ESEMPIO ESAME SVOLTO [redacted]

MECCANICA DEL VOLO - MODULO PRESTAZIONI

Esame scritto del 28 Luglio 2014 – Tempo a disposizione 3 ore

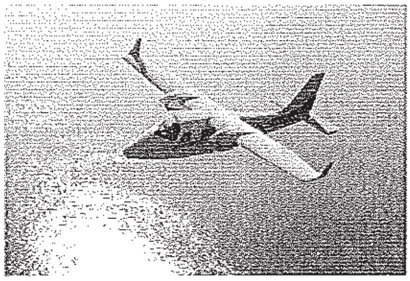
PARTE 1 (tempo indicativo 60 minuti)

3+ **1-1** Parlare del punto P della polare parabolica ed specificare la sua importanza fisica individuandolo sulle curve di spinta necessaria e potenza necessaria al volo orizzontale (polari tecniche) al variare della quota. Ricavare e dimostrare le formule che esprimono il C_L ed il C_D in tale punto caratteristico *(3 pt)*.

3+ **1-2** Parlare del volo librato. A partire dallo schema delle forze in gioco ricavare le relazioni utili. Riportare tutto su grafici esplicitando la "speed-polar" e chiarendo la differenza tra assetto di minimo angolo e di minimo rateo di discesa. Come varia graficamente la curva della speed-polar al variare del peso del velivolo ? Come varia al variare della quota ?*(3 pt)*.

4 **1-3** Parlare dell'efficienza propulsiva di un sistema propulsivo generico. Come si crea la spinta ? Come si ricava la formula che descrive l'efficienza propulsiva ? Cos'è il jet velocity coefficient ? Cos'è la spinta specifica ? Descrivere in tale contesto le differenze tra elica e turbogetto/turbofan mettendo in evidenza dei plausibili valori dei parametri indicati.*(4 pt)*.

10+



PARTE 2 (tempo orientativo 2 ore)

Dato un velivolo **bimotore ad elica** tipo P2006T con i seguenti dati :

W=1200 Kg $S=15\ m^2$ b=11.5 m CDo=0.028 e=0.80 CL_{MAX} (pulito) = 1.50

W_f (peso combustibile) = 140 Kg

Π_{ao} = 2 motori MOTOELICA da 100 hp ognuno (74.6 kW) (TOT=200 hp)

η_P = (rendimento elica) =0.75 SFC=0.5 lb/(hp h)

(Motore Motoelica, quindi NON USARE il fattore Kv).

Per alcuni calcoli bisogna considerare un particolare punto caratteristico della polare.

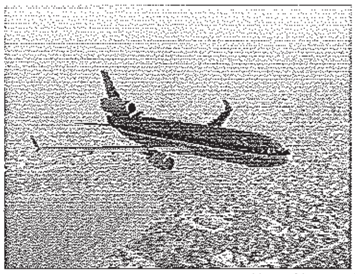
3 a) Valutare i punti caratteristici DELLA POLARE (CL, CD, E) e velocità[Km/hr], spinta[Kgf] e potenza [kW] necessarie in tali punti alla quota S/L (livello del mare) (Fare una tabellina riepilogativa).*(3 pt)*

3 b) Valutare la velocità massima (100%) a quota 3000 m con il metodo iterativo.*(3 pt)*

3 c) Calcolare le prestazioni (minimo angolo e minimo RD) in volo librato a quota S/L ed a quota 3000 m. Calcolare la massima distanza percorribile in volo librato a partire da tale quota e stimare il tempo impiegato dal velivolo per arrivare a terra (da 3000m) nella ipotesi di volo all'assetto di massima distanza percorribile. *(3 pt)*

3 d) Riportare brevemente i passaggi per ricavare la formula di Breguet per l'elica. Calcolare l'autonomia in corrispondenza della velocità di crociera del punto (b) nella ipotesi di volo ad assetto e V costanti con quota di partenza pari a 3000m. Quale sarà la quota finale ? Quale sarà la EAS iniziale e finale vista dal pilota sull'anemometro? *(3 pt)*

12



Dato un velivolo **a getto trimotore** tipo MD-11 con i seguenti dati:

W=270,000 Kg $S=340\ m^2$ b=52 m

CDo=0.022 e=0.80 CL_{MAX} (pulito) = 1.50 CL_{MAX_TO}=2.1

T_o = (spinta massima al decollo di ogni motore turbofan) 27,000 Kgf =>

(assumere quindi T_{o_TOT}= 27,000 x 3 = **81,000 kgf**)

SFCJ=0.5 lb/(lb h)

