \cdot \lambda_e}$$

e si calcola C_D:

$$C_D = 0.025 + \frac{0.377^2}{\pi \cdot 10.1} = 0.0295$$

e l'efficienza aerodinamica E:

$$E = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0.377}{0.0295} = 12.8$$

Dall'equazione di equilibrio alla traslazione:

$$T_{no} = D \quad \Rightarrow \quad T_{no} = \frac{L}{E} \quad \Rightarrow \quad T_{no} = \frac{W}{E}$$

si ricava la spinta necessaria al V.O.R.U. :

$$T_{no} = \frac{127000}{12.8} = 9922[N]$$

2) Virata

Consideriamo le equazioni di equilibrio in virata:

$$\begin{cases} L \cdot \cos\varphi = W \\ L \cdot \sin\varphi = F_C \\ T_{nv} = T_{no} \cdot n_v \end{cases}$$

Da esse si ricavano raggio, velocità e spinta necessaria durante la virata:

$$r = \frac{V_0^{\ 2}}{g \cdot \sin\varphi} = \frac{137.5^2}{9.81 \cdot \sin 48.2°} = 2585[m]$$

$$V_v = \frac{V_0}{\sqrt{\cos\varphi}} = 168.4\left[{m}/{s}\right]$$

$$T_{nv} = T_{no} \cdot n_v = 9922 \cdot 1.5 = 14883[N]$$

3) Picchiata a 40° (discesa)

Considerando l'elevato valore dell'angolo di rampa (β), se ipotizzassimo di disporre le eliche"a bandiera" (trazione nulla) si potrebbe calcolare la velocità e l'assetto ad inizio picchiata attraverso le seguenti equazioni di equilibrio:

$$\begin{cases} L = W \cdot \cos\beta \\ T_{nd} = D - W \cdot \sin\beta \end{cases}$$

Sviluppando i calcoli si troverebbe una velocità sulla traiettoria pari a 415 [m/s]. Questa è una velocità supersonica, chiaramente non compatibile con la tipologia del velivolo considerato.

Ipotizziamo allora che la velocità di discesa sia la stessa di quella di virata (168.4 [m/s]) e, da questa ricaviamo i coefficienti aerodinamici C_L e C_D in fase di discesa:

$$C_{Ld} = \frac{2}{\rho_z} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{1}{V_{0d}^{\ 2}} \cdot \cos\beta = \frac{2}{0.652} \cdot \frac{127000}{54.6} \cdot \frac{1}{168.4^2} \cdot \cos 40° = 0.193$$

$$C_{Dd} = 0.025 + \frac{0.193^2}{\pi \cdot 10.1} = 0.0262$$

Risulta quindi, per la spinta

$$T_{nd} = D - W \cdot \sin\beta = -68409[N]$$

Questo risultato, quindi, indica che per effettuare il volo considerato i propulsori devono essere posti in condizioni frenanti.

Ipotizziamo che la velocità in discesa rimanga costante e calcoliamo la perdita di quota in 15 secondi:

$$\Delta z = V_{0d} \cdot \sin\beta \cdot \Delta t = 168.4 \cdot \sin 40° \cdot 15 = 1624[m]$$

Quindi la quota da cui inizia la richiamata sarà:

$$z_{ir} = 6100 - 1624 = 4476[m]$$

Ricalcoliamo la densità a questa quota:

$$\rho_z = \rho_z \cdot \left[\frac{T_0 + \alpha \cdot z}{T_0}\right]^{4.256} = 1.225 \cdot \left[1 - \frac{6.5 \times 4.476}{288.15}\right]^{4.256} = 0.779\left[\frac{kg}{m^3}\right]$$

4) Richiamata con $n_r = 2{,}5$

Scriviamo le equazioni di equilibrio dinamico ad inizio richiamata

$$\begin{cases} L = W \cdot \cos\gamma + F_C \quad con\ \gamma = \beta = 40° \\ T_{nR} = D - W \cdot \sin\gamma \end{cases}$$

e a fine richiamata:

$$\begin{cases} L = W + F_C \\ T_{nR} = D \end{cases}$$

Essendo stato assegnato il fattore di carico $n_r = 2{,}5$:

$$n_r = \frac{L}{W} \Rightarrow L = W \cdot n_r$$

L'equazione di equilibrio verticale si esprime come segue:

$$W \cdot n_r = W + \frac{W}{g} \cdot \frac{V_r^2}{r_r} \Rightarrow n_r = 1 + \frac{V_r^2}{g \cdot r_r}$$

In quest'ultima equazione sono incognite sia la velocità che il raggio: ipotizziamo allora che la velocità di richiamata sia la stessa di quella di fine picchiata.

$$V_r = 168.4 \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_z}} = 168.4 \cdot \sqrt{\frac{1.225}{0.779}} = 211.2\left[m/s\right]$$

Il raggio di richiamata sarà dato da:

$$r_r = \frac{V_r^2}{g \cdot (n_r - 1)} = 3031[m]$$

La perdita di quota, tra l'inizio e la fine della richiamata, è data da:

$$\Delta z_r = r_r \cdot (1 - \cos 40°) = 709[m]$$

Quindi la quota di fine richiamata è data da:

$$z_f = 4476 - 709 = 3767[m]$$

La densità a questa quota risulta:

$$\rho_z = 0.839\left[\frac{kg}{m^3}\right]$$

Calcoliamo l'assetto (C_L) nel punto finale della richiamata:

$$L = n_r \cdot W \quad \Rightarrow \quad C_{Lr} = \frac{2}{\rho_z} \cdot \frac{n_r \cdot W}{S} \cdot \frac{1}{V_r^2} = 0.311$$

E infine:

$$C_{Dr} = 0.025 + \frac{0.311^2}{\pi \cdot 10.1} = 0.0280$$

$$E_r = \frac{0.311}{0.0280} = 11.1$$

$$T_{nr} = D = \frac{L}{E} = \frac{n_r \cdot W}{E} = 28604[N]$$

Pietro Bonacci
Docente di Tecnologie Aeronautiche e Laboratorio Tecnologico
ITIS "Feltrinelli" Milano

Vincenzo Mercurio
Docente di Aerotecnica e Impianti di Bordo
ITIS "Feltrinelli" Milano

Ruggero Sguera
Docente di Disegno Progettazione ed Esercitazioni di Costruzioni Aeronautiche
ITIS "Feltrinelli" Milano