



Cognome _____

Nome _____

--	--	--	--	--	--

Matricola: - - A A B C



A – Di un aviogetto di linea sono noti la massa
 $m = (55000 + AA \cdot 100) \text{ kg} = \underline{\hspace{2cm}}$ kg

e le tre polari: velivolo pulito; con ipersostentatori nella posizione di decollo; con ipersostentatori e carrello estratto per l'atterraggio.

A1. Si richiede che la velocità minima di sostentamento in configurazione di atterraggio a quota zero valga
 $V_{ms} = (168 + B \cdot 1.5) \text{ km/h} = \underline{\hspace{2cm}} \text{ km/h} = \underline{\hspace{2cm}} \text{ m/s}$.
 Calcolare la superficie alare $S = \underline{\hspace{2cm}} \text{ m}^2$.

A2. Si richiede che la quota di tangenza del velivolo non sia inferiore a
 $z_{\text{tang}} = (13000 + C \cdot 100) \text{ m} = \underline{\hspace{2cm}} \text{ m}$.
 Scegliere i due motori da installare tra i seguenti modelli

- XJE-090, spinta $T_0 = 90 \text{ kN}$,
- XJE-098, spinta $T_0 = 98 \text{ kN}$,
- XJE-106, spinta $T_0 = 106 \text{ kN}$. Motore scelto: _____

(Si assuma che la spinta diminuisca con la quota come la densità dell'aria.)

B – Volo in salita – Dopo il decollo da quota zero, il pilota intraprende una salita con angolo di rampa costante $\beta = 5^\circ$.

B1. Alla quota $z = 1000 \text{ m}$ il velivolo si trova all'assetto di $C_L = 1$, ancora con gli ipersostentatori in configurazione di decollo:

- calcolare la velocità di volo $V = \underline{\hspace{2cm}} \text{ m/s}$,
- calcolare la resistenza aerodinamica $D = \underline{\hspace{2cm}} \text{ N}$;
- il pilota retrae gli ipersostentatori; calcolare la nuova resistenza aerodinamica $D = \underline{\hspace{2cm}} \text{ N}$.

B2. Il velivolo prosegue la salita con lo stesso angolo di rampa e all'assetto di massima efficienza fino alla quota
 $z = (5000 + AA \cdot 15) \text{ m} = \underline{\hspace{2cm}} \text{ m}$. A questa quota:

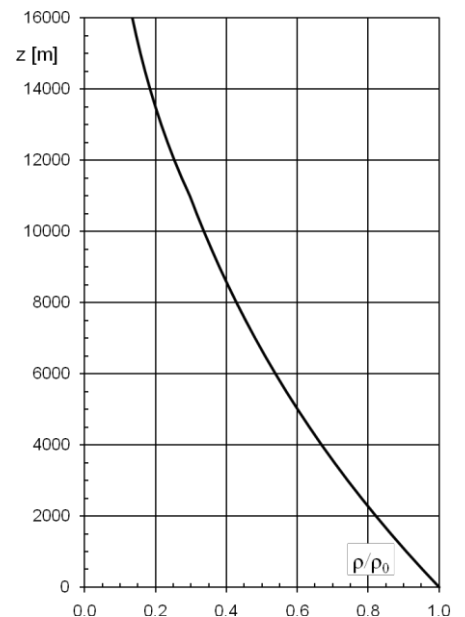
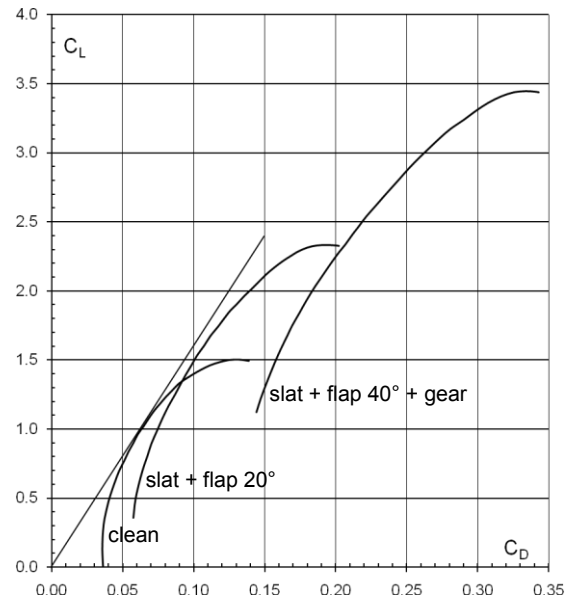
- calcolare la resistenza aerodinamica $D = \underline{\hspace{2cm}} \text{ N}$,
- calcolare la velocità di salita $V_z = \underline{\hspace{2cm}} \text{ m/s}$,
- calcolare la percentuale di spinta fornita dai motori $\%T = \underline{\hspace{2cm}} \%$.