3,5 e) Impostare graficamente il problema (per giustificare le scelte adottate) e valutare il massimo rateo di salita ed il corrispondente angolo di salita a livello del mare (S/L) sia in condizioni di tutti i motori operativi che **in condizioni di un motore inoperativo(OEI)**. Effettuare i calcoli in corrispondenza del punto caratteristico in cui il getto presenta il massimo rateo. Usare il modello del motore fornito. *(3,5 pt)*

4,5 f) Calcolare la corsa di decollo(corsa al suolo + involo) a livello del mare (S/L). Per la valutazione della corsa al suolo si faccia l'approssimazione di considerare la spinta (valutata dal grafico assegnato) e tutte le altre forze agenti costanti con la velocità, ma valutate in corrispondenza di una particolare velocità media di riferimento (metodo 2 riportato negli appunti). Tale velocità è una frazione della velocità di lift-off .

Si assumano i seguenti dati aggiuntivi:

V_{LO} (Lift Off) = **1.12** V_{S_TO} V_2=**1.20** V_{S_TO} V_2 : Velocità di passaggio sull'ostacolo

ΔC_{Do} (carrelli + flap) = **0.030** K_{ES} (riduzione resistenza indotta per effetto suolo) = **0.80**

μ = coeff attrito volvente =**0.030** CL_G (CL di rullaggio) = **0.60**

Assumere, per la corsa di involo fino al superamento **ostacolo a 35 ft**, una velocità media tra la V_{LO} e la V_2 ed un CL pari a **0.90** del CL_{MAX_TO} per la stima del raggio R della traiettoria di involo. *(4,5 pt)*

8

Per la corsa al suolo partire dalla relazione :

$$S_G = \int_0^{V_{LO}} dS = \int_0^{V_{LO}} \frac{V dV}{a}$$ e legare l'accelerazione a tutte le forze agenti

Assumere accelerazione costante (metodo 2 degli appunti) assunta pari ad un valore stimato medio.

Ai fini della stima del valore della spinta dei motori turbofan alla velocità di riferimento (frazione della V_{LO}) usare il grafico dato (SPINTA TURBOFAN IN DECOLLO).

30 LODE

1 [redacted]

1.1 La potenza necessaria al volo livellato e' data dalla seguente relazione

$\Pi_{mo} = D \cdot V$ $\quad$ D = resistenza
V = velocita'.

La resistenza D e' data dalla seguente relazione:

$D = q \cdot S \cdot C_D$ $\quad$ dove S e' la superficie alare
q = pressione dinamica
C_D = coefficiente di resistenza.

$C_D = C_{D0} + K C_L^2$ $\quad$ C_L = coefficiente di portanza $\quad$ $K = \frac{1}{\pi A R e}$

$C_L = \frac{L}{q \cdot S}$ $\quad$ L = portanza $\quad$ AR = allungamento alare
e = fattore di Oswald

In volo livellato, si ha:
$D = T$ $\quad$ T = spinta
$L = W$ $\quad$ W = peso

La pressione dinamica può essere scritta nel seguente modo.

$q = \frac{1}{2}\rho V^2$ $\quad$ ρ = densita'

Si ha:

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S\left[C_{D0} + K \left(\frac{2W}{\rho V^2 S}\right)^2\right] = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D0} + \frac{2W^2}{\rho V^2 S} = aV^2 + \frac{b}{V^2}$$

Il coefficiente di portanza C_L e la velocita ~~sono~~ sono legati nel seguente modo:

$V \propto \frac{1}{\sqrt{C_L}}$

E' evidente pertanto che quando la velocita' e' bassa il termine predominante nella formula della resistenza sara' quello relativo alla resistenza indotta ($\frac{b}{V^2}$) mentre quando V e' alta sara' predominante il termine ~~in cui e' preso~~ legato alla resistenza parassita (aV^2).
Tornando alla potenza, il punto in cui e' minimo può essere calcolato nel seguente modo.

$\frac{d\Pi_d}{dV} = 0$ $\quad$ essendo $\Pi_d = D \cdot V = aV^3 + \frac{b}{V}$

Si avra'

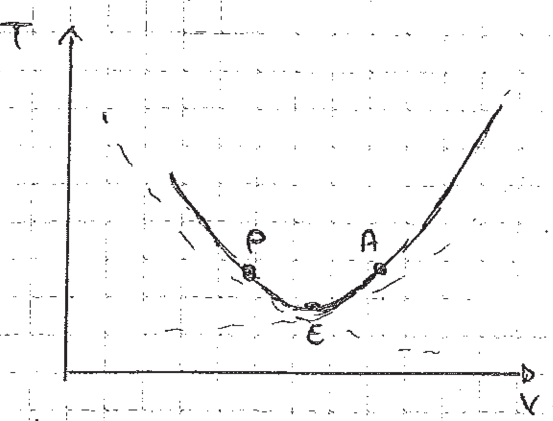
$\frac{d\Pi_d}{dV} = 3aV^2 - \frac{b}{V^2} = 0$ $\quad$ $b = 3a$

