[redacted]

MECCANICA DEL VOLO - MODULO PRESTAZIONI – COMPITO A

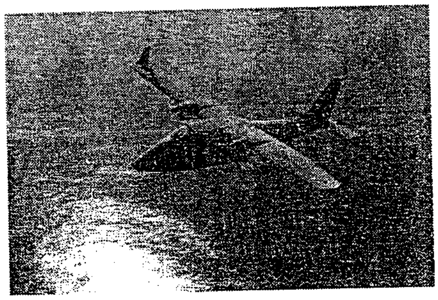
Esame scritto del 20 Dicembre 2012 – Tempo a disposizione 3 ore.

PARTE 1 (tempo indicativo 60 minuti)

3+ **1-1** Parlare del punto A 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+ **1-2** Dal diagramma delle forze agenti ricavare l'espressione del rateo di salita e dell'angolo di salita. Ricavare la formula del massimo RC nel caso di velivolo ad elica esplicitando la dipendenza da tutti i parametri di progetto e di volo (tipo S, W, quota, coeff. Aerodinamici).

4+ **1-3** Descrivere il funzionamento dell'elica. Perché è svergolata ? Illustrare il funzionamento di un elica a passo fisso attraverso relazioni e grafici. Fornire la necessaria definizione dei parametri (ad esempio di J) e servirsi di disegni esplicativi.



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.

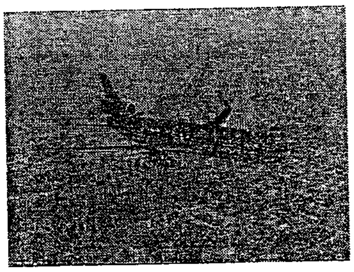
3 a) Valutare i punti caratteristici DELLA POLARE (CL, CD, E) e velocità[Km/hr], spinta[Kgf] e potenza [kW] necessarie in tali punti alla quota di crociera di **3000 m** (Fare una tabellina riepilogativa).

3+ b) Valutare la velocità in corrispondenza dell'80% della manetta con il metodo iterativo, sempre alla quota di **3000 m**.

3RD

3+ c) Valutare il massimo rateo di salita del velivolo al livello del mare sia in condizioni di tutti i motori operativi (AEO), sia in condizioni di 1 solo motore (OEI) e stimare la quota di tangenza teorica in entrambi i casi.

3 d) Impostare in base alle forze agenti il calcolo del minimo raggio di virata ed il massimo rateo di virata a livello del mare e con un fattore di carico massimo strutturale n_{MAX}= 3.8. Procedere solo alla verifica della potenza necessaria al volo in tale condizione ma non ricalcolare il raggio in corrispondenza della reale potenza disponibile.



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

$W=270{,}000$ Kg $S=340\ m^2$ $b=52$ m $W_{fuel}=70{,}000$ Kg

$CDo=0.022$ $e=0.80$ 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 il calcolo della formula di Breguet per il calcolo della massima **autonomia oraria(Endurance)** per un velivolo propulso a getto. Calcolare la massima autonomia oraria del velivolo a partire da una quota di 8000 m e calcolare la quota finale nella ipotesi di volo a V ed assetto costanti (riportando i valori di V ed assetto).

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) = **1.10** V_{S_TO} V_2=**1.20** V_{S_TO} V_2 : Velocità di passaggio sull'ostacolo

ΔC_{Do} (carrelli + flap) = **0.025** K_{ES} (riduzione resistenza indotta per effetto suolo) = **0.80**

μ = coeff attrito volvente =**0.030** CL_G (CL di rullaggio) = **0.70**

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.

Per la corsa al suolo partire dalla relazione :

$$S_G = \int_0^{V_{LO}} dS = \int_0^{V_{LO}} \frac{VdV}{a}$$

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).

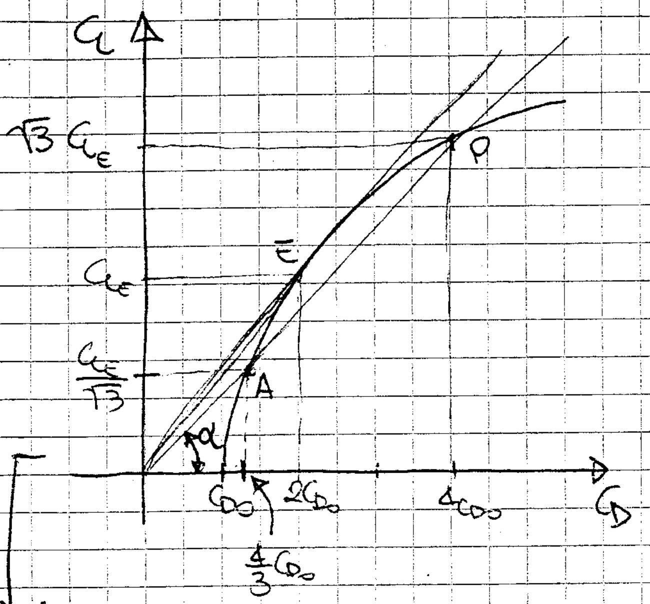
30 LODE

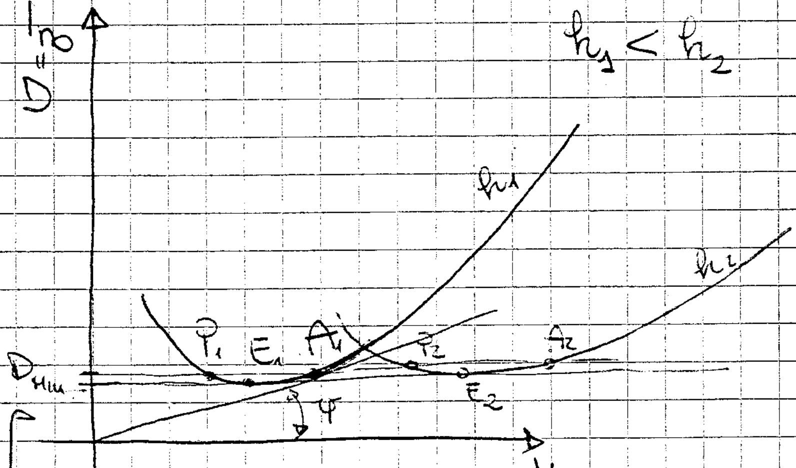
PARTE 1

1.1

Il punto A si definisce con il punto delle Polari Tecniche caratterizzato dal minimo rapporto $\frac{D}{V} = \frac{T_{n0}}{V}$.

Esso è tale che, se un velivolo a getto, a una certa quota, vola con velocità $= V_A$, l'autonomia di DISTANZA (RANGE) è massimizzato.



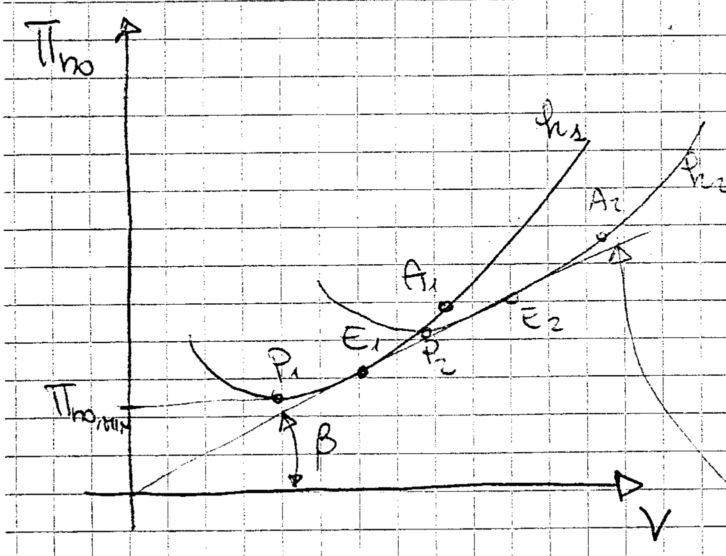


$\tan\Psi = \left(\frac{D}{V}\right)_{MIN}$

$\left(\tan\alpha = \frac{C_L}{C_D} = E\right.$

A e P corrispondono allo stesso valore di E ⟶ si trovano sulle stesse rette passanti per l'origine)

(E_{MAX} non dipende dalla quota (parametro di progetto), e pertanto anche D_{MIN} resta costante con la quota.
Ora anche $D_P = D_A = \frac{2}{\sqrt{3}} D_E$ non variano al crescere/diminuire di h.)



