ESAME DI STATO DI ISTITUTO TECNICO INDUSTRIALE

CORSO SPERIMENTALE – Progetto “IBIS”

Indirizzo: COSTRUZIONI AERONAUTICHE

Tema di: AEROTECNICA E IMPIANTI DI BORDO

Sessione Ordinaria 2011

SOLUZIONE

Calcoliamo l'allungamento alare geometrico ed effettivo:

$$\lambda=\frac{b^2}{S}=11.63$$

$$\lambda_e=0.9\cdot\lambda=10.47$$

Trasformiamo le varie grandezze assegnate nel sistema SI:

$$z=10000\,ft=3048\,m$$

$$r=raggio\,di\,virata\,corretta=70\,x\,1852=129640\,m$$

Valutiamo le potenze totali (motrice e disponibile):

$$P_{m,max}=4226\times 2=8452\,kW$$

$$P_{d,max}=8452\times 0.78=6593\,kW$$

Dai dati disponibili si evince che il velivolo è un turboelica e, non avendo altre informazioni, riferiremo le potenze di cui sopra al livello del mare e trascureremo quindi le variazioni di potenza con la quota. Considereremo inoltre il velivolo assoggettato alla normativa civile.

Passiamo ora alla soluzione del problema, individuando le successive fasi in cui può essere suddivisa la missione:

1. decollo (compreso il raggiungimento dell'ostacolo convenzionale ai 15 m)
2. salita rapida fino ai 3048 m
3. virata corretta con percorso di 2 giri
4. discesa dai 3048 m sino ai 15 m dell'ostacolo convenzionale
5. atterraggio

Fase 1 - Decollo

Calcoliamo le velocità caratteristiche di decollo:

$$V_r=velocità\,di\,rotazione=1.2\times V_{s,dec}=1{,}2\times\sqrt{\frac{2}{1.225}\times\frac{453000}{120}\times\frac{1}{1.95}}=67.5\,m/s$$

$$V_{ost}=velocità\,sull'\,ostacolo=1.3\times V_{s,dec}=73.1\,m/s$$

Per la fase di rullaggio, calcoliamo i coefficienti di portanza e resistenza ottimali:

$$C_{L,ott}=\frac{1}{2}\pi\lambda_e\times f=\frac{1}{2}\times\pi\times 10.47\times 0.02=0.329$$

$$C_{D,ott}=0.023+0.018+\frac{0.329^2}{\pi\cdot 10.47}=0.0443$$

Per il decollo, limiteremo il calcolo del tempo alla sola fase di rullaggio e valuteremo, attraverso le equazioni di equilibrio dinamico alla traslazione, l'accelerazione media di tale fase:

$$a_m=\frac{g}{W}\cdot\left[\frac{P_d}{V_m}-f\cdot W-\frac{1}{2}\cdot\rho\cdot S\cdot(C_D,ott-f\cdot C_L,ott)\cdot V_m^2\right]$$

$$V_m=\frac{V_r}{2}=\frac{67.5}{2}=33.8\,m/s$$

$$a_m=\frac{9.81}{453000}\cdot\left[\frac{6.593\times 10^6}{33.8}-0.02\cdot 453\times 10^3-\frac{1}{2}\cdot 1.225\cdot 120\cdot(0.0443-0.02\cdot 0.329)\cdot 33.8^2\right]=3.96\,m/s^2$$

$$\Delta t_{rullaggio}=\frac{V_r}{a_m}=\frac{33.8}{3.96}=8.53\,s$$

Stimando in circa 2 secondi la fase transitoria e in 4 secondi la salita ai 15 m, risulta:

$$\Delta t_{decollo}=8.53+2+4=15\,s$$

<u>Fase 2 – Salita Rapida</u>

Calcoliamo la densità dell’aria alla quota di 3048 m:

$$\rho_z=\rho_0\cdot\left[\frac{T_0+\alpha\cdot z}{T_0}\right]^{4.256}=1.225\cdot\left[1-\frac{6.5\times 3.048}{288.15}\right]^{4.256}=0.905\ \frac{kg}{m^3}$$

Ai fini del calcolo del tempo di salta ci riferiremo alla seguente densità media:

$$\rho_m=\frac{0.905+1.225}{2}=1.065\frac{kg}{m^3}$$

Calcoliamo il rateo massimo di salita, il coefficiente di portanza e gli altri parametri relativi alla salita rapida:

$$v_{max}=\frac{P_{d,max}-P_{NO,min}}{W}$$

$$C_{L_{ra}}=\sqrt{3\pi\lambda_e C_{D_0}}=\sqrt{3\pi\, 10.47\, 0.023}=1.51$$

$$E_{RA}=\frac{1.51}{0.023+\frac{1.51^2}{\pi\cdot 10.47}}=16.4$$

$$V_{O_{RA}}\simeq\sqrt{\frac{2}{1.065}\times\frac{453000}{120}\times\frac{1}{1.51}}=68.5\frac{m}{s}$$

$$P_{NO_{min}}=\frac{W}{E_{RA}}\times V_{O_{RA}}=\frac{453000}{16.4}\times\frac{68.5}{1000}=1892\,kW$$

$$v_{max}=\frac{6593-1892}{453}\simeq 10.4\frac{m}{s}$$

Noti il rateo di salita e la velocità di salita rapida, possiamo – con semplici considerazioni trigonometriche – ricavare anche l'angolo di salita:

$$\beta_{RA}=\arcsin\left(\frac{v_{max}}{V_{O_{RA}}}\right)=8.73°$$

Il tempo di salita risulta:

$$t_{salita} \simeq \frac{z}{v_{RA}} = \frac{3048}{10.4} = 293'' = 4'53''$$

Valutiamo il peso di combustibile consumato:

$$W_{C_{salita}} = C_s \times P_m \times t_{salita} = \frac{1.6 \times 8452 \times 293}{3600} = 1100\, daN = 11\, kN$$