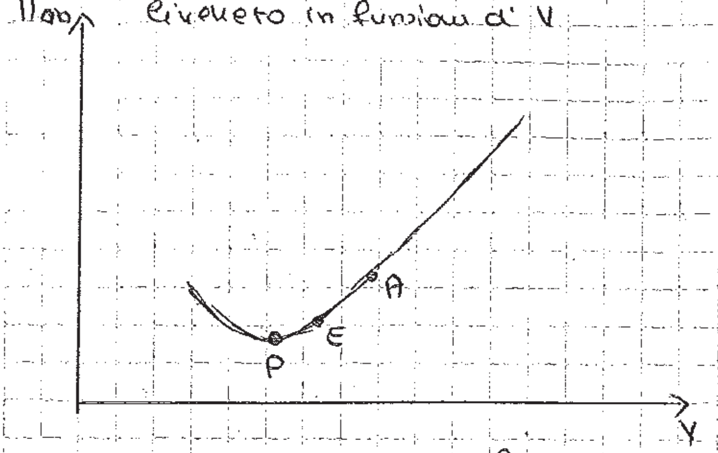
$C_{Dp} = 4C_{D0}$ $\quad$ $C_{Lp} = \sqrt{3\pi A R e}$ $\quad$ $E_p = C_{Lp}$

Tale punto in cui la potenza e' minima $\boxed{C_{Dp}}$ e' detto punto P.

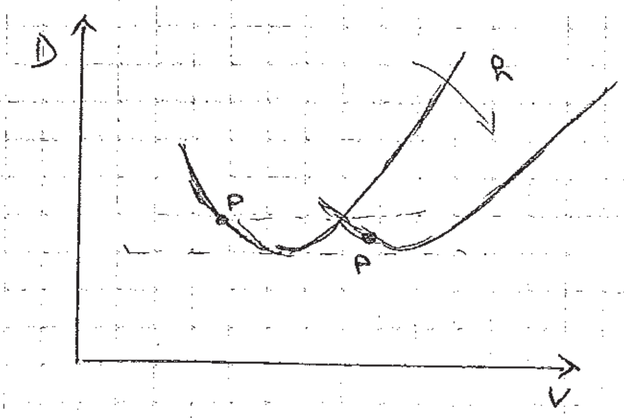
Spinta necessaria al volo livellato in funzione di V

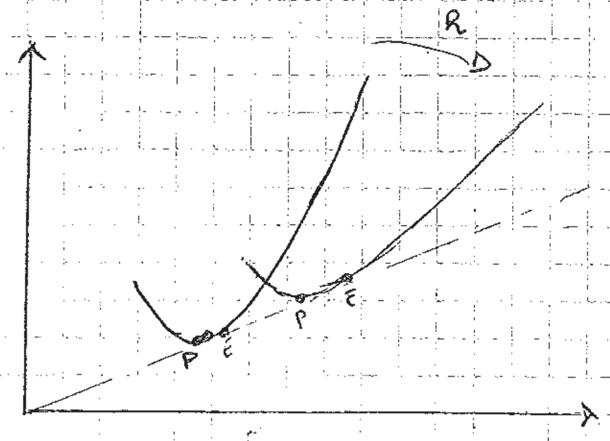
Potenza necessaria al volo livellato in funzione di V





Al variare della quota:

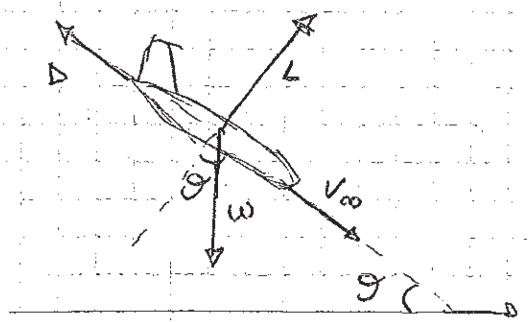




(Il punto E è sempre sulla retta disegnata)

1.2

Nel volo librato la spinta T è pari a zero. Tale condizione di volo è quella caratteristica degli alianti (velivoli privi del motore) ed è particolarmente importante in caso di piantata di entrambi i motori di un velivolo.
Si consideri il seguente velivolo in volo librato:

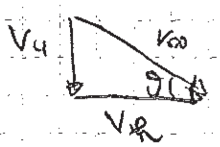


$L = W\cos\theta$

$D = W\,\mathrm{sen}\,\theta$

$\frac{L}{D} = \frac{1}{\tan\theta}$

La velocità presenta ~~una comp~~ due componenti:



$V_y = V_\infty\,\mathrm{sen}\,\theta$
$V_x = V_\infty\cos\theta$

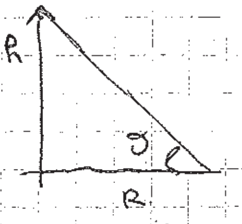
$V_y = RD$ = rateo di discesa.