$\tan\beta = \left(\frac{\Pi_{n0}}{V}\right)_{MIN} = D_{MIN} \Longleftrightarrow$ PUNTO E

Le curve restano tangenti a tale retta, nel punto E, al variare delle quote

$\left(TAS = \frac{EAS}{\sqrt{\sigma}}\right.$ ⟹ la velocità aumenta con la quota)

ma anche $\Pi_n = D \cdot V$ cresce con h

$$\frac{D}{V} = \frac{1}{2}\rho V S\left(C_{D_0} + kC_L^2\right) = \frac{1}{2}\rho V S C_{D_0} + \cancel{\frac{1}{2}}\cancel{\rho} \cancel{V} S k \left(\frac{2}{\rho}\right)^{\cancel{2}}\left(\frac{W}{S}\right)^2\left(\frac{1}{V^{\cancel{4}3}}\right) =$$

$$= \underbrace{\frac{1}{2}\rho S C_{D_0}}_{a} V + \underbrace{\frac{2Sk}{\rho}\left(\frac{W}{S}\right)^2}_{b}\frac{1}{V^3} = aV + \frac{b}{V^3}$$

$$\frac{d\left(\frac{D}{V}\right)}{dV} = 0 \iff a - 3\frac{b}{V^4} = 0 \iff aV = 3\frac{b}{V^3}$$

OSSIA SE: $\boxed{\left(\text{RESIST. PARASSITA}\right) = 3\left(\text{RESISTENZA INDOTTA DALLA PORTANZA}\right)}$

$$\Downarrow$$

In A: $C_{D_0} = 3 C_{D_i}$ $\quad\left(C_{D_i} = kC_L^2\right)$

$$\boxed{C_{D_A} = C_{D_0} + \frac{C_{D_0}}{3} = \frac{4}{3}C_{D_0}}$$

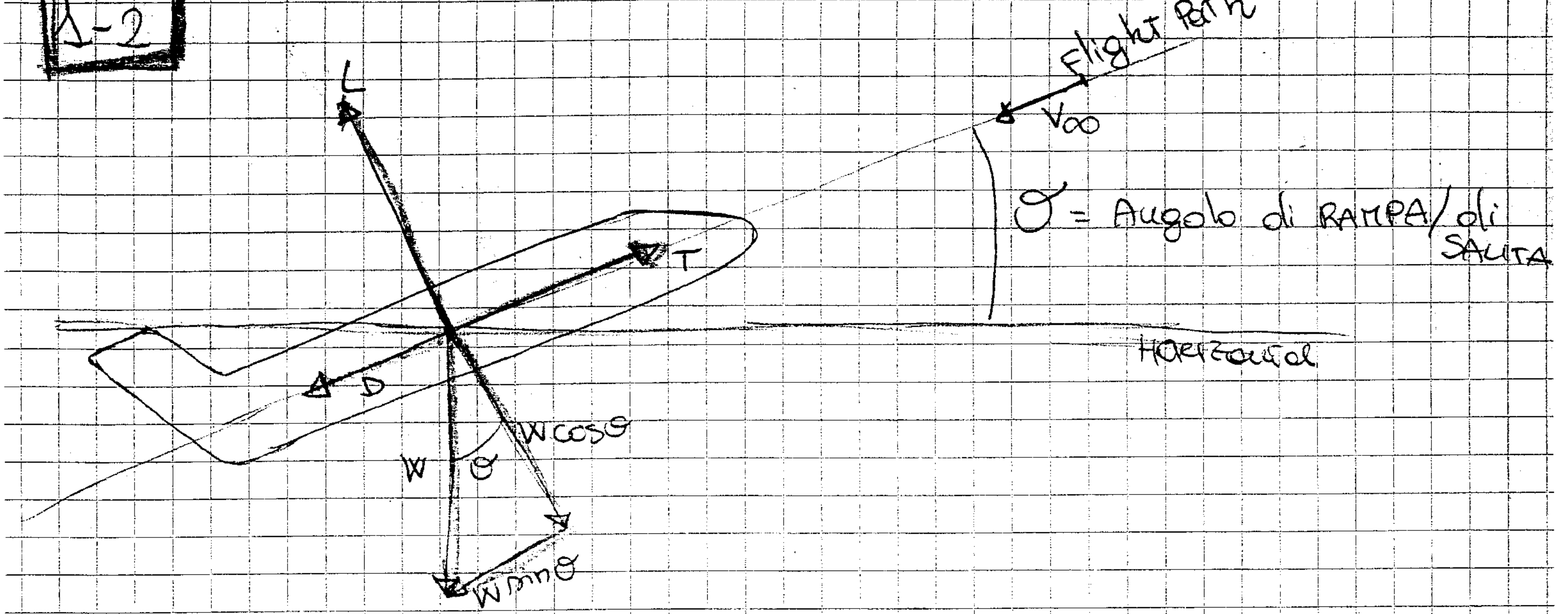
Invece! $\boxed{C_{L_A} = \left(\frac{C_{D_0}}{3k}\right)^{\frac{1}{2}} = \frac{\sqrt{C_{D_0}\pi A R e}}{\sqrt{3}} = \frac{C_{L_E}}{1.732}}$

- $E_A = \frac{C_{L_A}}{C_{D_A}} = \frac{C_{L_E}}{\sqrt{3}} \cdot \frac{3}{4C_{D_0}} = \frac{\sqrt{3}}{2}\frac{C_{L_E}}{C_{D_E}} = \frac{\sqrt{3}}{2}E_{MAX}$

- $V_A = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L_E}/\sqrt{3}}} = \sqrt[4]{3}\, V_E$

- $A \iff \left(\frac{D}{V}\right)_{MIN} = \left(\frac{W}{E\cdot V}\right)_{MIN} \iff \left(E\cdot V\right)_{MAX}$

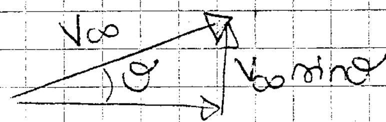
1-2



EQUAZIONI DI EQUILIBRIO $\Rightarrow$
1) $L = W\cos\varphi$ (L ridotta rispetto al volo livellato uniforme)
2) $T = D + W\sin\theta$ (T maggiore rispetto al volo livellato uniforme)

2) $\Rightarrow$ $TV_\infty = DV_\infty + WV_\infty\sin\theta$

$$\underbrace{V_\infty \sin\theta}_{\text{RATEO DI SALITA RC (rate of climb)}} = \frac{TV_\infty - DV_\infty}{W}$$