C – Volo in planata – Alla quota così raggiunta, i motori vanno in avaria e il velivolo scende in planata.

C1. In questa circostanza, a quale assetto il pilota sceglie di planare e perché?

C2. Alla quota $z = 1000 \text{ m}$ il pilota estrae completamente gli ipersostentatori e il carrello, e plana quindi all'assetto di massima efficienza in questa configurazione. In queste condizioni:

- calcolare l'angolo di planata $\beta = \underline{\hspace{2cm}} \text{ rad} = \underline{\hspace{2cm}}^\circ$,
- calcolare la velocità di volo $V = \underline{\hspace{2cm}} \text{ m/s} = \underline{\hspace{2cm}} \text{ km/h}$.



Dati: Massa $m = 55000 \text{ kg}$

3 polari $\left\{ \begin{array}{l} \text{Velivolo pulito} \\ \text{Configurazione di atterraggio} \\ \text{Configurazione di decollo} \end{array} \right.$

A1) $V_{ms} = 168 \text{ km/h}$ a $z = 0 \text{ m}$ in configurazione di atterraggio
+ Quanto vale la superficie alare S ?

Cerco nel grafico l'assetto di stallo nella configurazione di atterraggio.

$$C_{L_{ms}} = 3,37$$

$$C_{D_{ms}} = 0,334$$

$$\text{VORU} \rightarrow L = \frac{1}{2} \rho_0 V_{ms}^2 S C_{L_{ms}} = Q \rightarrow S = \frac{2Q}{\rho_0 V_{ms}^2 C_{L_{ms}}} = 120 \text{ m}^2$$

$$Q = mg = 539550 \text{ N}$$

A2) scelta del motore per avere una quota di tangenza $z_t = 13000 \text{ m}$

Dal grafico ricavo che $P/P_0 = 0,224 \rightarrow \rho = 0,274 \text{ kg/m}^3$

Alla quota di tangenza ρ che $T_m = \frac{Q}{E_{max}}$

E_{max} lo ricavo dal grafico del velivolo pulito:

$$\left. \begin{array}{l} C_{L_{E_{max}}} = 1 \\ C_{D_{E_{max}}} = 0,062 \end{array} \right\} E_{max} = 16,13$$

$$T_m = \frac{Q}{E_{max}} = 33450,1 \text{ N}$$

MOTORE A $T_d = N_{motori} \times \left(\frac{P}{P_0} \right) \times T_0 = 2 \times 0,224 \times 90000 = 40320 \text{ N}$

B $T_d = 2 \times 0,224 \times 98000 = 43904 \text{ N}$

C $T_d = 2 \times 0,224 \times 106000 = 47488 \text{ N}$

Il motore A è sufficiente a raggiungere la quota di tangenza

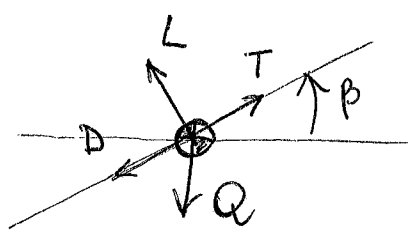
B) Volo in salita, angolo di salita $\beta = 5 \text{ deg}$