$\Pi_{no} = DV$

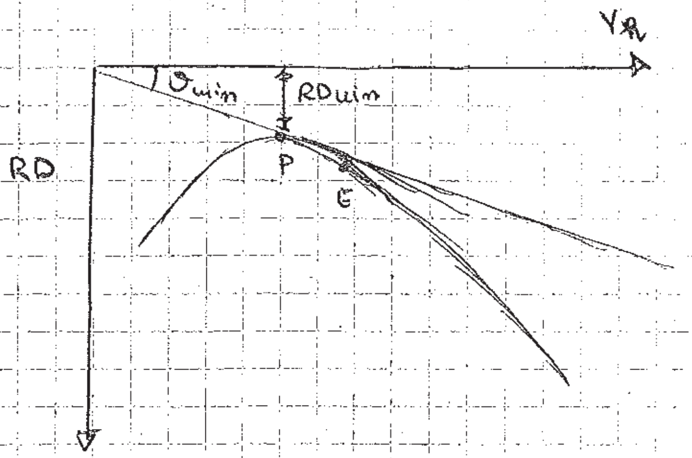
$DV = WV\,\mathrm{sen}\,\theta \rightarrow RD_{min} = \frac{DV}{W} = \frac{\Pi_{no}}{W}$ ~~$\theta = \mathrm{sen}^{-1}$~~

Rateo è minimo quando Π_{no} è minimo $\rightarrow$ assetto relativo al punto P

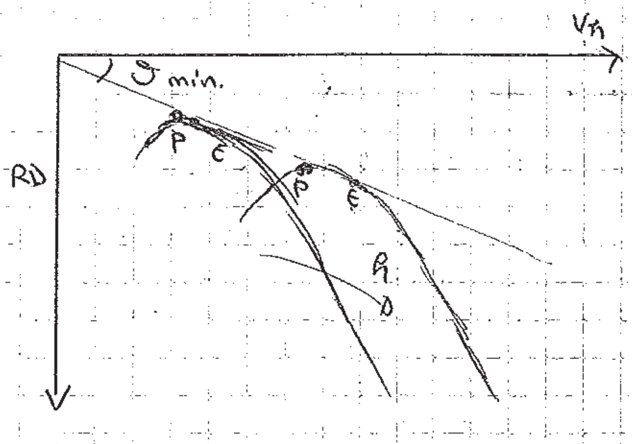
$\theta = \mathrm{sen}^{-1}\frac{D}{V}$ se θ è piccolo $\theta \simeq \frac{D}{V}$ $\theta_{min} = \left(\frac{D}{W}\right)_{min}$ $\rightarrow$ assetto punto E (resistenza minima)



$$R_{max} = h\,E_{max} = \frac{h}{\tan\vartheta_{min}}$$

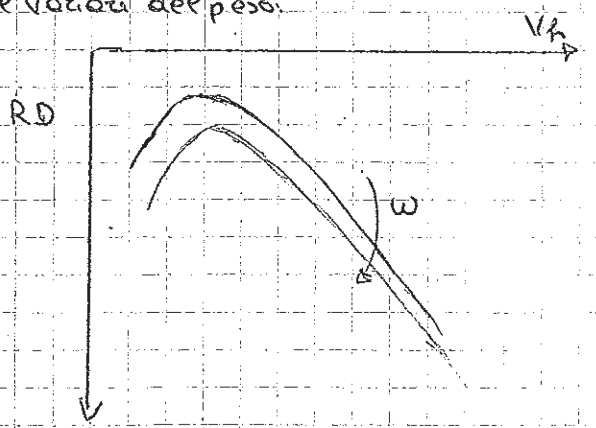


Al variare della quota:

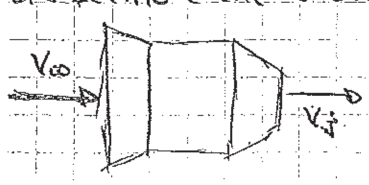


Il tratto di salita aumenta

Al variare del peso:



1.3.
Si consideri un generico sistema propulsivo, per comodità si suppone che il velivolo sia fermo e che l'aria si muova con velocità V_∞. L'aria, entrata nel sistema propulsivo



subirà una serie di processi (ciclo Otto nel caso di un motoelica, ciclo Brighton per turbogetti, turbofan e turboelica) che portano l'aria in uscita ad avere una velocità V_j tale che $V_j > V_\infty$.
Si genera, pertanto, una spinta T (dovuta alle pressioni e agli sforzi di taglio netti agenti sulla superficie del sistema propulsivo a contatto con l'aria) data dalla seguente relazione:

$T = \dot{m}\,(V_j - V_\infty)$ $\quad\dot{m}$ = portata di massa.

