ESAME DI STATO DI ISTITUTO TECNICO INDUSTRIALE

CORSO SPERIMENTALE – Progetto “IBIS”

Indirizzo: COSTRUZIONI AERONAUTICHE

Tema di: AEROTECNICA E IMPIANTI DI BORDO

Sessione Ordinaria 2012

SOLUZIONE

Premessa

Dall'analisi dei dati si deduce che il peso W_{TO}=16.380 kN non è realistico: si avrebbe un carico alare W/S=300.550 N/m², mentre per la tipologia di velivolo in oggetto si può considerare un carico alare 100 volte più piccolo. Quindi assumiamo che sia W_{TO}=163,80 kN.

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

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

Assumiamo quindi k=0,90, quindi l'allungameto aerodinamico del velivolo risulta:

$$\lambda_e = \frac{24{,}57^2}{54{,}50} \cdot 0{,}90 = 9{,}97$$

Considereremo il velivolo in due diverse configurazioni:

a) configurazione pulita (crociera)

b) configurazione decollo (flaps e carrelli estesi)

Trascurando l'effetto suolo possiamo considerare un λ_e unico per entrambe le configurazioni.
Assumiamo che $C_{D0} = 0{,}025$ corrisponda alla configurazione pulita. Non avendo altre informazioni , assumiamo che nella configurazione b) risulti $(C_{D0})_d = 2 \times C_{D0} = 0{,}050$

In definitiva la polare di Prandtl assume le seguenti caratteristiche per le due configurazioni:

a) $C_D = 0{,}025 + 0{,}0319 \times C_L^2$

b) $C_D = 0{,}050 + 0{,}0319 \times C_L^2$

2) AUTONOMIE ORARIA E CHILOMETRICA

Calcoliamo la densità dell'aria a 6000 m:

$$\rho_z = \rho_0 \cdot \left[\frac{T_0 + \alpha \cdot z}{T_0}\right]^{4.256} = 1.225 \cdot \left[\frac{288{,}15 - 6{,}5 \times 6}{288{,}15}\right]^{4.256} = 0.660 \ \frac{kg}{m^3}$$

Considerando il rendimento propulsivo η costante al variare dell'assetto (e quindi della velocità), la massima durata di volo si realizza all'assetto caratteristico con $(E \cdot \sqrt{C_L})_{max}$ che corrisponde alle condizioni di potenza necessaria minima in V.O.R.U. Il coefficiente di portanza corrispondente è:

$$(C_L)_{(E \cdot \sqrt{C_L})_{max}} = \sqrt{3 \cdot \pi \, \lambda_e \cdot C_{D0}} = \sqrt{3 \cdot \pi \cdot 9{,}97 \cdot 0{,}025} = 1{,}53$$

con:

$$(E)_{(E\cdot\sqrt{C_L})_{max}} = \frac{(C_L)_{(E\cdot\sqrt{C_L})_{max}}}{4\times c_{D0}} = 15{,}3$$

Utilizzeremo per il calcolo del tempo massimo la seguente formula:

$$t_{max} = 2\times\sqrt{\frac{\rho_z}{2}\cdot\frac{S}{W_i}}\cdot\frac{(E\cdot\sqrt{C_L})_{max}\cdot\eta_p}{c_s\cdot g}\cdot\left[\frac{1}{\sqrt{1-\frac{W_c}{W_i}}}-1\right]$$

Nella precedente relazione assumeremo che il peso iniziale W_i sia uguale a W_{TO}.

Esprimiamo il consumo specifico in kg/W s:

$$c_s = 0{,}58\times\frac{1}{3600\times1000} = 1{,}61\times10^{-7}\,\frac{kg}{W\cdot s}$$

e il peso di combustibile in N:

W_C = 4500 x 9,81 = 44145 N

Quindi t_{max} risulta:

$$t_{max} = 2\times\sqrt{\frac{0{,}660}{2}\cdot\frac{54{,}50}{163800}}\times\frac{15{,}3\cdot\sqrt{1{,}53}}{1{,}61\times10^{-7}\cdot9{,}81}\times\left[\frac{1}{\sqrt{1-\frac{44145}{163800}}}-1\right]\times\frac{1}{3600} = 11{,}85^h = 11^h\,51'\,33''$$

Per l'autonomia di percorso (spazio massimo percorribile) il velivolo deve assumere l'assetto di efficienza massima E_{max}:

$$C_{L_{E_{max}}} = \sqrt{\pi\cdot\lambda_e\cdot C_{D0}} = 0{,}885$$

$$C_{D_{E_{max}}} = 2\times C_{D0} = 0{,}050$$

$$E_{max} = \sqrt{\frac{\pi}{4}\cdot\frac{\lambda_e}{C_{D0}}} = 17{,}7$$

La formula per s_{max} è:

$$s_{max} = \frac{E_{max}\cdot\eta_p}{c_s\cdot g}\cdot\ln\left[\frac{1}{1-\frac{W_c}{W_i}}\right] = 3167\,km$$

<u>3) DECOLLO</u>

Ai fini del calcolo dello spazio di decollo fino all'ostacolo convenzionale di 15 m, suddivideremo la manovra in 4 fasi:

1. rullaggio
2. transitorio
3. richiamata
4. salita ripida

<u>Rullaggio</u>
Assumiamo che la pista si trovi a livello del mare in aria tipo (ρ_z = 1,225 kg/m³)
e che il coefficiente di attrito delle ruote sia μ=0,04.
Calcoliamo la velocità di rotazione Vr:

