

PRESTAZIONI

Parte 2

**Autonomie, Prestazioni Generalizzate Jet,
D.O.C. e Caratteristiche Economiche Impiego**

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia ELICA

ELICA

$$C_s = \frac{dW_f}{\pi_a dt} = - \frac{dW}{\pi_a dt}$$

$$dW_f = \pi_a \cdot ds \cdot C_s$$

$$\pi_a = \frac{\pi_d}{\eta_p} = \frac{DV}{\eta_p}$$

$$C_s = - \frac{dW}{\frac{W}{E} ds} \eta_p$$

$$ds = v dt$$

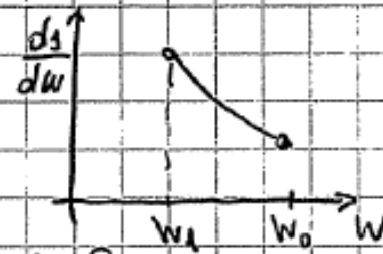
$$- \frac{W}{ds} \frac{ds}{dW} = \frac{E \eta_p}{C_s} = F.A.$$

[e' negativo perche' dW
e' da intendersi negativo]

$$\Rightarrow ds = - \left(\frac{E \eta_p}{C_s} \right) \frac{dW}{W} \quad \Delta = - \int_{W_0}^{W_1} \left(\frac{E \eta_p}{C_s} \right) \frac{dW}{W} = \int_{W_1}^{W_0} \left(\right) \frac{dW}{W}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia ELICA

$$\Rightarrow ds = - \left(\frac{E \eta_P}{C_S} \right) \frac{dW}{W}$$
$$s = - \int_{W_0}^{W_1} \left(\frac{E \eta_P}{C_S} \right) \frac{dW}{W} = \int_{W_1}^{W_0} \left(\right) \frac{dW}{W}$$
$$\frac{ds}{dW} = \frac{1}{W} FA \quad \frac{ds}{dW}$$


W_0 peso iniziale

W_1 peso finale

$W_F = W_0 - W_1$ peso FUEL

$$s = \frac{E \eta_P}{C_S} \ln \left(\frac{W_0}{W_1} \right)$$
$$s_{MAX} = \frac{E \eta_P}{C_S} \ln \left(\frac{1}{1-\zeta} \right)$$

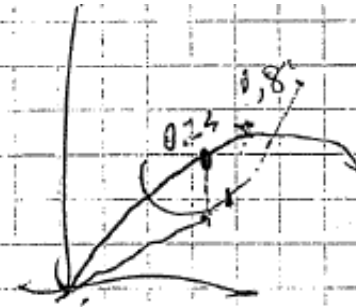
~~Porto~~ $\zeta = \frac{W_F}{W_0}$

FORMULA
BREGUET

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia ELICA

$$\Delta = \frac{E \eta_P}{C_S} \ln \left(\frac{W_0}{W_1} \right) = \frac{E \eta_P}{C_S} \ln \left(\frac{1}{1-\beta} \right)$$



Abbiamo ipotizzato E , η_P e C_S COSTANTI

Se $E = \text{cost}$ $h = \text{cost}$, $C_L = \text{cost} \rightarrow V$ VARIABILE (in riduce)

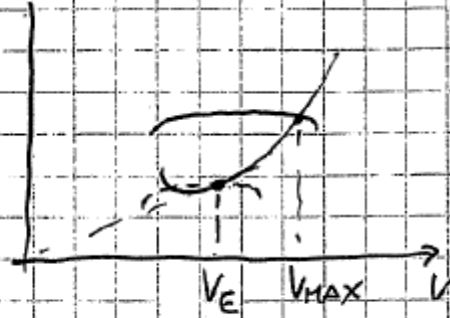
$V = \text{cost}$, $C_L = \text{cost} \rightarrow$ QUOTA VARIAB (cruise-climb)

se supponiamo $V = \text{cost}$
 $h = \text{cost} \rightarrow C_L$ ed E VARIABILE

