

IBIS - ESAME DI STATO DI ISTITUTO TECNICO INDUSTRIALE

CORSO SPERIMENTALE – Progetto “IBIS”

Indirizzo: COSTRUZIONI AERONAUTICHE

Tema di: AEROTECNICA E IMPIANTI DI BORDO

Sessione Ordinaria 2014

SOLUZIONE

Trasformiamo la massa del velivolo in peso e la velocità di crociera in m/s:

$$Q = 599 \times 9.81 = 5876 \text{ N}$$

$$V = \frac{108 \times 1.852}{3.6} = 55.56 \text{ m/s}$$

Punto 1- polare del velivolo

Assumendo che la polare aerodinamica del velivolo segua l'andamento parabolico di Prandtl:

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

con

$$\lambda_e = \lambda \cdot k = \frac{b^2}{S} \cdot k$$

$$C_{D0} = 0.028$$

Assumiamo quindi $k=0,9$, quindi l'allungamento aerodinamico del velivolo risulta:

$$\lambda_e = \frac{9.7^2}{13.5} \cdot 0.9 = 6.27$$

Risulta in definitiva, per la polare del velivolo:

$$C_D = 0.028 + \frac{C_L^2}{\pi \cdot 6.27}$$

Il volume di carburante è:

$$V_{carb} = 29.5 \times 3.79 = 111.8 \text{ lt}$$

Indichiamo con C_h il consumo orario che risulta dai dati:

$$C_h = 18 \text{ lt/h}$$

Per le caratteristiche alla quota di crociera:

$$z = 5000 \times 0.3048 = 1524 \text{ m} \rightarrow T_z = 278.6 \text{ K}$$

$$\rho_z = \rho_0 \cdot \left[\frac{T_0 + \alpha \cdot z}{T_0} \right]^{4.256} = 1.225 \cdot \left[\frac{278.6}{288.15} \right]^{4.256} = 1.061 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Punto 2 – assetti caratteristici

$$C_{L_{E_{max}}} = \sqrt{\pi \cdot \lambda_e \cdot C_{D_0}} = 0.753$$

$$E_{max} \quad C_{D_{E_{max}}} = 2 \times C_{D_0} = 0.056$$

$$E_{max} = \frac{0.743}{0.056} = 13.3$$

$$C_{L_{(E \cdot \sqrt{C_L})_{max}}} = \sqrt{3 \cdot \pi \cdot \lambda_e \cdot C_{D_0}} = 1.286$$

$$C_{D_{(E \cdot \sqrt{C_L})_{max}}} = 4 \times C_{D_0} = 0.112$$

$$(E \cdot \sqrt{C_L})_{max} \quad E_{(E \cdot \sqrt{C_L})_{max}} = \frac{1.286}{0.112} = 11.48$$

$$(E \cdot \sqrt{C_L})_{max} = 11.48 \times \sqrt{1.286} = 13.0$$

La velocità di stallo risulta

$$V_S = \sqrt{\frac{2}{\rho_0} \times \frac{W}{S} \times \frac{1}{C_{L_{max}}}} = \sqrt{\frac{2}{1.225} \times \frac{5876}{13.50} \times \frac{1}{1.90}} = 19.3 \text{ m/s}$$

Punto 3 – tempo di salita rapida

$$t_{min} = \frac{\Delta z}{(V_z)_{max}}$$

$$(V_{z_{max}})_{medio} = \frac{(\pi_a)_{\rho_m} \times \eta_p - (\pi_{no})_{min}}{W}$$

con:

$$\rho_m = \frac{1.225 + 1.061}{2} = 1.143 \text{ kg/m}^3$$

$$(\pi_a)_{\rho_m} = (\pi_a)_{\rho_0} \times \left(\frac{\rho_m}{\rho_0}\right)^{1.3} = 73 \times \left(\frac{1.143}{1.225}\right)^{1.3} = 66.7 \text{ kW}$$

$$V = \sqrt{\frac{2}{1.143} \times \frac{5886}{13.5} \times \frac{1}{1.286}} = 24.3 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$(\pi_{n0})_{min} = \frac{W}{E} \times V = \frac{5876}{11.48} \times \frac{24.3}{1000} = 12.4 \text{ kW}$$

$$(V_{z_{max}})_{medio} = \frac{66.7 \times 0.80 - 12.4}{5.876} = 6.97 \text{ m/s}$$

$$t_{min} = \frac{1524}{6.97} \approx 2.19' = 3' 39''$$

Punto 4 -virata

Alla quota $z = 1524 \text{ m}$ risulta una densità
 $\rho_z = 1.061 \text{ kg/m}^3$

Per definire la virata standard (intesa come virata corretta) serve assegnare un altro parametro oltre alla velocità già nota.

Le equazioni di equilibrio forniscono:

$$L \cdot \cos(\varphi) = W$$

$$L \cdot \sin(\varphi) = F_c$$

con

$$F_c = \frac{W}{g} \cdot \frac{V_v^2}{r}$$

Indichiamo con φ l'angolo di sbandamento e assumiamo un valore di 20° . Risulta:

$$L = \frac{W}{\cos(\varphi)} = \frac{5876}{\cos(20^\circ)} = 6253 \text{ N}$$

$$F_c = \frac{W}{tg(\varphi)} = 5876 \times tg(20^\circ) = 2139 \text{ N}$$

Si può ricavare il raggio di virata:

$$r = \frac{W}{g} \cdot \frac{V_v^2}{F_c} \approx 864 \text{ m}$$

Si ricava inoltre

$$C_{L_v} = \frac{6253}{\frac{1}{2} \times 1.061 \times 55.56^2 \times 13.50} \approx 0.283$$

$$C_{D_v} = 0.028 + 0.004 = 0.032$$

$$E_v = 8.84$$

$$\pi_{nv} = \frac{L_v}{E_v} \times V_v = 39.3 \text{ kW}$$

Punto 5 - autonomie

La nostra motoelica è a passo variabile, per cui l'autonomia di percorso si realizza ad E_{max} e quella di durata a $(E \cdot \sqrt{C_L})_{max}$.

La formula dell'autonomia di percorso è la seguente:

$$s_{max} = \frac{E_{max} \times \eta}{c_s \times g} \times \ln \left(\frac{1}{1 - \frac{W_c}{W_i}} \right)$$

Quella relativa alla durata è:

$$t_{max} = 2 \times \sqrt{\frac{\rho_z}{2}} \times \frac{s}{W_i} \times \frac{(E \cdot \sqrt{C_L})_{max} \cdot \eta}{g \times c_s} \times k$$

$$\text{con } k = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{W_c}{W_i}}} - 1$$

Il significato e i valori dei simboli sono i seguenti:

W_i = peso iniziale del velivolo = 5876 N

W_c = peso di carburante disponibile = 29.5 x 3.79 x 0.73 x 9.81 = 800 N

con 3.79 litri /gal e 0.73 kg/litri (densità della benzina)

$$C_s = \text{consumo specifico} = \frac{18 \times 0.73}{73 \times 0.75} = 0.24 \frac{\text{kg}}{\text{kW} \cdot \text{h}} = 6.67 \times 10^{-8} \frac{\text{kg}}{\text{W} \cdot \text{s}}$$

Pertanto l'autonomia chilometrica risulta:

$$s_{max} = 2381 \text{ km}$$

e l'autonomia di durata è:

$$t_{max} = 23^h 24'$$

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