Vr = K x (Vs) dec = 1,2 x (Vs) dec

con:

$$(V_S)_{dec}=\sqrt{\frac{2\cdot 163800}{1{,}225\cdot 54{,}50\cdot 2{,}61}}=43{,}4\,m/s$$

$$V_r=1{,}2\times 43{,}4=52{,}1\,m/s$$

Assumiamo che la spinta disponibile sia costante durante tutta la fase di decollo e calcoliamo l'accelerazione massima iniziale:

$$\frac{W_{\mathrm{TO}}}{g}\cdot a_i=T_d-\mu\times W_{\mathrm{TO}}$$

quindi

$$a_i=g\left[\frac{T_d}{W_{\mathrm{TO}}}-\mu\right]=0{,}626\quad\frac{m}{s^2}$$

Calcoliamo l'assetto ottimale di rullaggio:

$$(C_{L_{ott}})_{rull}=\frac{1}{2}\cdot\pi\,\lambda_e\,\mu=0{,}626$$

Il corrispondente coefficiente di resistenza risulta:

$$C_{D_{rull}}=0{,}050+\frac{0{,}626^2}{\pi\cdot 9{,}97}=0{,}0625$$

Calcoliamo la portanza e la resistenza in corrispondenza della Vr:

$$L_{V_r}=\frac{1}{2}\cdot 1{,}225\times 54{,}50\times 52{,}1^2\times 0{,}626=56722\,N$$

$$D_{V_r}=\frac{1}{2}\cdot 1{,}225\times 54{,}50\times 52{,}1^2\times 0{,}0625=5663\,N$$

L'accelerazione in corrispondenza di Vr è data da:

$$a_{V_r}=\frac{9{,}81}{163800}\cdot\left[17000-0{,}04\times(163800-56722)-5663\right]=0{,}422\quad\frac{m}{s^2}$$

Approssimiamo la fase di rullaggio ad un moto uniformemente accelerato, con accelerazione media:

$$a_m=\frac{0{,}626+0{,}422}{2}=0{,}524\quad\frac{m}{s^2}$$

Lo spazio di rullaggio al decollllo sarà dato da:

$$s_{r_d}=\frac{1}{2}\cdot\frac{V_r^2}{a_m}=2590\,m$$

<u>Transitorio</u>

$\Delta t\simeq 2{,}5\,s$ quindi $\Delta s_T\simeq V_r\times\Delta t=52{,}1\times 2{,}5=130\,m$

Richiamata

Il raggio r di richiamata si può calcolare dall'equazione di equilibrio dinamico iniziale:

$$L = W + \frac{W}{g} \cdot \frac{V_r^2}{r}$$

da cui si ricava:

$$r = \frac{V_{s_{dec}}^2}{g} \cdot \left(\frac{K^2}{K^2 - 1} \right) \simeq 628\, m$$

Valutiamo l'angolo di salita ripida in configurazione di decollo:

$$\beta_{max} \simeq \frac{(T_d - T_{no})_{max}}{W_{\mathrm{TO}}}$$

Assumiamo, in prima approssimazione, che la condizione precedente si verifichi all'assetto di efficienza massima

$$(E_{max})_{dec} = \sqrt{\frac{\pi}{4} \cdot \frac{\lambda_e}{C_{D0_f}}} = 12{,}51$$

Risulta quindi:

$$\beta_{max} \simeq \frac{17000}{168300} - \frac{1}{12{,}51} = 0{,}021\, rad = 1{,}21\,°$$

Lo spazio al suolo di richiamata sarà:

$$s_{rich} = r \times \sin(\beta_{max}) \simeq 13\, m$$

e l'altezza sulla pista raggiunta è:

$$h_r = r - \cos(\beta_{max}) = 0{,}14\, m \simeq 0$$

Salita Ripida

Lo spazio percorso rispetto al suolo, durante la fase di salita ripida, è dato da:

$$s_{salita} \simeq \frac{15}{\beta_{max}} = \frac{15}{0{,}021} = 714\, m$$

Pertanto lo spazio complessivo richiesto dal decollo fino all'ostacolo di 15 m è dato da:

$(S)_{decollo}$ = 2590 + 130 + 13 + 714 = 3447 m

Lo spazio calcolato risulta decisamente superiore ai valori medi caratteristici per la tipologia di velivolo in esame, a causa del basso rapporto spinta/peso derivante dai dati iniziali.

VELOCITA' DI DECISIONE

Si definisce "velocità di decisione" (V_1) quella velocità nella corsa di rullaggio in decollo, alla quale – ad una eventuale piantata di un propulsore (velivoli plurimotori) – corrisponde lo stesso spazio complessivo necessario ad accelerare e poi frenare o ad accelerare e poi completare il decollo: questo spazio viene chiamato "spazio bilanciato di decollo".

Quando la velocità alla quale il pilota percepisce la piantata di un propulsore è minore di V_1, dovrà abortire il decollo, mentre, nel caso opposto, dovrà proseguire il decollo.

Per la determinazione numerica di V_1 il procedimento è piuttosto laborioso, ragione per cui forniremo solo lo schema generale del calcolo:

- determinazione dell'equazione che definisce lo spazio in funzione della velocità di avaria nel caso in cui si considera l'accelerazione e la successiva frenata, all'insorgere dell'avaria
- determinazione dell'equazione che definisce lo spazio in funzione della velocità di avaria nel caso in cui si completi il decollo nonostante il verificarsi dell'avaria

La curva relativa alla prima equazione è di tipo crescente, mentre l'altra è di tipo decrescente: il punto di intersezione delle due curve individua sia la velocità V1, sia lo spazio bilanciato di decollo.

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