(Non si può tirare fuori INT)

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia ELICA

- L'autonomia non dip dalla quota (2)
 - MAX AUTONOMIA in (E), cioè V_E
(è una vel. lenta)
 - m_p è cost e elica poco variabile (ma non è detto che a V_E sia più ottimale)
 - C_s potrebbe non essere minimo perché per volare in V_E devo volare ad un grado d'attacco basso (tipo 50% Potenza mot)
- Conviene volare al 65% } ottimizzo solo C_s
 75% } ottimizzo C_s, m_p e il tempo
- 

$$\Delta_{MAX} = \frac{E_{MAX}}{C_s} m_p \ln \left(\frac{1}{1-\beta} \right)$$

BREGUET - ELICA

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET

$$C_J = - \frac{dW}{T dt}$$

$$ds = V dt$$

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

$$T = D = \frac{W}{E}$$

$$C_J = - \frac{dW}{W} \frac{1}{ds} V \cdot E$$

$$- W \frac{ds}{dW} = \frac{V E}{C_J} = F.A.$$

$$ds = - \frac{V E}{C_J} \frac{dW}{W}$$

$$(V \cdot E) \text{ PROP } \frac{1}{\sqrt{C_L}} \frac{C_L}{C_D}$$

$$(V \cdot E)_{\max} \rightarrow \left(\frac{C_L^{1/2}}{C_D} \right)_{\max} \quad (\text{PUNTO A})$$

V, C_L, h

$[V, C_L]_{\text{COST}}$

$$\Delta_{\max} = \frac{V_A E_A}{C_J} \ln \left(\frac{1}{1-\zeta} \right) = \frac{\sqrt{3/2} E_{\max} \cdot V_A}{C_J} \ln \left(\frac{1}{1-\zeta} \right)$$

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET

Meglio

$$\Delta = - \int_1^2 \frac{E \cdot V}{C_{sj}} \frac{dW}{W}$$

$$\frac{d\Delta}{dW} = \frac{F.A.}{W} = \frac{E \cdot V}{C_{sj}}$$

$[h, C_L] \text{ cost}$ $\Delta = - \frac{E}{C_{sj}} \int_0^2 V \frac{dW}{W}$ ma $V = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{S}} \frac{1}{\sqrt{C_L}}$

$$\Delta = - \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \sqrt{\frac{1}{E}} \frac{E}{\sqrt{C_L}} \frac{1}{\sqrt{S}} \frac{1}{C_{sj}} \int_0^2 \frac{dW}{\sqrt{W}}$$

$$- \int_0^1 \frac{dW}{\sqrt{W}} = 2 \left[\sqrt{W_0} - \sqrt{W_1} \right] = 2 \sqrt{W_0} \left[1 - \sqrt{\frac{W_1}{W_0}} \right] = 2 \sqrt{W_0} \left[1 - \sqrt{1 - \frac{3}{2}} \right]$$

$$\Delta = 2 \frac{E V_0}{C_{sj}} \left[1 - \sqrt{1 - \frac{3}{2}} \right]$$

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET

$$[h, C_L] \text{ cost}$$

$$\Delta = 2 \frac{E V_0}{C_{Sj}} \left[1 - \sqrt{1 - \gamma} \right]$$

$$[V, C_L] \text{ cost (h VARIABLE CRUISE-CLIMB)}$$

$$\Delta = \frac{E \cdot V}{C_{Sj}} \ln \left(\frac{W_0}{W_1} \right) = \frac{E V}{C_S} \ln \left(\frac{1}{1 - \gamma} \right)$$