Quindi il peso ad inizio virata sarà:

$$W = 453 - 11 = 442\, kN$$

<u>Fase 3: Virata Corretta</u>

Ipotizziamo che la virata avvenga ad assetto di potenza necessaria minima. Sfruttando alcuni dati calcolati in precedenza e trascurando gli 11 kN di consumo, risulta:

$$C_L = 1.51$$

$$E = 16.4$$

$$V_0 = 68.5 \times \sqrt{\frac{1.065}{0905}} = 74.3\, \frac{m}{s}$$ (velocità in VORU)

Sapendo che in virata corretta risulta

$$r = \frac{V_0^2}{g \cdot \sin(\phi)}$$

con ϕ angolo di sbandamento, ricaviamo:

$$\sin(\phi) = \frac{V_0^2}{g \cdot r} = \frac{74.3^2}{9.81 \times 129640} = 0.00434$$

da cui risulta

$$\phi = 0.249°$$

Quindi la virata è realizzata con un angolo di sbandamento talmente piccolo da poter considerare il fattore di carico "n" pari ad 1 e la velocità di virata V_v coincidente con V_0 .

Pertanto la potenza necessaria in virata e la corrispondente potenza motrice necessaria sono date da:

$$P_{n_v} = P_{n0} \times n^{3/2} = \frac{442}{16.4} \times 74.3 = 2002\, kW$$

$$P_{m_v} = \frac{P_{nv}}{\eta} = \frac{2002}{0.78} = 2567\, kW$$

Si fa notare che in via molto approssimata si è considerato il peso costante e pari a quello di inizio virata.

Calcoliamo il tempo necessario a compiere un giro completo:

$$t_{giro} = \frac{2\pi r}{V_v} = \frac{2\pi \times 129640}{74.3} = 10963'' = 3.045\, h = 3^h 2' 43''$$

Il consumo in un giro è:

$$W_{c,giro} = 1.6 \times 2567 \times 3.045 = 12506\, daN = 125\, kN$$

Il consumo totale al termine della virata risulta:

$$(W_c)_{fine-virata}=125\times2+11=261\,kN$$

Si sottolinea ancora che nei calcoli precedenti si è ignorata la variazione di peso che, in questo caso, è molto rilevante.

Il peso del velivolo a fine virata risulta:

$$(W)_{fine-virata}=453-261=192\,kN$$

Fase 4: Discesa

Per riportare il velivolo sulla pista di partenza conviene realizzare un angolo di discesa uguale a quello medio di salita (pari ad 8.73 °) e scegliamo di mantenere lo stesso assetto utilizzato precedentemente sia in salita che in virata.

Riferendoci alla densità media di $1.065\frac{kg}{m^3}$ possiamo calcolare la potenza necessaria alla discesa:

$$P_{nd}\simeq P_{n0}-W\,V_d\,sen(\beta)$$

dove V_d è data da:

$$V_d=\sqrt{\frac{2}{1.065}\times\frac{192000}{120}\times\frac{1}{1.51}}=44.6\,m/s$$

e

$$P_{n0}=\frac{192}{16.4}\times44.6=522\,kW$$

$$P_{n\,d}=522-192\times44.6\times sen(8.73°)=-778\,kW$$

Questo risultato indica che – volendo mantenere le condizioni di discesa imposte – occorrerà porre l'elica in condizioni frenanti.

Calcoliamo il tempo di discesa:

$$t_{discesa}\frac{3048}{44.6\times sen(8.73)}=450''=7'30''$$

Per questa fase di discesa trascuriamo il consumo di combustibile.

Fase 4: Atterraggio

Ipotizziamo che il coefficiente di portanza in atterraggio sia circa 2.2 e la conseguente velocità di stallo pari a:

$$V_{s,atterraggio}=\sqrt{\frac{2}{1.225}\times\frac{192000}{120}\times\frac{1}{2.2}}=34.5\frac{m}{s}$$

Le altre velocità caratteristiche sono:

$$V_{ost}=1.3\times34.5=44.85\;\frac{m}{s}$$

$$V_c=1.2\times34.5=41.4\;\frac{m}{s}$$

La distanza di avvicinamento:

$$s_{avv}=\frac{\frac{1}{2}\times\frac{W}{g}\times(V_{ost}^2-V_c^2)+W\cdot 15}{\frac{W}{E}}$$

Assumendo E=5 risulta:

$$s_{avv}\simeq 150\,m$$

$$t_{avv}\simeq\frac{s_{avv}}{\frac{44.85+41.4}{2}}\simeq 3.5''\simeq 4''$$

Per la fase di frenata, assumiamo una decelerazione media pari a $2.5\frac{m}{s^2}$. Quindi risulta:

$$t_{frenata}=\frac{V_c}{a_m}=\frac{41.5}{2.5}\simeq 17''$$

Il tempo complessivo della missione risulta:

$$t_{tot}=15''+293''+10963''\times 2+450''+4''+17''=22705''=6^h 18'25''$$

Il consumo totale di combustibile risulta:

$$W_{c,tot}=11+250=261\,kN$$

Infine lo sfalsamento temporale tra i decolli dei due velivoli sarà pari al tempo necessario a coprire mezzo giro di virata:

$$\Delta t=\frac{10963''}{2}=5481.5''=1^h 31'21''$$

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