30 L

MECCANICA DEL VOLO - MODULO PRESTAZIONI

Esame scritto del 8 febbraio 2012 – Tempo a disposizione 2 ore e 50 minuti

PARTE 1 (tempo indicativo 50 minuti)

2,5 1-1 Parlare dell'area parassita equivalente f di un velivolo. Come si può rappresentare? Perché è importante ? Perché è una vera misura della resistenza offerta dal velivolo ? (mentre il CDo non lo è a rigore ?). Come è possibile fare una stima in fase di progetto preliminare (per via statistica) del valore di f (e di CDo) per un dato velivolo ?

2,5 1-2 Ricavare l'espressione analitica della velocità massima di equilibrio (massima ammissione) in volo livellato per un velivolo propulso a getto (partire dalla condizione T=D) assumendo spinta del motore costante con la velocità e pari a T. Mettere in evidenza la dipendenza di tale velocità dai parametri di progetto del velivolo.

2,5+ 1-3 Parlare del funzionamento di un motore a getto (ciclo Bryton). Fare un disegno schematico dei vari componenti del motore. Che cosa differenzia un turbogetto da un turbo fan ? Che ordine di grandezza ha il consumo specifico di un motore turbogetto puro ? E quello di un turbofan ad alto rapporto di by-pass (HBPR) ?

2,5 1-4 Affrontare il problema del calcolo della massima autonomia di distanza (formula Breguet) per un velivolo propulso ad elica partendo dalla definizione di consumo specifico. Cos'è il fattore di autonomia ? Perché racchiude 3 rendimenti ?

10

PARTE 2 (tempo orient. 2 ore) **ELICA (3 per a-b-c 4-d) 13 pt;**

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

W=4400 Kg $S=27\ m^2$ b=15 m W_f (peso combustibile) = 700 Kg

CDo=0.028 e=0.80 CL_{MAX} (pulito) = 1.60

W_f (peso combustibile) = 700 Kg

Π_{ao} = 2 x 550 hp = 1100 hp **(Motori turboelica, usare il Kv)**

η_P = (rendimento elica) =0.8 SFC=0.5 lb/(hp h)

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/h], spinta[Kgf] e potenza necessarie [kW] in tali punti alla quota di crociera di **5000 m** (Fare una tabellina riepilogativa)

3 b) Valutare la velocità massima col metodo iterativo alla quota di **5000 m.**

3 c) Valutare il massimo rateo di salita in [m/s] e [ft/min] a livello del mare **in condizioni di un motore inoperativo** (OEI) e calcolare la massima quota (quota tangenza pratica, RC_{MAX}=0.5 m/s) raggiungibile in tali condizioni. Essendo le velocità di interesse basse, trascurare il Kv in questa prestazione.

4+ d) Impostare il problema e calcolare la massima autonomia di distanza (Range) del velivolo e la velocità (CAS) che il pilota dovrà tenere ad inizio e fine crociera. Se il pilota imposta una crociera inizialmente ad una velocità (CAS) di 300 km/hr, tenendo bloccato l'assetto, quale sarà l'autonomia di distanza?

13

Dato un velivolo **a getto** Business Jet tipo Cessna Citation :

W=10200 Kg $S=29\ m^2$ b=16.5 m

CDo=0.020 e=0.80 CL_{MAX} (pulito) = 1.50 CL_{MAX_TO}=2.1

W_f (peso combustibile) = 2000 Kg

T_o = (spinta max al decollo di ogni motore turbofan) 2000 Kgf

=> (assumere quindi T_{o_TOT}= 4000 kgf)

SFCJ=0.5 lb/(lb h)

3 e) Il velivolo deve essere usato per monitoraggio. Valutare la massima autonomia oraria del velivolo alla quota di 10000 m. Che numero di Mach (velocità TAS) e che velocità in [kts] (CAS) dovrà impostare il pilota per avere tale autonomia nell'ipotesi di mantenere quota costante ? Che velocità dovrà tenere alla fine della missione ?