$$\Delta = 2 \frac{E V_0}{C_{Sj}} \left[1 - \sqrt{1 - \gamma} \right]$$

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET – MAX RANGE

$$\left[\Delta_{BR} = 2 \frac{(E \cdot V_0)_A}{C_{sj}} \left[1 - \sqrt{1 - \xi} \right] \right] (h, C_L)$$
$$\left[\Delta_{BR} = \frac{(E \cdot V)_A}{C_{sj}} \ln \left(\frac{1}{1 - \xi} \right) \right] (\text{CRUISE - CLIMB})$$

$$(E \cdot V)_A = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{max} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho_0 E}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{C_{LA}}}$$
$$= \frac{3^{3/4}}{4} \pi^{1/4} \sqrt{\frac{2}{\rho_0 E}} \sqrt[4]{\frac{b e^2}{f}} \sqrt{W}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET – MAX RANGE

$$\Delta_{BR} = \frac{(E \cdot V)_A}{C_{sj}} \ln \left(\frac{1}{1-\xi} \right)$$

$$(E \cdot V)_A = \frac{3^{3/4}}{4} \pi^{1/4} \sqrt{\frac{2}{\rho_0 E}} \sqrt[4]{\frac{b e^2}{f}} \sqrt{W}$$

a) Non si può incrementare attraverso W , ricordiamo che $\frac{dS}{dW} = \frac{FA}{W}$

b) Conviene aumentare $\frac{W}{S}$ RIDUCENDO S

c) $(E \cdot V)$ è proporzionale a $\sqrt[4]{\frac{A e^2}{f}} = \sqrt[4]{\frac{AR e}{C_{D0}}}$

far crescere AR (Nota che AR fa abbassare V_A
fa aumentare E_{max})
ridurre C_{D0}

d) dipende dalla QUOTA (conviene SALIRE per aumentare la VELOCITA')

MA ATTENZIONE

→ Tangente

→ C_{sj} può AUMENTARE

→ BUFFETING (MACH)

e) dipende da C_{sj}

f) aumenta con ξ (+ FUEL)

PARAMETRI DI PROGETTO

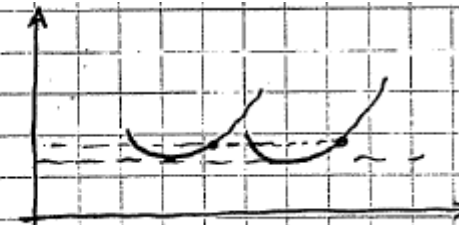
Autonomia JET – MAX RANGE

$$\Delta_{BR} = \frac{(E \cdot V)_A}{C_{sj}} \ln \left(\frac{1}{1-\xi} \right)$$

$$(E \cdot V)_A = \frac{3^{3/4}}{4} \pi^{1/4} \sqrt{\frac{2}{\rho_0 E}} \sqrt[4]{\frac{b e^2}{f}} \sqrt{W}$$

IL PUNTO A è a $T = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{W}{E_{MAX}} = 1.15 \frac{W}{E_{MAX}}$

NON CAMBIA con la QUOTA



LA QUOTA OTTIMALE è dettata dal fatto che
ho una minima riserva di spinte per volare in A

Tipicamente è 3500 ft al di sotto della QUOTA TANG.

La QUOTA conviene anche per evitare TURBOLENZE

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET – MAX RANGE

$$\Delta_{BR} = \frac{(E \cdot V)_A}{C_{sj}} \ln \left(\frac{1}{1 - \xi} \right)$$

CONSIDERAZIONI

Se FISSO la quota come ottimale posso ritrovare nel punto A una V che comporta MACH alti (oltre M_D).