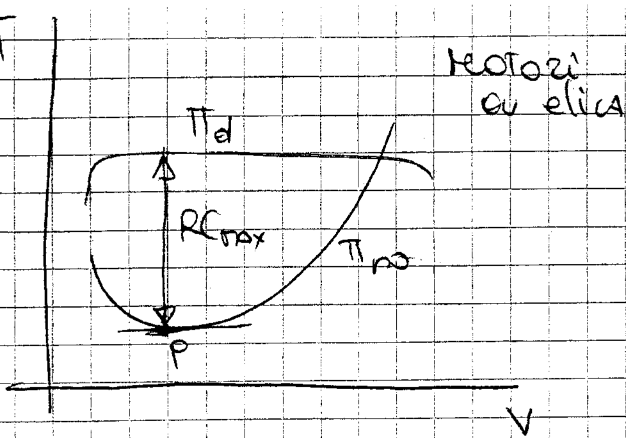
$$RC = \frac{\text{POTENZA IN ECCESSO}}{W}$$

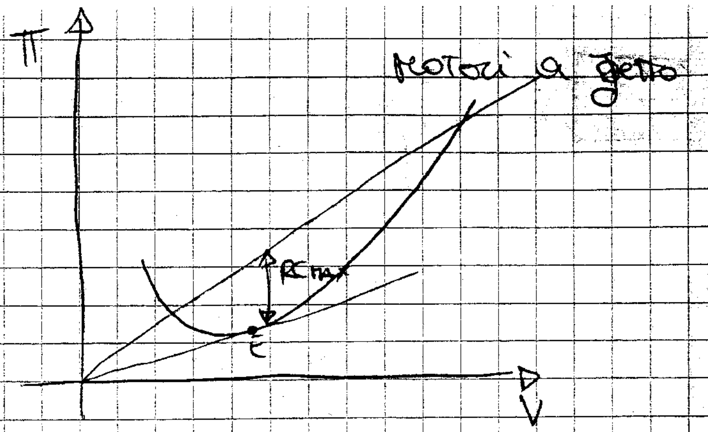
(anche se a rigore DV_∞ non sarebbe proprio quella necessaria, sia perché c'è $W\sin\theta$ anche, sia perché la D indotta dai vortici è minore, essendo L minore)

Invece: $\sin\theta = \frac{T-D}{W}$

$$\theta = \sin^{-1}\left(\frac{T-D}{W}\right) \approx \frac{\text{ECCESSO DI SPINTA}}{W}$$

(per θ piccoli)





$$RC_{MAX} = RC|_P$$

$$RC_{MAX} \cong RC|_E$$

$$\theta_{MAX} = \theta|_E$$

$$RC_{MAX} = \frac{\Pi_d}{W} - \frac{D_P V_P}{W} = \frac{\Pi_d}{W} - \frac{1}{W}\frac{2}{\sqrt{3}} D_E \frac{V_E}{1.32} =$$

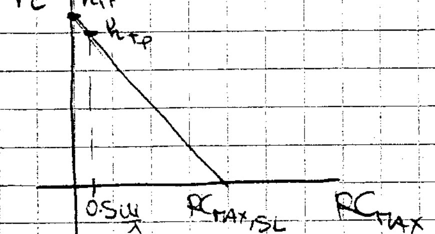
$$= \frac{\Pi_d}{W} - \frac{0.87}{W}\frac{W}{E_{MAX}}\sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L_E}}} =$$

$$= \frac{\Pi_d}{W} - \frac{0.87}{\sqrt{\frac{\pi}{4}\frac{AR\,e}{C_{D_0}}}}\sqrt{\frac{2W}{\rho S}}\,\frac{1}{\sqrt[4]{C_{D_0}\pi AR\,e}} = \frac{\Pi_d}{W} - \frac{0.87\times 2\sqrt[4]{C_{D_0}}}{\sqrt[4]{(\pi AR\,e)^3}}\sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{W}{S}}$$

Analogo a $\frac{T_d}{W}$ per i velivoli a getto: RC_{MAX} è maggiore per rapporti $\frac{\text{POTENZA DISP}}{\text{PESO}}$ maggiori

- RC_{MAX} aumenta per $\frac{W}{S}$ minori
- RC_{MAX} diminuisce con la quota (ρ minori)
- RC_{MAX} aumenta per AR maggiori (in generale, aumenta per valori maggiori di E_{MAX})
- RC_{MAX} DIMINUISCE per C_{D_0} maggiori

È possibile inoltre valutare il tempo minimo di salita ipotizzando una legge lineare per RC_{MAX}:



$$\left.\begin{array}{l} RC = \frac{dh}{dt} \\ RC_{MAX} = a + bh \end{array}\right] \Rightarrow t_{MIN} = \int_0^{\bar h} \frac{dh}{RC_{MAX}} = \frac{1}{b}\left[\ln(a+b\bar h) - \ln a\right]$$

1-3 (5)

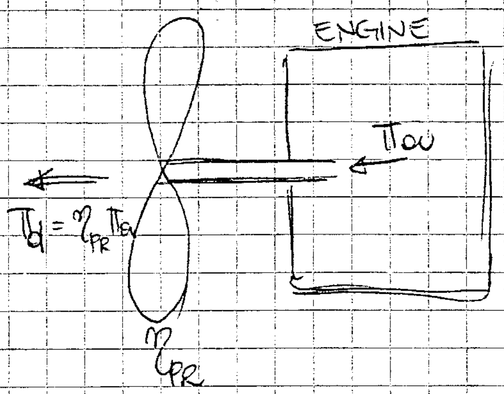
Nel 1902, Wilbur Wright fu il primo a dire che le pale dell'elica funzionano come ALI SVERGOLATE.

Sono caratterizzate quindi da tutte le caratteristiche aerodinamiche di un'ala, e anche dalle stesse resistenze:

FRICTION DRAG, FORM DRAG, VORTEX DRAG e WAVE DRAG.

Di conseguenza la potenza all'albero fornita dal motore (sia esso una turbina a gas o un motore alternativo) non si trasforma totalmente in potenza disponibile:

$$\Pi_d = T V_\infty = \eta_{PR} \Pi_a , \qquad \eta_{PR} < 1$$

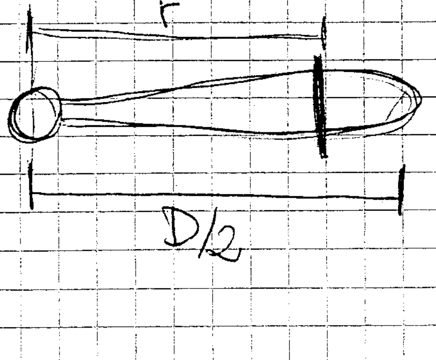


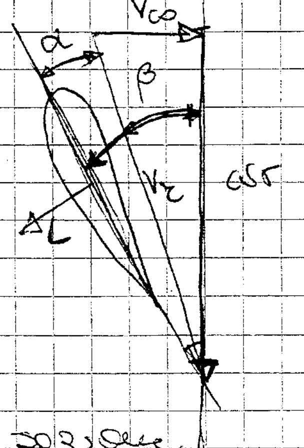
η_{PR} dipende dal rapporto di avanzamento $J = \dfrac{V_\infty}{N D}$

N: n° di giri dell'elica — D: diametro elica

Infatti:

consideriamo una sezione di una pala (a distanza r dal mozzo)





Ciascuna sezione, con la sua portanza, contribuisce alla spinta totale generata dall'elica.