4 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 :

V_{LO} (Lift Off) = **1.10** V_{S_TO} V_2=**1.2** V_{S_TO} V_2 : Velocità di passaggio sull'ostacolo

ΔCDo (carrelli + flap) = **0.020** K_{ES} (riduzione resistenza indotta per effetto suolo) = **0.70**

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

Assumere, per la corsa di involo fino al superamento **ostacolo a 15 m**, 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.

7

Per la corsa al suolo partire dalla relazione :

$$S_G = \int_0^{V_{LO}} dS$$ 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).

TOT 30 LODE

Esame di PRESTAZIONI - [redacted]

PARTE 2:

2A) ELICA

$W_0 = W_{TO} = 4400$ Kgf

$S = 27\ m^2$, $b = 15\ m$ $\Rightarrow AR = 8,33$

$W_P = 700$ Kgf $\Rightarrow W_1 = 3700$ Kgf

$C_{D_0} = 0,028$ $\quad e = 0,80$

$C_{L_{MAX(pulito)}} = 1,60$

$\Pi_{a_0} = 2 \times 550\ hp = 1100\ hp$

$\eta_P = 0,8$ $\quad SFC = 0,5\ \frac{lb}{hp \cdot h}$

$h = 5000\ m \Rightarrow \sigma = 0,6009$

$V_i\ (CAS) = 300$ Km/h

a) Punti caratt. $(C_L, C_D, E, V, T_{n_0}, \Pi_{n_0})$ per $h_{cr} = 5000\ m$

b) V_{MAX} per $h_{cr} = 5000\ m$

c) $RC_{MAX_{s/l}}$ (1 motore inoperativo) quota di tangenza pratica

d) R_{MAX}, $V_{R_{MAX}}$ (CAS)

R per $V_i = 300$ Km/h

a) · Punto E

$$C_{L_E} = \sqrt{\pi AR e C_{D0}} = 0,77 \Rightarrow V_{E_{s/l}} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{L_E}}} = 58,22\ m/s = 209,60\ Km/h$$

$$\Downarrow$$

$$V_{E_{cr}} = \frac{V_{E_{s/l}}}{\sqrt{\sigma}} = 75,11\ m/s = 270,38\ Km/h$$

$$C_{D_E} = 2\, C_{D_0} = 0,056$$

$$E_{MAX} = \sqrt{\frac{\pi AR e}{4\, C_{D0}}} = 13,67 \Rightarrow D_{MIN} = T_{n_{0_E}} = \frac{W}{E_{MAX}} = 321,9\ Kgf$$

$$\Pi_{n_{0_{E_{s/l}}}} = D_E V_{E_{s/l}} = 183,85\ KW = 246,65\ hp \Rightarrow \Pi_{n_{0_{E_{cr}}}} = \frac{\Pi_{n_{0_{E_{s/l}}}}}{\sqrt{\sigma}} = 317,92\ hp = 237,17\ KW$$

· Punto P

$C_{L_P} = \sqrt{3}\, C_{L_E} = 1,33 \Rightarrow V_{P_{S/L}} = \dfrac{V_{E_{S/L}}}{\sqrt[4]{3}} = 44,24\ m/s = 159,26\ Km/h$

$\Downarrow$

$V_{P_{Q}} = \dfrac{V_{P_{S/L}}}{\sqrt{\sigma}} = 57,07\ m/s = 205,45\ Km/h$

$C_{D_P} = 4\, C_{D_0} = 0,112$

$E_P = \dfrac{\sqrt{3}}{2}\, E_{MAX} = 11,84 \Rightarrow D_P = \dfrac{W}{E_P} = T_{no_P} = 371,62\ Kgf$

$\Pi_{MIN_{S/L}} = \Pi_{P_{S/L}} = V_{P_{S/L}} D_P = 161,27\ KW = 216,18\ hp \Rightarrow \Pi_{MIN_Q} = \dfrac{\Pi_{MIN_{S/L}}}{\sqrt{\sigma}} = 278,88\ hp$
$= 208,05\ KW$