Nella realtà, tuttavia, non è l'aria ad essere in movimento bensì il velivolo. Pertanto l'aria all'entrata del sistema propulsivo avrà velocità nulla ($V=0$ e quindi energia cinetica nulla). In uscita la velocità dell'aria sarà: $V_j - V_\infty$ dove V_∞ = velocità del velivolo. L'aria avrà un'energia cinetica per unità di massa data da:

$\frac{1}{2}(V_j - V_\infty)^2$ tale energia è totalmente dissipata.

Ciò significa che solo parte dell'energia che un sistema propulsivo può emettere può essere effettivamente utilizzata. La potenza disponibile è data dalla seguente relazione:

$\Pi_d = T \cdot V_\infty = \dot{m}(V_j - V_\infty)\,V_\infty$

La potenza erogata è data da:

$\Pi_a = \dot{m}\,(V_j - V_\infty)\,V_\infty + \frac{1}{2}\dot{m}(V_j - V_\infty)^2$

Il rapporto tra la potenza disponibile e quella prodotta e' definito efficienza di Froude

$$\frac{\Pi_d}{\Pi_a} = \eta_p = \frac{\dot{m}(V_j - V_\infty)V_\infty}{\dot{m}(V_j - V_\infty)V_\infty + \frac{1}{2}\dot{m}(V_j - V_\infty)^2} = \frac{V_\infty}{V_\infty + \frac{1}{2}(V_j - V_\infty)} =$$

$$= \frac{V_\infty}{\frac{V_\infty}{2} + \frac{V_j}{2}} = \frac{2}{1 + \frac{V_j}{V_\infty}}$$

l'efficienza e' massima se $\frac{V_j}{V_\infty} = 1$ cioè vuol dire che $V_j - V_\infty = 0$ ma in tal modo non vi sarebbe spinta. Questo e' il motivo per cui sistemi propulsivi in grado di generare spinte modeste (elica) hanno un'ottimo efficienza ($\eta \approx 0.8$). ~~Mentre~~ I turbogetto, invece, presentano alte spinte ma bassa efficienze. I turbofan invece, presentano spinta più elevata dei motoelica (più basse dei turbogetto) ma con un'efficienza più bassa (sono comunque più elevata di quelle dei turbogetto, questo e' il motivo per cui sono maggiormente utilizzati rispetto quest'ultimi).
~~Inseg~~

$$\frac{V_j}{V_\infty} - 1 = C_j$$ dove C_j = jet velocity coefficient.

$$\eta_p = \frac{2}{2 + C_j}$$

ESERCIZI : ②

[redacted]

$W = 1200\ Kg$ $S = 15\ m^2$ $b = 11.5\ m$ $AR = \frac{b^2}{S} = 8.82$

$C_{D0} = 0.028$ $e = 0.80$ $C_{Lmax} = 1.5$

$W_f = 140\ kg$ $\Pi_{a0} = 200\ hp$ $\eta_p = 0.75$ $SFC = 0.5\ \frac{lb}{hp\,h}$

a)

Punto E:

$C_{DE} = 2C_{D0} = 0.056$ $C_{LE} = \sqrt{\pi AR e C_{D0}} = 0.788$

$E_{max} = 14.06$

$D_E = \frac{W}{E_{max}} = 85,35\ kgf = 837\ N$

$V_E = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{LE}}} = 40,32\ m/s = \cancel{107,18}\ 145,15\ km/h$

$\Pi_E = D_E V_E = \cancel{121092\ W = 121\ kW}\ 33748\ W = 34\ kW$

Punto P

$C_{Dp} = 2C_{DE} = 0.112$ $C_{LE} = \sqrt{3}\, C_{LE} = 1.36$

$E_P = 12.14$ $D_P = 98,8\ kgf = 970\ N$ $V_P = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{Lp}}} = \frac{1}{\sqrt[4]{3}} V_E = 30,63\ m/s = 110,29\ km/h$