A questo punto conviene

- FISSARE il MACH (es. $M=0.85$) $\rightarrow V \rightarrow C_L$

e volare quindi ad una Efficienza E risultante

/(che però risulta generalmente vicina ad E_{MAX})

Quindi ho - perso in V risp alla V_A

- guadagnato in E rispetto ad E_A

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET – MAX RANGE

Su effetti se consumo di potenza proprio in E (EFF MAX)

$$C_{LE} = \sqrt{\pi A Re C_{D0}}$$

e se ho fissato la V e la quota (il MACH) ho :

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{C_{LE}}}$$

o anche $W = \frac{1}{2} \rho E V^2 S \sqrt{\pi A Re C_{D0}}$

$$\Rightarrow \frac{W}{E S} = \frac{1}{2} \rho V^2 \sqrt{\pi A Re C_{D0}}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET – MAX RANGE

o anche
$$W = \frac{1}{2} \rho_0 E V^2 S \sqrt{\pi A R_e C_{D0}}$$

$$\Rightarrow \frac{W}{E S} = \frac{1}{2} \rho_0 V^2 \sqrt{\pi A R_e C_{D0}}$$

Che quindi REGOLA il CARICO ALARE a seconda della QUOTA

Es:

$$h = 35000 \text{ ft} \rightarrow \frac{W}{S} = 140 \text{ psf}$$

Se invece voglio contenere (per il decollo) $\frac{W}{S}$

$$\frac{W}{S} = 120 \rightarrow h = 38000 \text{ ft}$$

posso avere problemi di Tangenza (SPINTA DISP)

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET – MAX RANGE

TURBOGETTO

$$F.A. = \frac{EV}{C_s} \quad (EV)_{MAX} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0}} \frac{3^{3/4}}{4} A^{1/4} \sqrt{\frac{W}{E}} \sqrt[4]{\frac{b_e^2}{f^3}}$$

$$F.A. = f\left(\underset{1}{C_s}, \underset{3/4}{f}, \underset{\frac{1}{2}}{W}, \underset{\frac{1}{2}}{b_e}, 2, 15\pi\right)$$

$$A = \left(\frac{F.A.}{W}\right) \sqrt{W_i} \left[1 - \sqrt{1 - \frac{F}{W_i}}\right]$$

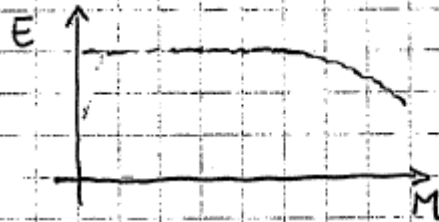
PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET – MAX RANGE