ωr: velocità traslazionale della sezione, dovuta alla rotaz. intorno al mozzo

V_∞: velocità corrente asintotica

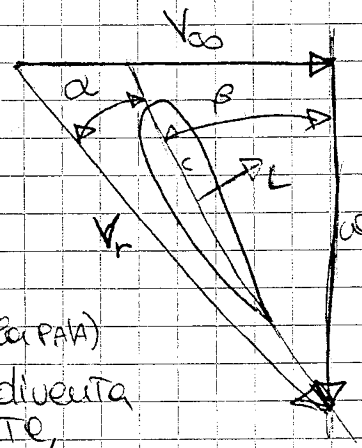
V_r: velocità relativa vista dalla sezione

β: Angolo di passo (tra la corda e il piano di rotaz. dell'elica)

α: Angolo d'attacco

DAL MOMENTO CHE, a seconda di r, V_r varia $\forall$ SEZIONE, LE PALE SONO SVERGOLATE IN MODO TALE CHE TUTTE LE SEZIONI LAVORINO ALLO STESSO ANGOLO D'ATTACCO α.
(e raggiungono il valore di α per cui $\frac{L}{D}$ è massimo) nello stesso momento

Al crescere della V_∞:



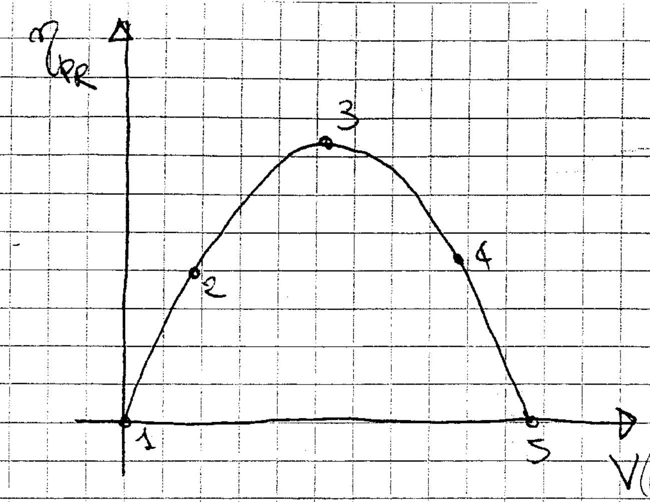
(la pala)
L'ala diventa frenante con T è nullo.

L'angolo $(\beta-\alpha)$ è di fondamentale importanza.

$$\tan(\beta-\alpha)=\frac{V_\infty}{\omega r}$$

$$\left(\frac{V_\infty}{\omega r}\right)_{TIP}=\frac{V_\infty}{2\pi N\times\frac{D}{2}}=\frac{V_\infty}{\pi N D}=\frac{J}{\pi}$$

Si capisce bene come J sia fondamentale per il rendimento dell'elica.



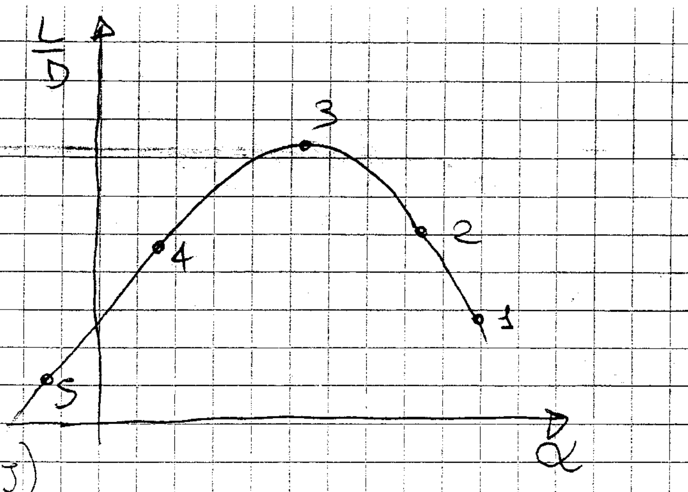


DIAGRAMMA RENDIMENTO DI UN'ELICA A PASSO FISSO, IN FUNZIONE DELLE VELOCITA' (o J)

DIAGRAMMA dell'EFFICIENZA DI UNA SEZIONE (PROFILO ALARE) AL VARIARE DI α.

L'angolo di pano β e' cost per tutte le sezioni.

- 1 ⟹ $V=0$ $(\alpha=\beta)$, siamo ad angoli elevati, e

$$\Pi_d = \eta_{PR}\,\Pi_a = T \cdot V = 0 \implies \eta_{PR} = 0$$

- 2 ⟹ La V inizia ad aumentare, gli angoli α a decrescere ed aumenta l'efficienza di ogni sezione ⟹ Il rendimento di tutta l'elica sta migliorando.
- 3 ⟹ Se l'ala e svergolata ed il p.to 3 e' raggiunto contemporaneamente da tutte le sezioni, il corrispondente valore di velocita' e' l'UNICO per il quale η_{PR} di tutta l'elica e' MASSIMO
- 4 ⟹ A decrescere dell'efficienza dei profili, η_{PR} diminuisce
- 5 ⟹ Le sezioni diventano DEPORTANTI. L'elica e' frenante e la SPINTA nulla.

$$\eta_{PR}\,\Pi_a = TV = 0 \implies \eta_{PR} = 0$$

Per risolvere il problema espresso al passo 3, ossia che $\exists!$ valore della V per cui $\eta_{PR} = \eta_{PR\,MAX}$

⟹ ELICA A PASSO VARIABILE

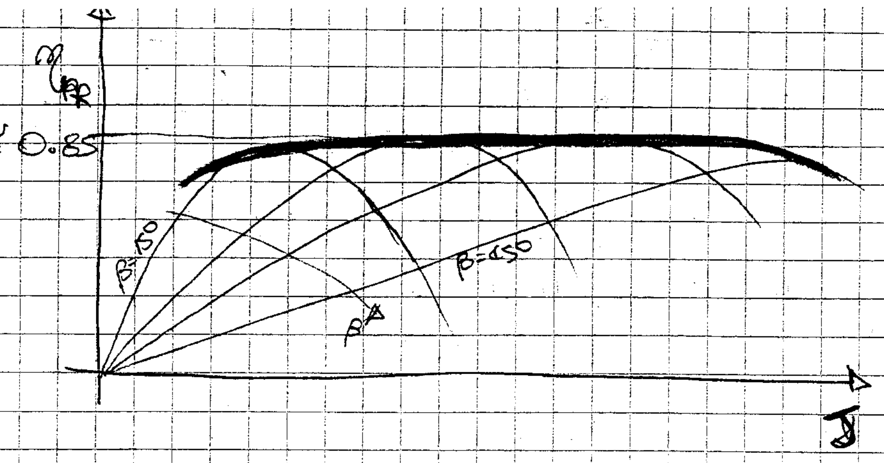


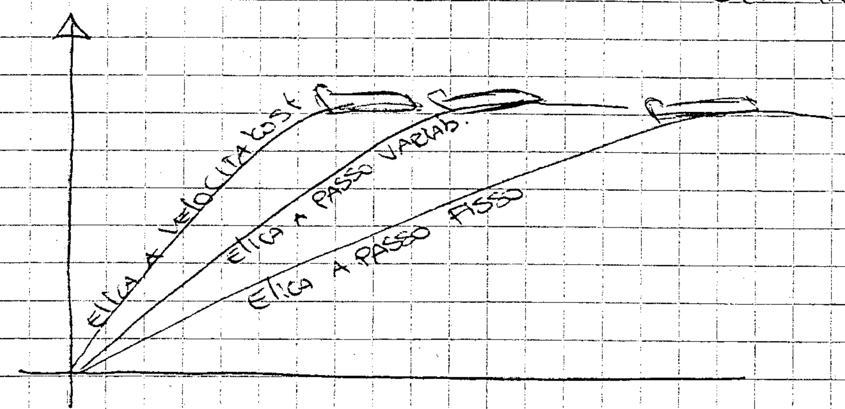
DIAGRAMMA DI η_{PR} in funzione di V, per diversi valori dell'angolo di passo relativo per esempio alla sezione a 3/4.