$\Pi_P = 29711\ W = 29\ kW$

Punto A

$C_D = \frac{2}{3} C_{DE} = 0.037$ $C_{LA} = \frac{1}{\sqrt{3}} C_{LE} = 0.455$

$E_A = 12.14$ $D_A = 98.8\ kgf = 970\ N$ $V_A = \sqrt[4]{3}\, V_E = 53.06\ m/s = 191,03\ km/h$

$\Pi_A = 51472\ W = 51\ W$

Punto S

$C_{Ls} = 1.50$ $V_s = 29,22$

Punto	C_L	C_D	E	Velocità	Spinta	Potenza
E	0.788	0.056	14.06	145,15 km/h	85,35 kgf	34 kW
P	1.36	0.112	12.14	110,29 km/h	98,8 kgf	29 kW
A	0.455	0.037	12.14	191,03 km/h	98,8 kgf	51 W

b) $h = 3000\,m \rightarrow \rho = 0.909 \quad \sigma = 0.7421$

$\Pi_{a0} = \Pi_{a0} \cdot \sigma \cdot \varphi$

$\Pi_d = \eta_p \cdot \Pi_a \qquad \Pi_d = DV = \frac{1}{2}\rho V^3 S C_D \qquad V = \sqrt[3]{\frac{2\Pi_d}{\rho \cdot S C_D}}$

$\Pi_a = 110721\,W = 148{,}420\,hp$

$\Pi_d = 83041\,W = 111\,hp$

Assumo $C_{Di} = 1.2 C_{D0} = 0.0336$
Calcolo V

C_{Di}	V	C_L	C_D
0.0336	71,30 m/s	0.0340	0.0332
0.0332	71,60 m/s	0.337	0.0331
0.0331	71,7 m/s	0.336	0.0331

$V_1 = \sqrt[3]{\frac{12188\,m^3/s^3}{C_{Di}}} = 71{,}30\,m/s$

$C_L = \frac{2W}{\rho S V^2} = \frac{1726\,m^2/s^2}{V^2} = 0.3\cancel{1}40$

$k = \frac{1}{\pi A R e} = 0.045$

$C_D = C_{D0} + k C_L^2 =$

~~V = 71.60~~ Ricavo le altre grandezze.

$V_{max} = 71{,}7\,m/s = 258{,}1\,km/h$

$RD_{min} = \left(\frac{DV}{W}\right)_{min} = \left(\frac{\Pi_{m0}}{W}\right)_{min} \rightarrow \frac{D_p \cdot V_p}{W}$

Sea level:

$RD_{min}(h=0) = \frac{29\,kW}{1200\,kgf \cdot 9.81\,m/s^2} = 2.46\,m/s$

$\vartheta_{min} = \left(\frac{D}{W}\right)_{min} \rightarrow \frac{D_E}{W} = \frac{85.35\,kgf}{1200\,kgf} = 0.071°$

A quota $h = 3000\,m$

$\Pi_{m0} = \frac{D_p \cdot V_p(h=0)}{\sqrt{\sigma}} \qquad \sqrt{\sigma} = 0.861 \qquad V_p(h=3000) = 35.57\,m/s$

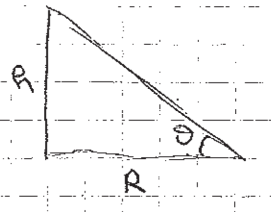
$\Pi_{m0}(h=3000\,m) = 33\,kW$ ~~Πd = ηp Πa = ηp Πa0 σ =~~

~~RDmin (h=3000m) = 2,8 m/s~~ $RD_{min} = 2{,}8\,m/s$

$\vartheta_{min} = \frac{D_E}{W}$ dato che $D = \frac{1}{2}\rho V^2 S = \frac{1}{2}\rho\left(\frac{2W}{\rho S C_L}\right)$ non dipende da e

$\vartheta_{min} = 0.071°$

$h = 3000\ m$



~~$h \tan\theta = R$~~

$R \quad h = R\tan\theta \quad R = \frac{h}{\tan\theta} = h\,E_{max} = 3000\,m \cdot 14.06 = 42180\ m$

~~$dz = RC$~~ $\qquad dE =$

$RC = \frac{dz}{dt} \qquad \frac{1}{RC}\,dz = dt \qquad t = \int_0^{z_1} \frac{1}{RC}\,dz \qquad RC = a + bz$

$$t = \int_0^{z_1} \frac{1}{a+bz}\,dz = \frac{1}{b}\left[\ln(a+bz_1) - \ln(a)\right]$$