· Punto A

$C_{L_A} = \dfrac{C_{L_E}}{\sqrt{3}} = 0,44$

$C_{D_A} = \dfrac{4}{3}\, C_{D_0} = 0,037$

$E_A = E_P = \dfrac{\sqrt{3}}{2} E_{MAX} = 11,84 \Rightarrow D_A = D_P = \dfrac{W}{E_A} = 371,6\ Kgf$

$V_{A_{S/L}} = \sqrt[4]{3}\, V_{E_{S/L}} = 76,62\ m/s = 275,84\ Km/h \Rightarrow V_{A_Q} = \dfrac{V_{A_{S/L}}}{\sqrt{\sigma}} = 98,84\ m/s = 355,83\ Km/h$

$\Pi_{A_{S/L}} = D_A V_{A_{S/L}} = 279,31\ KW = 374,41\ hp \Rightarrow \Pi_{A_Q} = \dfrac{\Pi_{A_{S/L}}}{\sqrt{\sigma}} = 483,00\ hp = 360,32\ KW$

· Punto S

$V_{S_{S/L}} = \sqrt{\dfrac{2}{\rho_0} \dfrac{W}{S} \dfrac{1}{C_{L_{MAX}}}} = 40,39\ m/s = 145,40\ Km/h \Rightarrow V_{S_Q} = \dfrac{V_{S_{S/L}}}{\sqrt{\sigma}} = 52,10\ m/s = 187,58\ Km/h$

	C_L	C_D	E	$V_{S/L}$ [Km/h]	T_{no} [Kgf]	Π_{no} [hp]
P	1,33	0,112	11,84	205,45	371,6	278,88
E	0,77	0,056	13,67	270,38	321,9	317,92
A	0,44	0,037	11,84	355,83	371,6	483,00

b) Per il calcolo della velocità massima, si utilizza prima la potenza disponibile trascurando il K_v indicata con Π_{d_1}, per trovare una velocità utile a valutare il K_v.

$$\Pi_{d_1} = \eta_p \, \sigma \, \varphi \, \Pi_{a_0} = 394\,478{,}83 \text{ W}$$

$$V = \sqrt[3]{\frac{2\,\Pi_{d_1} \cdot K_v}{\rho\, S\, C_D}} = \sqrt[3]{\frac{39\,646{,}45\ K_v}{C_D}} = \sqrt[3]{\frac{44\,460{,}02}{C_D}}$$

$$C_L = \frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{V^2} = \frac{4\,343{,}60}{V^2} \qquad C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} = 0{,}028 + \frac{C_L^2}{20{,}94}$$

Itr	C_D	V	K_v	C_L	C_D
pr	$1{,}1\,C_{D_0} = 0{,}0308$	108,83 m/s 391,8 Km/h	1,12	/	/
1	0,0308	113,02 m/s 406,9 Km/h	"	0,340	0,0335
2	0,0335	109,89 m/s 395,62 Km/h	"	0,360	0,0342
3	0,0342	109,14 m/s 392,9 Km/h	"	0,365	0,0344
4	0,0344	108,93 m/s 392,1 Km/h	"		

$$V_{MAX_a} \cong 392 \text{ Km/h}$$

c) Il massimo rateo di salita, per un aereo ad elica a rendimento costante, è ottenibile nel punto P.

$$RC_{MAX_{S/L}} = \frac{\Pi_d - \Pi_P}{W} = \frac{\eta_p \frac{\Pi_{a_0}}{2} - \Pi_{min_{S/L}}}{W} = 3{,}87 \text{ m/s} \cong 763 \text{ ft/min}$$

Per la quota di tangenza teorica, occorre imporre $RC_{MAX} = 0$ m/s:

$$0 = RC_{MAX} = \frac{\Pi_d - \Pi_{min}}{W} = \frac{\eta_p \frac{\sigma\,\Pi_{a_0}}{2} - D_p V_{P_{\sigma}}}{W} = \frac{\eta_p \frac{\Pi_{a_0}}{2}\sigma - D_p \frac{V_{P_{S/L}}}{\sqrt{\sigma}}}{W}$$