L'elica a passo variabile è tale da variare β in modo da mantenersi sempre sull'inviluppo dei MASSIMI delle curve ⟹ Vi è ora un campo di velocità in cui $\eta_{PR} = \eta_{PR_{MAX}}$

(Elica a velocità costante: varia il passo in modo da ottimizzare tutto il prodotto $\eta_{PR}\Pi_a = \Pi_d$, facendo in modo che gli RPM del motore restino costanti e non decrescano

[REVOLUTIONS PER MINUTE]

che era un inconveniente dell'elica a passo variabile)



Miglioramento del RATE OF CLIMB con l'evoluzione dell'elica

(Un altro vantaggio dell'elica a passo variabile è la possibilità di poter essere in bandiera (⟶ MINIMA RESISTENZA), utile nel caso di ROTORE GUASTO.)

[redacted]

PARTE 2

1

Velivolo bimotore a elica

$W = 1200\ kg$

$S = 15\ m^2$

$b = 11.5\ m$

$C_{D_0} = 0.028$

$e = 0.80$

$\frac{W}{S} = 785\ \frac{N}{m^2}$

$AR = 8.82$

$k = \frac{1}{\pi ARe} = 0.0451$

$C_{L_{MAX}}$ (pulito) $= 1.50$

$W_f = 140\ kg$ $\left(W_1 = W - W_f = \begin{matrix}1060\\ kg\end{matrix} \right)$

PESO STRUTTURALE + CARICO PAGANTE

$\Pi_{ae} = 2 \times 100\ hp\ (2 \times 74.6\ kW)$
149.2 kW

2 MOTORI MOTOELICA

ⓐ PUNTI CARATTERISTICI DELLA POLARE, V, T_{nc}, Π_{nc} alla quota di 3000 m

$\sigma = 0.7421 \quad \left(\frac{1}{\sqrt{\sigma}} = 1.161 \right)$

$C_{L_E} = \sqrt{C_{D_0} \pi ARe} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{k}} = 0.79$

$C_{L_A} = \frac{C_{L_E}}{1.732} = 0.46$

$C_{L_P} = 1.732\ C_{L_E} = 1.37$

$C_{D_E} = 2 C_{D_0} = 0.056$ (560 counts)

$C_{D_A} = \frac{4}{3} C_{D_0} = \frac{C_{D_P}}{3} = 0.037$ (370 counts)

$C_{D_P} = 4 C_{D_0} = 2 C_{D_E} = 0.112$ (1120 counts)

$E_{MAX} = \frac{C_{L_E}}{C_{D_E}} = \sqrt{\frac{\pi}{4} \frac{ARe}{C_{D_0}}} = 14.11$

$E_A = E_P = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{MAX} = 12.22$

$D_E = D_{min} = T_{nc_{min}} = \frac{W}{E_{MAX}} = 85.05\ kgf$

$D_A = D_P = \frac{2}{\sqrt{3}} D_E = 98.24\ kgf$

$V_{E_{SL}} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{L_E}}} = 40.28\ \frac{m}{s} \left(145\ \frac{km}{h} \right)$

$V_{A_{SL}} = 1.32\ V_{E_{SL}} = 53.17\ \frac{m}{s} \left(191.4\ \frac{km}{h} \right)$

$V_{P_{SL}} = \frac{V_{E_{SL}}}{1.32} = 30.52\ \frac{m}{s} \left(109.9\ \frac{km}{h} \right)$

$V_{E_h} = \frac{V_{E_{SL}}}{\sqrt{\sigma}} = 46.77\ \frac{m}{s} \left(168.4\ \frac{km}{h} \right)$

$V_{A_h} = \frac{V_{A_{SL}}}{\sqrt{\sigma}} = 1.32\ V_{E_h} = 61.74\ \frac{m}{s} \left(222.2\ \frac{km}{h} \right)$

$V_{P_h} = \frac{V_{P_{SL}}}{\sqrt{\sigma}} = \frac{V_{E_h}}{\sqrt{\sigma}} = 54.3\ \frac{m}{s} \left(195.4\ \frac{km}{h} \right)$

$$\Pi_{no_{SL,E}} = D_E \cdot V_{E_{SL}} = 33.6 \text{ kW}$$
$$\Pi_{no_{SL,A}} = D_A \cdot V_{A_{SL}} = 51.2 \text{ kW}$$
$$\Pi_{no_{SL,P}} = D_P \cdot V_{P_{SL}} = 29.4 \text{ kW}$$

$$\Pi_{no_{h,E}} = \Pi_{no_{SL,E}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}} = 39.0 \text{ kW}$$
$$\Pi_{no_{h,A}} = \Pi_{no_{SL,A}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}} = 59.4 \text{ kW}$$
$$\Pi_{no_{h,P}} = \Pi_{no_{SL,P}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\sigma}} = 34.1 \text{ kW}$$

STALLO

$$C_{L_{MAX}} = 1.50 \longrightarrow C_D = C_{D_0} + kC_L^2 = 0.129$$
$$E_S = 11.63 \longrightarrow D_S = \frac{W}{E_S} = 103 \text{ kgf}$$
$$V_{S,SL} = 29.23 \frac{m}{s} \left(105.2 \frac{km}{h}\right)$$
$$V_{h_S} = 33.94 \frac{m}{s} \left(122.2 \frac{km}{h}\right)$$
$$\Pi_{no_{SL,S}} = 29.5 \text{ kW}$$
$$\Pi_{no_{h,S}} = 34.2 \text{ kW}$$

	C_L	C_D	E	V_{SL} $\left(\frac{m}{s}\right)$	V_h $\left(\frac{m}{s}\right)$	D kgf	$\Pi_{no_{SL}}$ (kW)	Π_{no_h} (kW)
E	0.79	0.056	14.11	40.28	46.77	85.05	33.6	39.0
A	0.46	0.037	12.22	53.17	61.74	98.24	51.2	59.4
P	1.37	0.112	12.22	30.52	34.3	98.24	29.4	34.1
S	1.50	0.129	11.63	29.23	33.94	103	29.5	34.2

b) $h = 3000\ m$ $\qquad \varphi = 0.80$

$\sigma = 0.7421$

$$V = \sqrt[3]{\frac{2\, \Pi_d}{\rho_0 \sigma S C_D}} \quad \leftarrow \quad \left(\overset{\text{volo livellato}}{\Pi_d} = \Pi_{n0} = T_{n0} \cdot V = D \cdot V = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma V^3 S C_D \right)$$

$$\Pi_d = \eta_{PR} \Pi_a = \eta_{PR} \Pi_{a0} \sigma \varphi = 66.43\ kW$$

$$V = \frac{21.36}{\sqrt[3]{C_D}}$$

1^A iteraz: $\quad C_D = 1.1\, C_{D_0} = 0.0308$

$V = 68.14\ \frac{m}{s} \quad \left(245.3\ \frac{km}{h}\right)$

$C_L = \frac{2}{\rho_0 \sigma} \frac{W}{S} \frac{1}{V^2} = 0.37 \longrightarrow C_D = 0.0342$

2^A iteraz $\quad C_D = 0.0342 \longrightarrow V = 65.81\ \frac{m}{s} \quad \left(236.9\ \frac{km}{h}\right)$

$C_L = 0.40 \longrightarrow C_D = 0.0352$

3^A iteraz. $\quad C_D = 0.0352 \longrightarrow V = 65.18\ \frac{m}{s} \quad \left(234.6\ \frac{km}{h}\right)$

$C_L = 0.41 \longrightarrow C_D = 0.0356$

4^A iteraz: $\quad C_D = 0.0356 \longrightarrow V = 64.93\ \frac{m}{s} \quad \left(233.8\ \frac{km}{h}\right)$

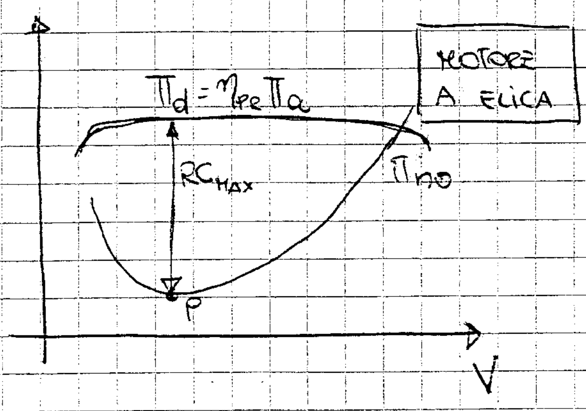
$C_L = 0.41 \longrightarrow C_D = 0.0356$

Si differenziano di meno di $1\ km/h$!