$a = RC(0) = 2.46$

$b = \frac{RC(z) - RC(0)}{z} = \frac{2.8 - 2.46}{3000} = 0.00013$

$t = \frac{1}{0.00013} \cdot \ln(2.8) - \ln(2.46) = \frac{1.02 - 0.9}{0.00013} = 923\,s =$

d) Formula di Breguet

$c = -\frac{dW_f}{\Pi_d} = -\frac{\eta_p\, dW_f}{\Pi_d \cdot dt}$

Per la max autonomia oraria:

$\left(\frac{dW_f}{dt}\right)_{min} = \left(\frac{c \cdot \Pi_d}{\eta_p}\right)_{min} \longrightarrow$ assetto del punto P

$\cancel{dt = -\frac{\eta_p\, dW_f}{c \cdot \Pi_d} = -\frac{\eta_p\, dW_f}{D \cdot V \cdot c} = -\frac{\eta_p E\, dW_f}{W \cdot V \cdot c} = -\frac{\eta_p E}{V \cdot c}\int_{W_0}^{W_1} \frac{dW_f}{W} = \frac{\eta_p E}{V_p c} \ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right)}$

dove $W_1 = W_0 - W_f = 1060\ kgf$

$dt = \frac{ds}{V}$

$\left(\frac{dW_f}{ds}\right)_{min} = \left(\frac{c\,\Pi_d}{\eta_p \cdot V}\right)_{min} = \left(\frac{c \cdot D}{\eta_p}\right)_{min}$ autonomia di distanza

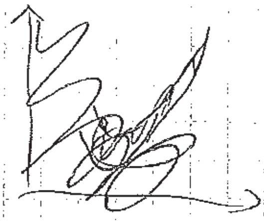
$ds = -\frac{\eta_p\, dW_f}{c \cdot D} = -\frac{\eta_p E\, dW_f}{c \cdot W} \qquad s = -\frac{\eta_p E}{c}\int_{W_0}^{W_1} \frac{1}{W}\,dW_f = +\frac{\eta_p E}{c} \ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right)$

Se $V = 71{,}7\ m/s \qquad \rho = 0.909$

$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S C_L}} \qquad V^2 = \frac{2W}{\rho \cdot S C_L} \qquad \frac{V^2}{2W} = \frac{1}{\rho S \cdot C_L} \qquad C_{L_E} = \frac{2W}{V^2 \rho \cdot S} = 0.336$

$C_{D_E} = 0.031 \qquad E = 10.83$

$\frac{1}{2}$



$$S = \frac{\eta_p E}{c} \ln\left(\frac{w_0}{w_1}\right) = \eta_p \cdot \frac{E \cdot 603{,}5}{SFC} \left(\frac{w_0}{w_1}\right) = 1216 \text{ Km}$$

Autonomia di distanza

$$\left(\frac{dw_f}{dt}\right)_{min} = \left(\frac{D V_\infty c}{\eta_p}\right)_{min} \rightarrow \text{ovvero punto P}$$

$$\frac{dw_f}{dt} = \frac{-w V_\infty \cdot c}{\eta_p \cdot E} \rightarrow dt = -\frac{\eta_p E}{c \cdot V \cdot w} dw_f \quad t = \frac{\eta_p E}{c \cdot V} \cdot \ln\left(\frac{w_0}{w_1}\right) = 53{,}5$$

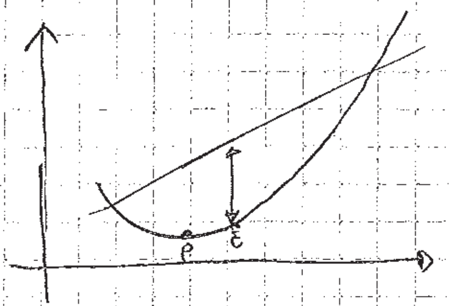
$C_{Dp} = 2C_{0E}$ $\quad E_P = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{max} = 9{,}38$

$C_{Lp} = \sqrt{3}\, C_{LE}$ $\qquad t =$ Vedere spiegato (3)

$V_P = \frac{1}{\sqrt[4]{3}} V_E$

GETTO:

a)



RC_{MAX} cioè ossia di E

$$RC_{MAX} = \frac{T V_E - D_E V_E}{w}$$

$$T = T_0 \cdot K_{TV}$$

Punto E $\qquad AR = 7.9$

$C_{0E} = 0.044 \qquad C_{LE} = \sqrt{\pi AR e C_{D0}} = 0.661$

$E_{max} = 15.0 \qquad V_E = \sqrt{\frac{2w}{\rho \cdot S C_{LE}}} = 138{,}7 \text{ m/s}$