(3)

$$\sigma_{TT} = \left(\frac{2 D_T V_{P3/2}}{\eta_P \Pi_{a_0}} \right)^{\frac{2}{3}} = 0,6227 \Rightarrow h_{TT} = 4700 \text{ m}$$

Assumendo lineare l'andamento dell'RC_{MAX} con la quota, conoscendone il valore al livello del mare e alla quota di tangenza teorica, è possibile calcolare la quota di tangenza pratica

$$RC_{MAX} = a + bh$$

$$S/L: \quad 3,87 = a + b \cdot 0 \Rightarrow a = 3,87$$

$$h_{TT}: \quad 0 = 3,87 + b \cdot 4700 \Rightarrow b = 0,00082$$

$$RC_{MAX} = 3,87 - 0,00082\, h$$

Imponendo $RC_{MAX} = 0,5$ m/s:

$$0,5 = 3,87 - 0,00082\, h \Rightarrow h_{TP} = 4110 \text{ m}$$

Ok

d) Per calcolare la massima autonomia di distanza, nelle ipotesi semplificative di Breguet, occorre valutarla nel punto E (efficienza massima). Nella formula usata, il range è espresso in Km e il consumo in unità inconsistenti:

$$R_{MAX} = \underbrace{603,5 \frac{\eta_P}{SFC}}_{13794,752} E_{MAX} \ln \frac{W_0}{W_1} = 2287 \text{ Km}$$

$$V_i (CAS) = V_{E_{1/2}} = 58,22 \text{ m/s} = 209,60 \text{ Km/h}$$

SMART!

$$V_f (CAS) = V_i \cdot \sqrt{\frac{W_1}{W_0}} = 53,39 \text{ m/s} = 192,20 \text{ Km/h}$$

Se la velocità iniziale è $V_i = 300$ Km/h, l'assetto è dato da:

$$\cancel{C_L = \sqrt{}^{2}} \quad C_L = \frac{2}{\rho_0} \frac{W_0}{S} \cdot \frac{1}{V_i^2} = 0,38 \Rightarrow C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} = 0,035$$

$$R = 603,5 \frac{\eta_P}{SFC} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_0}{W_1} = 1817 \text{ Km}$$

[redacted]

2B) JET

$W_0 = W_{TO} = 10\,200$ Kgf

$\left.\begin{array}{l} S = 29 \ m^2 \\ b = 16{,}5 \ m \end{array}\right\} \Rightarrow AR = 9{,}39$

$C_{D_0} = 0{,}020 \qquad e = 0{,}80$

$C_{L_{MAX}(pulito)} = 1{,}50 \qquad C_{L_{MAX-TO}} = 2{,}1$

$W_f = 2\,000$ Kgf $\Rightarrow W_1 = 8\,200$ Kgf

$T_{0-TOT} = 2T_0 = 2 \times 2\,000$ Kgf $= 4\,000$ Kgf

$SFCJ = 0{,}5 \ \frac{lb}{lb\,h}$

$h_a = 10\,000 \ m \Rightarrow \begin{cases} \sigma = 0{,}3369 \\ a = 299{,}5 \ m/s \end{cases}$

$V_{LO} = 1{,}1 \ V_{S_{TO}} \qquad V_2 = 1{,}2 \ V_{S_{TO}}$

$\Delta C_{D_0 \, TOT} = 0{,}020 \qquad K_{ES} = 0{,}70$

$\mu = 0{,}030 \qquad C_{L_G} = 0{,}70$

$H = 15 \ m \qquad C_L = 0{,}90 \ C_{L_{MAX-TO}}$

e) $E_{u_{MAX}}$ per $h_a = 10\,000$ m

Mach (TAS), V(CAS) [Kts]