SIAMO GIUNTI A CONVERGENZA!

$$\boxed{V_{CR} = 233.8\ \frac{km}{h}}$$

$$\textcircled{5} \quad RC_{MAX,SL} \begin{cases} OEI \\ AEO \end{cases} ; \qquad h_{TT}|_{OEI} \; ; \; h_{TT}|_{AEO}$$



$$RC_{MAX} = \frac{\Pi_{d\,SL}}{W} - \frac{D_P V_{P\,SL}}{W}$$

$$\Pi_{d,SL} = \eta_{PR} \Pi_{a0} \sigma \varphi$$

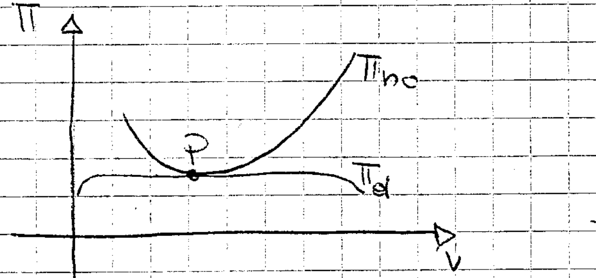
AEO

$$\Pi_{d,SL} = 0.75 \times 149.2\ kW \times 1 \times 1 = 111.9\ kW$$

$$RC_{MAX} = \frac{111900\ W}{1200 \times 9.81\ N} - \frac{98.24\ kgf \times 30.52\ \frac{m}{s}}{1200\ kg} =$$

$$= (9.51 - 2.50)\ \frac{m}{s} = \boxed{7.01\ \frac{m}{s}} \quad \left(= 7.01 \times \frac{60}{0.3041}\ \frac{ft}{min} = \boxed{1383\ \frac{ft}{min}} \right)$$

- h_{TT} : QUOTA PER LA QUALE $RC_{MAX} = 0$



$$\frac{\Pi_{d,SL}}{W} \sigma_{TT} - \frac{D_P V_{P\,SL}}{W} \frac{1}{\sqrt{\sigma_{TT}}} = 0$$

$$\frac{\Pi_{d,SL}}{\cancel{W}} \sigma_{TT}^{3/2} - \frac{D_P V_{P\,SL}}{\cancel{W}} = 0$$

Ricavata la sigma, si puo' tranquillamente andare a ricavare la quota dalla tabella dell'atmosfera ISA fornita.

$$\sigma_{TT}^{3/2} = \frac{D_P V_{P,SL}}{\Pi_{d,SL}} \longrightarrow \sigma_{TT} = \left(\frac{98.24 \times 9.81 \times 30.52}{111900} \right)^{2/3} = 0.4103$$

Calcolo della quota, come detto al compito ve lo potete risparmiare, entrate semplicemente nella tabella ISA con sigma e ricavate la quota (ovviamente interpolando tra due quiote assegnate).

$$\sigma_{TT} = \vartheta_{TT}^{4.256} \longrightarrow \frac{T_{TT}}{T_0} = \sigma_{TT}^{1/4.256} \longrightarrow T_{TT} = 288.2\ K\ (0.4103)^{0.235} =$$

$$= 233.8\ K$$

$$T_{TT} = T_0 - 0.0065 \frac{°}{m} h_{TT} \longrightarrow h_{TT} = \left(\frac{T_0 - T_{TT}}{0.0065} \right) m = \boxed{8369\ m}$$

(Si poteva calcolare h_{TT} anche entrando nelle tabelle ISA col valore di σ_{TT})

OEI $\quad \Pi_{d,SL} = 0.5 \times (\eta_{PR} \Pi_{a0} \sigma \varphi) = 55.9 \text{ kW}$ **2**

$$RC_{MAX} = \frac{55900 \text{ W}}{1200 \times 9.81 \text{ N}} - \frac{98.24 \times 30.52}{1200} = (4.75 - 2.50)\frac{m}{s} =$$

$$= \boxed{2.25 \frac{m}{s} = 442.9 \frac{ft}{min}}$$

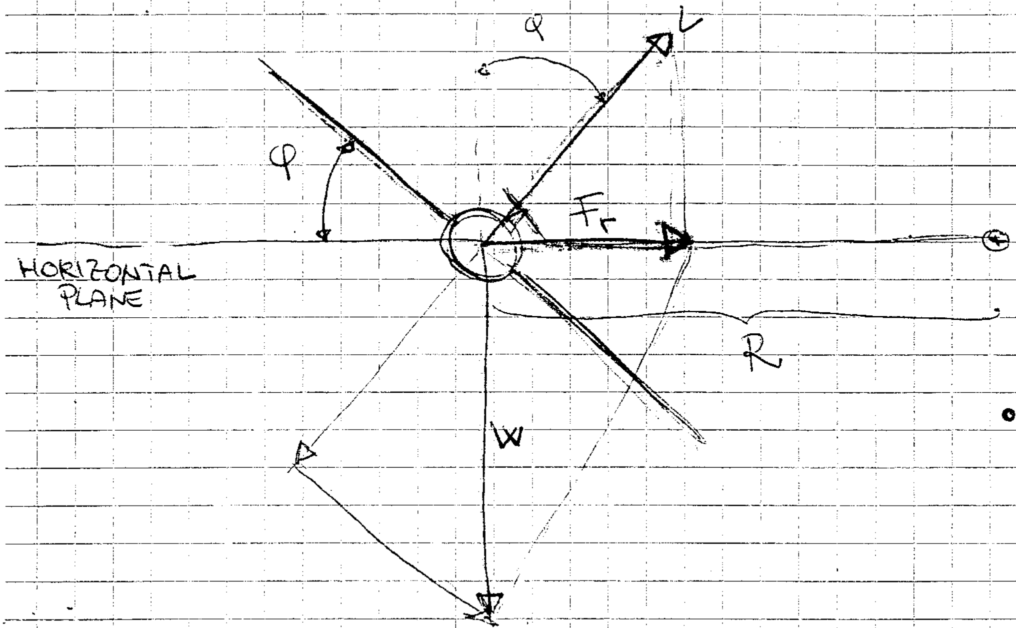
- $$\sigma_{TT} = \left(\frac{98.24 \times 9.81 \times 30.52}{55900}\right)^{2/3} = 0.6518$$

$$\rightarrow T_{TT} = 288.2 \text{ K} \, (0.6518)^{0.235} = 260.6 \text{ K}$$

$$h_{TT} = \left(\frac{T_0 - T_{TT}}{0.0065}\right) m = \boxed{4246 \text{ m}}$$

(RIDUZIONE SIA DEL rate of climb MASSIMO CHE della QUOTA DI TANGENZA TEORICA nel caso OEI)

d) R_{MIN} e ω_{MAX} a QUOTA = 0 , $n_{MAX} = 3.8$



• [VIRATA LIVELLATA]