$D_E = \frac{w}{E_{max}} = 18000 \text{ Kgf} = 176580 \text{ N}$

$\Pi_E = 24491646 \text{ W} =$

$K_V = 0.72 \qquad T = 574185 \text{ N}$

$\Pi_d = 79639485 \text{ W}$

$RC_{max}(0) = 20{,}8 \text{ m/s}$

Con un solo motore:

$T = 381413 \text{ N} \qquad \Pi_d = 52901955$

$RC_{max}(0) = 10.7 \text{ m/s}$

(8)

β)

③

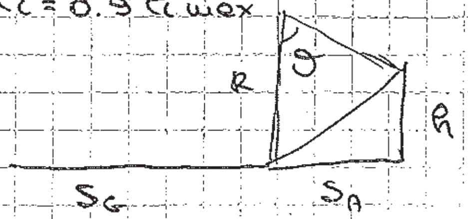
$V_{LO} = 1.12\ V_{S\ TO}$ AR = 7.9

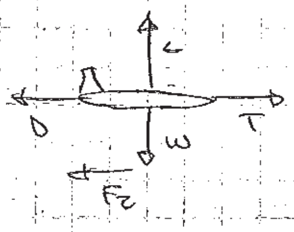
[redacted]

$V_2 = 1.20\ V_{S\ TO}$
$\Delta C_{D0} = 0.030$
$\mu = 0.030$
$K_{ES} = 0.8$
$C_g = 0.80$

R ostacolo = 35 ft = 10,6 m

$C_L = 0.9\ C_{L\,max}$





$F = ma = \frac{W}{g} a = T - D - F_r = \bar{T}$

$F_r = \mu (W - L)$

$V_{S\ TO} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\,max\ TO}}} = 77.8\ m/s$

$V_{LO} = 87.16\ m/s$
$\frac{V_{LO} \cdot 0{,}7}{0{,}7} = 61{,}01\ m/s$

$T = T_0 \cdot K_V \qquad K_V = 0.82$
$T = 71116\ kgf = 697645\ N$
$D = q S (C_{D0} + \Delta C_{D0} + K (C_g^2 \cdot K_{ES}))$ $\qquad K = \frac{1}{\pi A R e} = 0.050$

$D = q \cdot S (0.0776) = \frac{1}{2} \rho V^2_{0.7\,LO} S (0.0776) = 60152\ N$

$L = 620121\ N$

$F_r = 60857\ N$

$\bar{T} = 576636\ N$

$a = \frac{g}{W} \bar{T} = 2{,}1\ m/s^2$

$a = \frac{dV}{dt} \qquad dt = \frac{dS}{V} \qquad a = \frac{V dV}{dS}$

$\frac{V dV}{dS} = 2{,}1\ m/s^2 \qquad dS = \frac{V dV}{2{,}1} \Rightarrow S = \frac{1}{2{,}1\ m/s^2} \int_0^{V_{LO}} V dV = \frac{1}{2{,}1} \left(\frac{V_{LO}^2}{2} \right) = 1809\ m = S_G$

$R = \frac{V_{air}^2}{g(n-1)}$ $\qquad V_{air} = 1.16\ V_{STO} = 90{,}25\ m/s$

$n = (1.16)^2 \cdot (0.9) = 1.21$

$R = \frac{(90{,}25\ m/s)^2}{9{,}81 \cdot (0{,}21)} = 3954\ m$

$R = R\cos\theta - h \qquad \theta = \cos^{-1}\left(\frac{R - h}{R}\right) = 0.07\ m/s \qquad R \sin\theta = S_A = 293\ m$

(9) →

Vel Ele'ce:
Breguet autonomia durata:

?

Non richiesto

$t = 53,5 \cdot \frac{\eta_p \cdot E_p}{SFC\,V} \ln\left(\frac{w_0}{w_1}\right) = 1.50\,R$

9

$V_p = 71,7\,m/s \rightarrow E_p = 10.83$

$V_i = \sqrt{\frac{2w_0}{\rho \cdot S C_{L_p}}}$ $\rho_0 = \frac{2w_0}{\rho \cdot S C_L} = V_i^2$ $\rho_1 = \frac{2w_0}{V_p^2 \cdot S C_L}$

$\rho_2 = \frac{2w_1}{V^2 S C_L}$ $\frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{w_0}{w_1}$ $\rho_1 = 0.909$

$\rho_2 = \frac{\rho_1 \cdot w_1}{w_0} = \cancel{0.8028}\ 0.80295 \rightarrow R \cong 23000$

$V_{EAS_i} = \frac{71.7\,m/s}{\cancel{\sqrt{0.7421}}} \sqrt{0.7421} = 61,77\,m/s$

$V_{EAS_p} = 71.7\,m/s \cdot \sqrt{0.98168} = 71.04\,m/s$