V_f

f) $S_{riciclo} = S_G + S_A$

($F = cost$)

e) L'autonomia oraria di un velivolo a getto, espressa in ore, è data dalla relazione di Breguet:

$$E_u = \frac{1}{SFCJ} \cdot \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_0}{W_1}$$

Essa sarà massimizzata nel punto E:

$$C_{L_E} = \sqrt{\pi AR e C_{D_0}} = 0{,}69$$

$$C_{D_E} = 2 C_{D_0} = 0{,}040$$

Perciò:

$$E_{u_{MAX}} = \frac{1}{SFCJ} \frac{C_{L_E}}{C_{D_E}} \ln \frac{W_0}{W_1} \cong 7{,}5 \ h$$

La velocità iniziale sarà dunque quella nel punto E:

$$V_{E_{S/L}} = V_i\,(CAS) = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}\,\frac{W}{S}\,\frac{1}{C_{L_E}}} = 90{,}36\ m/s = 175{,}64\ KTS$$

$$V_{E_a} = V_i\,(TAS) = \frac{V_i\,(CAS)}{\sqrt{\sigma}} = 155{,}68\ m/s \Rightarrow M_{i_a} = \frac{V_i\,(TAS)}{a} = 0{,}52$$

$$V_f\,(CAS) = V_i\,(CAS)\,\sqrt{\frac{W_1}{W_0}} = 81{,}02\ m/s = 157{,}49\ KTS$$

$$M_{1_a} = M_{i_a}\,\sqrt{\frac{W}{W_0}} = 0{,}47$$

l)

$$m\,a = \frac{W}{g}\,a = T - D - \mu\,(W-L)$$

$$S_G = \int_0^{V_{LO}} dS = \int_0^{V_{LO}} \frac{V\,dV}{a} = \frac{W}{2g}\int_0^{V_{LO}} \frac{dV^2}{\left[T-D-\mu(W-L)\right]_{0,7V_{LO}}} = \frac{W}{2g}\,V_{LO}^2\,\frac{1}{\left[\bar{T}-\bar{D}-\mu(W-\bar{L})\right]} =$$

$$= \frac{W}{2g}\cdot 1{,}21\,\frac{2}{\rho_0}\,\frac{W}{S}\,\frac{1}{C_{L_{MAX\_TO}}}\cdot\frac{1}{\left[\bar{T}-\bar{D}-\mu(W-\bar{L})\right]}$$

$$V_{S_{TO}} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}\,\frac{W_i}{S}\,\frac{1}{C_{L_{MAX\_TO}}}} = 51{,}79\ m/s \Rightarrow V_{LO} = 1{,}1\,V_{S_{TO}} = 56{,}97\ m/s$$

$$\bar{T} = T\,(V=0{,}7\,V_{LO}) = \left(1 - 0{,}2\,\frac{0{,}7\,V_{LO}}{100}\right) T_{0_{TOT}} = 3\,680{,}17\ Kg = 36\,110{,}3\ N$$

$$\bar{L} = \frac{1}{2}\,\rho_0\,(0{,}7\,V_{LO})^2\,S\,C_{L_G} = 19\,774\ N$$

$$C_{D_G} = C_{D_0} + \Delta C_{D_{0_{TOT}}} + \frac{C_{L_G}^2}{\pi AR\,e}\,K_{ES} = 0{,}055$$

$$\bar{D} = \frac{1}{2}\,\rho_0\,(0{,}7\,V_{LO})^2\,S\,C_{D_G} = 1\,594\ N$$

$$S_G = \underbrace{\frac{W}{2g}\cdot 1{,}21\,\frac{2}{\rho_0}\,\frac{W}{S}\,\frac{1}{C_{L_{MAX\_TO}}}}_{16\,153\,938{,}59}\cdot\frac{1}{\left[\bar{T}-\bar{D}-\mu(W-\bar{L})\right]} = 515\ m$$

