

## ESAME DI STATO DI ISTITUTO TECNICO INDUSTRIALE

CORSO SPERIMENTALE – Progetto “IBIS”

**Indirizzo:** COSTRUZIONI AERONAUTICHE

**Tema di:** AEROTECNICA E IMPIANTI DI BORDO

Sessione Ordinaria 2013

### SOLUZIONE

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

$$Q = 600 \times 9.81 = 5886 \text{ N}$$

$$V = 100 \text{ kts} = 51.4 \text{ m/s}$$

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

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

Assumiamo quindi  $k=0,95$ , quindi l'allungamento aerodinamico del velivolo risulta:

$$\lambda_e = \frac{9.4^2}{13.4} \cdot 0.95 = 6.26$$

In configurazione di decollo con flap, la velocità di stallo risulta:

$$V_{S_F} = 34.5 \times 1.852 = 63.89 \text{ km/h} = 17.74 \text{ m/s}$$

mentre il coefficiente di portanza massimo sarà:

$$C_{L_{MAX_{dec}}} = \frac{\frac{2}{1.225} \times 439.2}{17.74^2} = 2.276$$

Ai fini della risposta ai quesiti posti dalla traccia, si può trascurare la fase di decollo per quanto riguarda spazi, tempi e consumi complessivi.

a) SALITA RAPIDA

La salita rapida del motoelica (a passo variabile) si consegue all'assetto di potenza necessaria minima:

$$(C_L)_{(E \cdot \sqrt{C_L})_{max}} = \sqrt{3 \cdot \pi \cdot \lambda_e \cdot C_{D0}} = \sqrt{3 \cdot \pi \cdot 6.26 \cdot 0.028} = 1.285$$

$$C_D = 4 \cdot C_{D0} = 0.112$$

$$E = 11.47$$

$$V_{(E \cdot \sqrt{C_L})_{\max}} = \sqrt{\frac{2}{1.225} \times \frac{439.2}{1.285}} = 23.6 \text{ m/s} \Rightarrow V_{RA_0} = 23.6 \text{ m/s}$$

$$(W_{no})_{\text{MIN}} = \frac{Q}{E} \times V = \frac{5886}{11.47} \times 23.6 / 1000 = 12.1 \text{ kW}$$

$$W_d = 73 \times 0.85 = 62.0 \text{ kW}$$

$$v_{RA_0} = \frac{W_d - W_{no}}{Q} = \frac{62.0 - 12.1}{5886} \times 1000 = 8.48 \text{ m/s}$$

$$\rho_{800} = \rho_0 \cdot \left[ \frac{T_0 + \alpha \cdot z}{T_0} \right]^{4.256} = 1.225 \cdot \left[ \frac{288,15 - 6,5 \times 0.8}{288,15} \right]^{4.256} = 1.13 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$(W_d)_{800} = 62.0 \times \left( \frac{\rho_z}{\rho_0} \right)^{1.3} = 56.1 \text{ kW}$$

$$(W_{no})_{800} = 12.1 \times \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_z}} = 12.6 \text{ kW} \Rightarrow V_{RA_{800}} = 23.6 \times \sqrt{\frac{1.225}{1.13}} = 24.6 \text{ m/s}$$

$$v_{RA_{800}} = \frac{56.1 - 12.6}{5.886} = 7.39 \text{ m/s}$$

Ai fini del calcolo dello spazio in orizzontale valutiamo l'angolo di rampa medio:

$$\beta_M = \arcsin \frac{8.48 + 7.39}{23.6 + 24.6} = 19.2^\circ$$

E quindi lo spazio al suolo risulta:

$$s_{\text{salita}} = \frac{\Delta z}{\text{tg } \beta_M} = \frac{800}{\text{tg } 19.2^\circ} = 2297 \text{ m}$$

Il tempo minimo di salita è dato da:

$$(v_{RA})_{\text{medio}} = 8.47 + \frac{7.39}{2} = 7.93 \text{ m/s}$$

$$\Delta t_{\text{salita}} = \frac{\Delta z}{(v_{RA})_{\text{medio}}} = 800 / 7.93 \approx 100'' = 1' 40''$$

Il consumo di carburante è dato da:

$$(Q_c)_{\text{salita}} = c_s \times W_m \times \Delta t_{\text{salita}} \times g = 0.25 \times \left( \frac{73 + 65.7}{2} \right) \times 100 / 3600 \times 9.81 = 4.7 \text{ N}$$

## b) VIRATA

Trascuriamo la variazione di peso dovuta al consumo di combustibile. Indicato con  $\phi$  l'angolo di sbandamento nella virata corretta, le equazioni di equilibrio nel piano verticale forniscono:

$L \cdot \cos \phi = Q$  (equilibrio verticale)

$$L \cdot \sin \phi = F_c = \frac{Q}{g} \cdot \left( \frac{V_v^2}{r} \right)$$

Risulta quindi:

$$\phi = \arccos \frac{Q}{L} = \arccos 1/n = \arccos 1/1.5 = 48.2^\circ$$

$$C_{L_v} = \frac{2 \times 5886 \times 1.5}{1.13 \times 51.4^2 \times 13.4} = 0.441$$

$$C_{D_v} = 0.028 + \frac{0.441^2}{\pi \times 6.26} = 0.0379$$

$$E_v = \frac{0.441}{0.0379} = 11.6 \quad \Rightarrow \quad D_v = \frac{L}{E_v} = \frac{5886 \times 1.5}{11.6} = 761 \text{ N}$$

$$W_{nv} = D_v \times V_v = \frac{761 \times 51.4}{1000} = 39.1 \text{ kW}$$

$$r = \frac{Q \cdot V_v^2}{g \cdot L \sin \phi} = \frac{V_v^2}{g \cdot n \cdot \sin \phi} = \frac{51.4^2}{9.81 \cdot 1.5 \cdot \sin 48.2^\circ} \simeq 241 \text{ m}$$

Spazio, tempo e consumo in virata sono dati da:

$$s_v = \pi \times r = \pi \times 241 = 757 \text{ m}$$

$$t_v = \frac{s_v}{v_v} = \frac{757}{51.4} \simeq 15''$$

$$(Q_c)_v = \frac{0.25 \times 39.1}{0.85} \times \frac{15}{3600} \times 9.81 \simeq 0.46 \text{ N}$$

c) VOLO ORIZZONTALE (110')

Lo spazio percorso in questa fase è dato da:

$$s_{orizz} = \frac{51.4 \times 110 \times 60}{1000} \simeq 339 \text{ km}$$

Considerando il peso ancora 5886 N all'uscita dalla virata, si calcola l'assetto:

$$C_L = \frac{2 \times 5886}{1.13 \times 51.4^2 \times 13.4} = 0.294 \quad \Rightarrow \quad C_D = 0.028 + \frac{0.294^2}{\pi \times 6.26} = 0.032 \quad \Rightarrow \quad E = \frac{0.294}{0.032} = 12.67$$

La potenza necessaria risulta:

$$W_{n0} = \frac{Q}{E} \cdot V = \frac{5886 \cdot 51.4}{12.67 \cdot 1000} = 23.9 \text{ kW}$$

La quantità di benzina consumata in questa fase risulta:

$$(Q_c)_{orizz} = \frac{0.25 \times 23.9}{0.85} \times \frac{110}{60} \times 9.81 = 126.4 \text{ N}$$

Il peso totale di combustibile consumato nelle tre fasi considerate, risulta:

$$(Q_c)_{tot} = 4.7 + 0.46 + 126.4 \approx 132 \text{ N} \Rightarrow (m_c)_{tot} = \frac{132}{9.81} = 13.4 \text{ kg}$$

Assumendo per la benzina una densità di 0.75 kg/lt, il volume consumato è  $13.4/0.75 = 17.9$  lt. Il volume residuo di benzina risulta quindi  $60 - 17.9 = 42.1$  lt.

Lo spazio orizzontale complessivamente percorso nelle tre fasi precedenti è:

$$s_{tot} = 2.297 + 0.757 + 339 \approx 342 \text{ km}$$

Il tempo complessivamente impiegato è:

$$t_{tot} = 1' 40'' + 15'' + 110' \approx 112'$$

#### d) AUTONOMIA CHILOMETRICA RESIDUA

La quantità di benzina disponibile (senza considerare alcuna riserva) risulta:

$$Q_c = 42.1 \times 0.75 \times 9.81 \approx 309 \text{ N}$$

L'assetto da considerare è quello di efficienza massima:

$$C_L = \sqrt{\pi \times 6.26 \times 0.028} = 0.742$$

$$C_D = 2 \times 0.028 = 0.056$$

$$E_{max} = \frac{0.742}{0.056} = 13.2$$

Considerando il peso medio del velivolo:

$$Q_{medio} = (5886 - 132) - 309/2 \approx 5600 \text{ N}$$

Quindi la velocità media sarà:

$$V_m = \sqrt{\frac{2}{1.13} \times \frac{5600}{13.4} \times \frac{1}{0.742}} = 31.57 \text{ m/s} = 113.7 \text{ km/h}$$

La potenza necessaria media è data da:

$$(W_{no})_{media} = \frac{Q_{medio}}{E_{max}} \times (V_m)_{km} = \frac{5600 \times 31.542}{13.2 \times 1000} = 13.38 \text{ kW}$$

La potenza motrice media richiesta risulta:

$$(W_m)_{media} = \frac{(W_{no})_{media}}{\eta_p} = 15.7 \text{ kW}$$

Con tale potenza motrice media il tempo di volo per consumare i 309 N di benzina si ricava da:

$$Q_c = c_s \times W_m \times t \times g$$

con il tempo "t" dato da:

$$t = \frac{Q_c}{c_s \times W_m \times g} = \frac{309}{0.25 \times 15.7 \times 9.81} = 8.02 \text{ h}$$

Quindi lo spazio massimo percorribile risulta:

$$s = 113.7 \times 8.02 = 912 \text{ km}$$

e) AVARIA MOTORE

Si ipotizza di effettuare un volo librato in assenza di vento (elica in bandiera) dalla quota iniziale di 800 m. Lo spazio massimo percorribile si ottiene all'assetto di efficienza massima:

$$s_{max} = z \times E_{max} = 800 \times 13.2 = 10560 \text{ m}$$

---

**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

---