B1) A $z = 1000 \text{ m}$, configurazione di decollo a $C_L = 1$. Calcolare

+ Velocità di volo V

+ Resistenza aerodinamica D

+ Resistenza aerodinamica in configurazione pulita D_{clean}



$$\begin{cases} L = Q \cos \beta \\ T = D + Q \sin \beta \end{cases}$$

$$L = Q \cos \beta = 537500 \text{ N}$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \rightarrow V = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{Q}{S}} \frac{1}{\sqrt{C_L}} = 89,27 \text{ m/s}$$

Dal grafico, a $z = 1000 \text{ m}$, $\rho/\rho_0 = 0,9176 \rightarrow \rho = 1,1241 \text{ kg/m}^3$

Dalla polare in configurazione di decollo, entro con il C_L ed esco con il C_D

$$C_D = 0,0735 \rightarrow D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = 39505 \text{ N}$$

Con lo stesso C_L , entro nella polare in configurazione pulita, ed esco con il nuovo valore di C_D

$$C_{D_{clean}} = 0,062 \rightarrow D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_{clean}} = 33324 \text{ N}$$

B2) Salita con stesso β e assetto E_{max} fino a $z = 5000 \text{ m}$. Calcolare:

+ Resistenza aerodinamica D

+ Velocità di salita V_s

+ Percentuale di spinta fornita dai motori $\% T$

Da grafico, a $z = 5000 \text{ m}$, $P/P_0 = 0,6 \rightarrow \rho = 0,735 \text{ kg/m}^3$

Dalla polare del velivolo pulito: $C_{L_{Emax}} = 1$
 $C_{D_{Emax}} = 0,062$

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{Emax}} = Q \cos \beta$$

$$V = \sqrt{\frac{2Q \cos \beta}{\rho S C_{L_{Emax}}}} = 110,4 \text{ m/s}$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_{Emax}} = 33324,87 \text{ N}$$

$$V_s = V \sin \beta = 9,62 \text{ m/s}$$

Calcolo la trazione necessaria $T_m = D + Q \sin \beta = 80350 \text{ N}$

la trazione disponibile è pari a $T_d = N_{\text{motori}} \times \left(\frac{P}{P_0}\right) \times T_0 =$
 $= 2 \times 0,6 \times 90000 = 108000 \text{ N}$

La manetta da applicare in questo caso è pari a:

$$\% T = \frac{T_m}{T_d} \times 100 = 74,4 \%$$

c) I motori vanno in avana, il velivolo scende in planata

c1) Con i motori in avana, il pilota cercherà di scendere alla minima velocità verticale possibile, per minimizzare eventuali danni al momento dell'impatto con il suolo.

Dalla teoria, sappiamo che la velocità di discesa minima si ottiene all'assetto di minima potenza necessaria:

$$\min V_d \rightarrow \min \frac{C_D}{V C_L^3}$$

c2) $z = 1000 \text{ m}$, il pilota scende in configurazione di atterraggio all'assetto di massima efficienza. Calcolare:

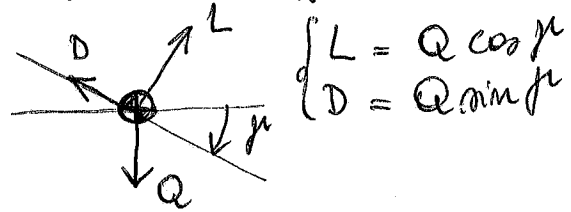
+ Angolo di planata μ

+ Velocità di volo V

Dalla polare in configurazione di atterraggio, estraccio l'assetto di massima efficienza:

$$C_L = 2,65 \rightarrow E = 11,26$$

$$C_D = 0,2353$$



$$\mu = \arctan \left(\frac{1}{E} \right) = 0,0886 \text{ rad} = 5,07 \text{ deg}$$

$$L = Q \cos \mu \rightarrow \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = Q \cos \mu$$

$$V = \sqrt{\frac{2Q \cos \mu}{\rho S C_L}} = 54,83 \text{ m/s} = 197,41 \text{ km/h}$$