$S_A = R \sin\theta_{OB}$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho (1{,}2\, V_{STO})^2 S\, (0{,}9\, C_{L_{MAX\,TO}})}{\frac{1}{2}\rho V_{STO}^2 S\, C_{L_{MAX\,TO}}} = 1{,}2^2 \cdot 0{,}9 = 1{,}296$$

$$R = \frac{V^2}{g(n-1)} = \frac{(1{,}2\, V_{STO})^2}{g\,(1{,}296-1)} = 1330\ m$$

$$\theta_{OB} = \arccos\left(1 - \frac{H}{R}\right) = 8{,}6^\circ$$

$S_A = R \sin\theta_{OB} = 199\ m \Rightarrow S_{decollo} = S_G + S_A = 714\ m$

PARTE 1.

1.1 L'area parassita equivalente di un velivolo è definita come

$f = C_{D_0} S$

Essa corrisponde all'incirca all'area di una lastra piana posta perpendicolarmente alla corrente ($C_D = 1$) che offre una resistenza pari alla resistenza parassita del velivolo.

$D_0 = q S C_{D_0} = q f$

Essa è importante perché offre una vera misura della resistenza del velivolo, ~~[illegible]~~ perché tiene conto, oltre che del C_{D_0}, anche della resistenza superficie di riferimento (rispetto alla quale ~~i~~ C_{D_0} dei singoli componenti dell'aereo sono scalati).

Velivoli grandi hanno, infatti, tipicamente C_{D_0} più bassi (maggiori possibilità di levigare le superfici e ridurre gli elementi di disturbo), ma aree parassite equivalenti più grandi degli aerei di ~~[illegible]~~ dimensioni minori (comunque, in proporzione, più piccole).

Introducendo il coefficiente di attrito equivalente C_{fe}, che tiene in considerazione elementi di disturbo aerodinamici, assumendoli come fonte di resistenza d'attrito, si può stimare come segue f:

$$f = C_{fe}\, S_{wet},$$

dove S_{wet} è la superficie bagnata del velivolo (all'incirca compresa tra 2 volte e 6 volte S). Inoltre $C_{fe} \simeq 1{,}5\, C_f$.

1.7 La velocità massima di equilibrio in volo livellato per un jet si ottiene imponendo $T_d = D$.

$$T_d = D = q S C_D = q S C_{D_0} + q S K C_L^2 = q S C_{D_0} + \frac{1}{2}\rho V^2 S \frac{1}{\pi A R e}\left(\frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\frac{1}{V^2}\right)^2 =$$

$$= q S C_{D_0} + \frac{1}{\pi A R e} S \frac{W^2}{S^2}\frac{1}{q} \Rightarrow q^2 S C_{D_0} - T_d q + \frac{W^2}{\pi A R e} = 0$$

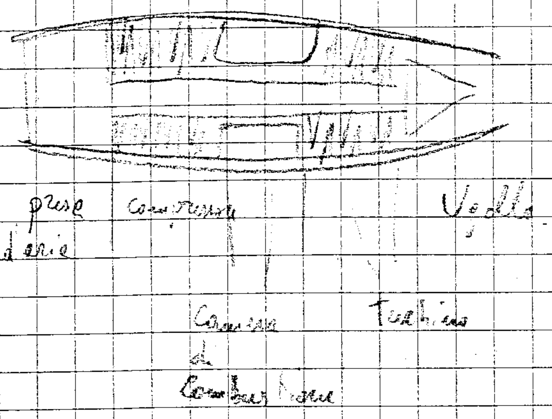
$$q = \frac{T_d \pm \sqrt{T_d^2 - 4 S C_{D_0} \frac{W^2}{\pi A R e}}}{2 S C_{D_0}} = \frac{T_d \pm W\sqrt{\left(\frac{T_d}{W}\right)^2 - \frac{1}{E_{MAX}^2}}}{\ldots}$$

Si ottiene che $V_{MAX} = \left[\frac{\left(\frac{T_d}{W}\right)\left(\frac{W}{S}\right)}{\rho C_{D_0}}\left(1 + \sqrt{1 - \frac{1}{\left(\frac{T_d}{W}\right)^2 \cdot E_{MAX}^2}}\right)\right]^{\frac{1}{2}}$