• φ = ANGOLO DI BANK

• $L\cos\varphi = W$

$\cos\varphi = \frac{1}{n}$

$(n = 2 \Leftrightarrow \varphi = 60°)$

$F_r = \sqrt{L^2 - W^2} = W\sqrt{n^2-1}$, n = FATTORE DI CARICO $= \frac{L}{W}$

$\Rightarrow F_r = \frac{W}{g}\frac{V^2}{R}$

(La F_r giace nel piano orizzontale, lungo il raggio di virata ⇒ è una forza centrifuga)

$\Rightarrow R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2-1}}$; $\omega = \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{R} = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V}$

$$R_{MIN} = \frac{V_{MIN}^2}{g\sqrt{n_{MAX}^2-1}} = \frac{\frac{2}{\rho_0}\frac{W n_{MAX}}{S}\frac{1}{C_{L_{MAX}}}}{9.81\sqrt{n_{MAX}^2-1}} = \frac{3247}{35.96} = 90.29\ m$$

$$\omega_{MAX} = \frac{9.81\sqrt{n_{MAX}^2-1}}{V_{MIN}} = \frac{35.96}{56.98} = 0.63\ \frac{rad}{s} = 36.16\ \frac{°}{s}$$

• $\Pi_d = \eta_{PR}\,\Pi_{a0}\,\varphi\,\sigma = 111.9\ kW$

($\eta_{PR} = 0.75$, $\Pi_{a0} = 149.2\ kW$, $\varphi = 1$, $\sigma = 1$)

$$\Pi_n = T_n \cdot V = D \cdot V = \frac{1}{2}\rho_0 V_{MIN}^3 S\underbrace{\left(C_{D_0} + kC_{L_{MAX}}^2\right)}_{0.129} = 219.2\ kW$$

$\boxed{\Pi_d < \Pi_n}$ La Potenza disponibile non è sufficiente a "reggere" il volo. Si può calcolare il giusto n_{MAX}:

$$V_{MIN} = \sqrt[3]{\frac{2\Pi_d}{\rho_0 S C_D}} \Longrightarrow n_{MAX} = \frac{\rho_0 S C_{L_{MAX}}}{2W}V_{MIN}^2$$

VELIVOLO A GETTO

$W = 270'000\ kg$ $\qquad \frac{W}{S} = 7790\ \frac{N}{m^2}$ $\qquad C_{L_{MAX}}(\text{PULITO}) = 1.50$

$S = 340\ m^2$ $\qquad AR = 7.95$ $\qquad C_{L_{MAX-TO}} = 2.1$

$b = 52\ m$ $\qquad k = \frac{1}{\pi A R e} = 0.0501$ $\qquad W_{fuel} = 70'000\ kg$

$C_{D_0} = 0.022$ $\qquad W_1 = W - W_{fuel} = 200'000\ kg$

$e = 0.80$ $\qquad T_{0_{TOT}} = 3 \times 27'000 = 81'000\ kgf$

$SFCJ = 0.5\ \frac{lb}{lb\,h}$

e) $C_J = -\frac{dW}{T_d\, dt}$, $\quad dW = dW_{fuel}$ $\quad \Longrightarrow \quad dt = -\frac{dW}{T_d \cdot C_J}$

$$\int_0^{En} dt = -\int_{W_0}^{W_1} \frac{1}{T_d \cdot C_J}\, dW \longrightarrow$$

[IPOTESI f di BREGUET: VOLO LIVELLATO UNIFORME IN TUTTA LA TRATTA]

$$\Rightarrow En = -\int_{W_0}^{W_1} \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{C_J} \frac{dW}{W} = \left(\frac{E}{C_J}\right)_R \ln \frac{W_0}{W_1}$$

PROGRAMMA DI VOLO CON EFFICIENZA (e QUINDI ASSETTO) COSTANTE

- QUOTA = 8000 m $\Rightarrow En_{MAX} \Leftrightarrow E_{MAX}$

$$\left(E_{MAX} = \sqrt{\frac{1}{4kC_{D_0}}} = 15.06\right)$$

$$En_{MAX} = \frac{15.06}{\underset{\uparrow\,SFCJ}{0.5}} \underbrace{\ln \frac{270'000}{200'000}}_{0.3} = \boxed{9.04\ h}$$

- PROGRAMMA DI VOLO:

  C_L, V cost

  h variabile (al variare di W)

$\Longrightarrow \quad V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{C_L}}$

$$\frac{V_{fin}}{V_{iniz}} = 1 \Leftrightarrow \frac{\frac{W_0}{\rho_0 \sigma_{in}}}{\frac{W_1}{\rho_0 \sigma_{fin}}} = 1$$

$$\Longrightarrow \frac{W_0}{\sigma_{1u}} = \frac{W_1}{\sigma_{giu}} \Longleftrightarrow \sigma_{giu} = \sigma_{1u} \frac{W_1}{W_0} = 0.4287 \times 0.7407 =$$

$$= 0.3175$$

$$\rightarrow \sigma = \theta^{4.256} \rightarrow \frac{T}{T_0} = (0.3175)^{1/4.256} = 220.1\,K$$

$$T - T_0 = -0.0065 \frac{°}{m} h \rightarrow h_{giu} = \frac{288.2 - 220.1}{0.0065} = \boxed{10'477\,m}$$

(Valore ancora una volta desumibile dalle Tabelle ISA, in maniera più approssimata)

- $V_{1uiz} = V_{giu} = V_{E,h} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{L_E}}}$ (TAS)

$$EAS_{1uiz} = EAS_{giu} = \frac{V_{E,h}}{\sqrt{\sigma}}$$

$$C_{L_E} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{k}} = 0.66 \rightarrow TAS = 212 \frac{m}{s}$$

$$EAS = 323.8 \frac{m}{s}$$

D

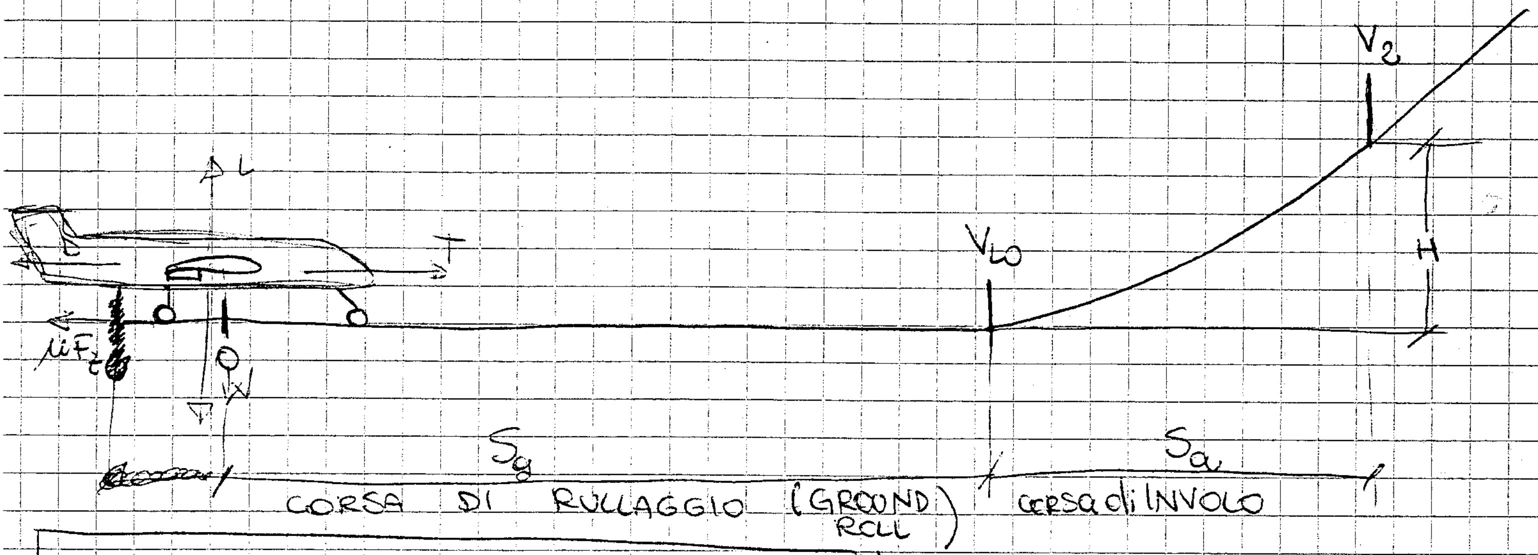
CORSA DI DECOLLO (SL)