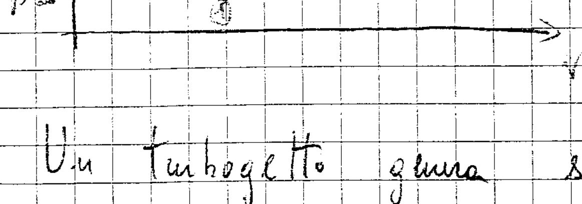
La velocità massima dipende dal rapporto spinta/peso, dal carico alare, da C_{D_0}, dalla quota e dall'E_{MAX}.

[redacted]

1.3 Un motore turbojet, illustrato schematicamente in figura, funziona secondo il ciclo Brayton:



L'aria entra dalla presa dinamica (condotto divergente), dove viene rallentata e compressa (1-2). Nel compressore la pressione aumenta notevolmente (2-3). Nella camera di combustione viene iniettato del combustibile, a pressione costante, innalzando la temperatura (3-4). La turbina assorbe lavoro dal gas e mette in moto il compressore (4-5), tramite un albero. Infine, attraverso un ugello l'aria viene accelerata e torna a una pressione leggermente maggiore della p iniziale (5-6). Non si tratta in realtà di un vero e proprio ciclo perchè l'aria scaricata ovviamente non torna in presa d'aria alle condizioni iniziali.



Un turbogetto genera spinta accelerando molto quantità relativamente piccole d'aria

Un turbofan è un motore che monta al proprio interno un piccolo turbogetto la cui turbina alimenta però anche un fan, elica intubata che accelera l'aria in condotti esterni al core-jet (flusso freddo). (9)

Si chiama rapporto di diluizione, o by-pass ratio, il rapporto tra quantità di aria fredda e aria calda (accelerata dal turbojet).
Un motore turbojet puro ha un consumo specifico $SFCJ = 1 \div 2 \frac{lb}{lbh}$, mentre un turbofan ad alto BPR ha un consumo che si avvicina molto di più a quello di un elica, accelerando di meno quantità maggiori d'aria $\left(SFCJ = 0{,}6 \div 0{,}7 \frac{lb}{lbh} \right)$

1.4. La massima autonomia di distanza per un velivolo ad elica si ottiene nel punto G (massima efficienza).
Indicando con W il peso istantaneo dell'aereo, con W_0 il "gross weight", con W_1 il peso totale senza combustibile, con W_f il peso del carburante e con C_0 il consumo specifico, si può scrivere:

$$dW = dW_f = -C_0 \Pi_a dt \Rightarrow dt = -\frac{dW}{C \Pi_a} \Rightarrow ds = -\frac{V\,dW}{C_0 \Pi_a} \Rightarrow$$

$$\Rightarrow R = \int_0^R ds = -\int_{W_0}^{W_1} \frac{V}{C_0}\frac{dW}{\Pi_a} = -\int_{W_0}^{W_1} \frac{\eta_p}{c}\frac{V}{DV}\,dW = -\int_{W_0}^{W_1} \frac{\eta_p}{c}\frac{W}{D}\frac{dW}{W}$$

Assumendo volo in condizioni di assetto costante, ~~sicu~~ e considerando costante il consumo specifico, oltre al rendimento η_p dell'elica:

$$R = \frac{\eta_p}{c}\frac{C_L}{C_D}\ln\frac{W_0}{W_1}$$

Esprimendo R in km e il consumo in $\frac{lb}{lbh}$:

$$R = 603{,}5\ \frac{\eta_p}{SFC}\frac{C_L}{C_D}\ln\frac{W_0}{W_1}$$

Il fattore di autonomia è:

$$F.A. = \frac{\eta_p}{c}\,E,$$

che mette in relazione 3 rendimenti (η_p, rendimento dell'elica,

c_1 rendimento ~~de~~ di consumo e ε_1 rendimento aerodinamico)