B

$V_{LO} = 1.10\, V_{S\_TO}$ $\quad V_2 = 1.20\, V_{S\_TO}$ $\quad H = 10.668\, m$

$\Delta C_{D_0} = 0.025$ $\quad K_{ES} = 0.80$

$\mu = 0.030$ $\quad C_{L_G} = 0.70$



$$\boxed{\left(\frac{W}{g}\right) a = \left[T - D - \mu (W - L)\right]_{\bar{V} = 0.707 V_{LO}}}$$ ⟸ (DURANTE la CORSA DI RULLAGGIO)

$V_{S\_TO} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}\frac{W}{S}\frac{1}{C_{L_{MAX\_TO}}}} = 77.82\ \frac{m}{s}$

$V_{LO} = 85.60\ \frac{m}{s}$

$0.707\, V_{LO} = 60.52\ \frac{m}{s}$ $\quad \left(\bar{q} = \frac{1}{2}\rho_0 (0.707 V_{LO})^2 = 2243\ \frac{N}{m^2}\right)$

- $\frac{T}{T_0}$ ⟶ Entriamo nel grafico $\frac{T}{T_0}(V)$ con il valore di $0.707 V_{LO}$

$\bar{T} = T_0 \times 0.87 = 70470\ kgf$

- $\bar{D} = \frac{1}{2}\rho_0 \bar{V}^2 S \underbrace{\left(C_{D_0} + K C_{L_G}^2 K_{ES}\right)}_{0.0416} = 3234\ kgf$

- $\bar{L} = \frac{1}{2}\rho_0 \bar{V}^2 S C_{L_G} = 54417\ kgf$

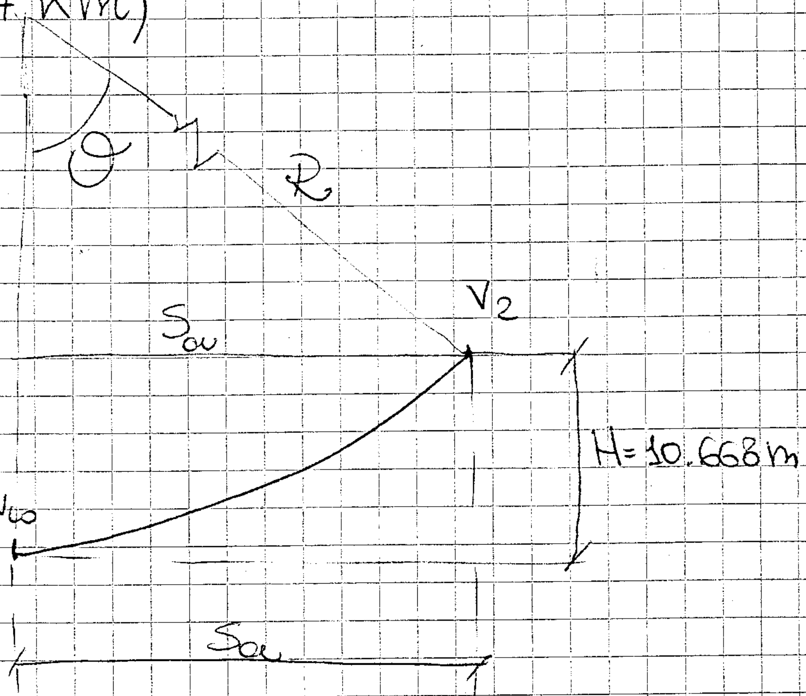
$\Rightarrow \bar{F}_{net} = \left[70470 - 3234 - 0.030\,(270'000 - 54417)\right] \times 9.81 = \underline{596144\, N}$

$$ds = \frac{V\,dV}{a} \Rightarrow \int_0^{S_g} ds = \int_0^{V_{LO}} \frac{1}{2}\frac{d(V^2)}{a} \Rightarrow$$

$$\Rightarrow S_g = \frac{1}{2}\frac{V_{LO}^2}{\frac{g}{W}\left[F_{net}\right]_{\bar{V}}} = \frac{270\,000\ kg}{2} \times \frac{(85.60)^2\ \frac{m^2}{s^2}}{596144\ N} =$$

$$= \boxed{1659\ m} \quad (\simeq 1.7\ km)$$

- CORSA DI INVOLO



$$L = W + \frac{W}{g}\frac{V^2}{R}$$

$$n - 1 = \frac{V^2}{gR}$$

$$\Rightarrow R = \frac{V^2}{g(n-1)}$$

(che altro non è che l'equazione valida nel caso dell'affondata)

$V \Rightarrow$ Assumiamo un valore medio tra V_{LO} e V_2:

$$V = 1.15\,V_{S-TO} = 89.19\ \frac{m}{s}$$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho\,(1.15\,V_{S_{TO}})^2\,S\,(C_{L_{MAX}} \times 0.90)}{\frac{1}{2}\rho\,V_{S-TO}^2\,S\,C_{L_{MAX}}} = 1.19$$

$$\boxed{R = 4297\ m} \Rightarrow \theta = \cos^{-1}\left(1 - \frac{H}{R}\right) = 1.04\ deg$$

$$S_a = R\sin\theta = \boxed{302.6\ m}$$

$$\boxed{S = S_a + S_g = 1962\ m \quad (\simeq 2\ km)}$$

NON RICHIESTO:

- calcolo di n_{MAX}, R_{MIN}, ω_{MAX} (PRESTAZIONI MASSIME DI VIRATA)
ESERCIZIO d, velivolo a ELICA:

$$V_{MIN} = \sqrt[3]{\frac{2\,\Pi_d}{\rho_0 S\, C_{D_{MAX}}}} = 45.53\ \frac{m}{s} \Rightarrow n_{MAX}$$

$$n_{MAX} = \frac{\rho_0 S\, C_{L_{MAX}}}{2W} V_{MIN}^2 = \boxed{2.4}$$

$$R_{MIN} = \frac{V_{MIN}^2}{9.81\sqrt{2.4^2 - 1}} = \frac{2073}{21.40} = \boxed{96.87\ m}$$

(Maggiore del valore precedente mente trovato per $n_{MAX} = 3.8$)

$$\omega = \frac{g\sqrt{n_{MAX}^2 - 1}}{V_{MIN}} = \frac{21.40}{45.53} = 0.47\ \frac{rad}{s} = \boxed{26.9\ deg/s}$$

(Minore di $\omega(n = 3.8) = 36.16\ deg/s$)