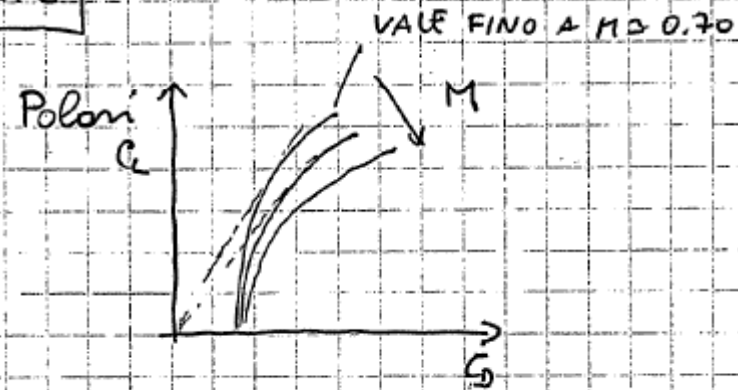
PRESTAZIONI GENERALIZZATE

Effetto MACH

L'Efficienza si riduce



Polari C_L



Il prodotto $(E \cdot V) \rightarrow$ a $(E \cdot M)$

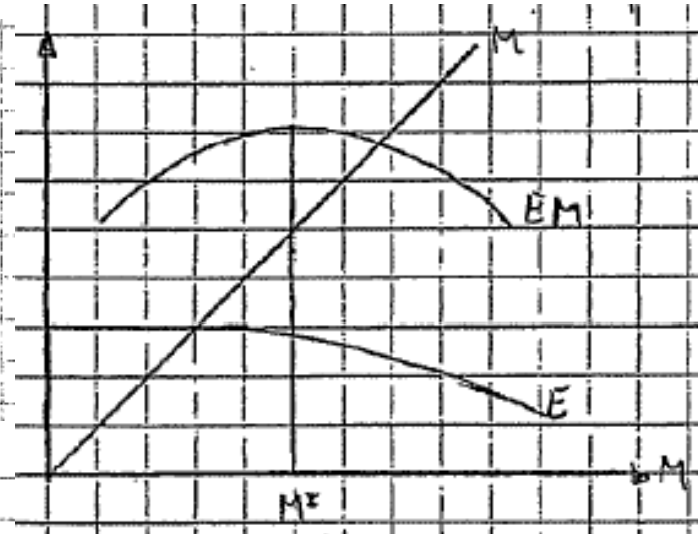
$$(E \cdot M) = f(C_L, M)$$

mentre in campo incompressibile è solo funzione del C_L (punto A)

PARAMETRI DI PROGETTO

Autonomia JET – MAX RANGE

(E·M) ha il massimo spostato
a dx rispetto al MACH
massimo di E_{MAX}



FATTORE AUTONOMIA

$$F.A. = a \frac{(E \cdot M)}{C_{sj}}$$

a, C_{sj} FUNZIONE QUOTA

In una prima fase si fissa la quota e si ottimizza C_s per quella quota. la condizione ottimale sarà il MAX curve (E·M).

Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE

$$\frac{T_g}{\delta_2} = f\left(\frac{\delta_2}{\delta}, \frac{N}{\sqrt{\delta_2}}\right) (1) ; \frac{m_f}{\delta_2 \sqrt{\delta_2}} = g\left(\frac{\delta_2}{\delta}, \frac{N}{\sqrt{\delta_2}}\right) (2)$$

$$\frac{\sqrt{\delta_2} m_a}{\delta_2} = h\left(\frac{\delta_2}{\delta}, \frac{N}{\sqrt{\delta_2}}\right) (3)$$

T_g = spinta lorda ($g \equiv g_{2011}$) m_a = portata d'aria

m_f = consumo di combustibile nell'unità di tempo (mass flow)

δ_2 = pressione totale all'ingresso del compressore, rapportata alla
pressione standard a livello del mare = pressione generalizzata

θ_2 = temperatura assoluta all'ingresso del compressore, rapportata alla
temperatura assoluta standard a livello del mare = temperatura
generalizzata

δ, θ = pressione e temperatura ambiente generalizzate

N = numero di giri per secondo (o per minuto)

Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE

Per una data configurazione della presa d'aria del motore

$$\frac{\sigma_2}{\sigma} (= \text{rapporto di compressione presa aria} = p_2 / p_{\text{ambiente}})$$

$$\frac{\theta_2}{\theta} (= \text{rapporto di temperatura presa aria} = T_2 / T_{\text{ambiente}})$$

dipendono solo dal Mach

$$\frac{T_g}{\sigma_2} = f\left(\frac{\sigma_2}{\sigma}, \frac{N}{\sqrt{\sigma_2}}\right) (1) ; \frac{m_f}{\sigma_2 \sqrt{\sigma_2}} = g\left(\frac{\sigma_2}{\sigma}, \frac{N}{\sqrt{\sigma_2}}\right) (2)$$

$$\frac{T_g}{\sigma} = f_1\left(M, \frac{N}{\sqrt{\sigma}}\right) \quad \frac{m_f}{\sigma \sqrt{\sigma}} = g_1\left(M, \frac{N}{\sqrt{\sigma}}\right)$$

$$\frac{\sqrt{\sigma} m_a}{\sigma} \left(M, \frac{N}{\sqrt{\sigma}}\right)$$

Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE

La spinta netta è

$$T = T_g - V m_a = T_g - M a_0 \sqrt{\sigma} m_a \quad (5)$$

Num. di Mach
 ↑ velocità del suono
 a quota σ

La spinta netta generalizzata è:

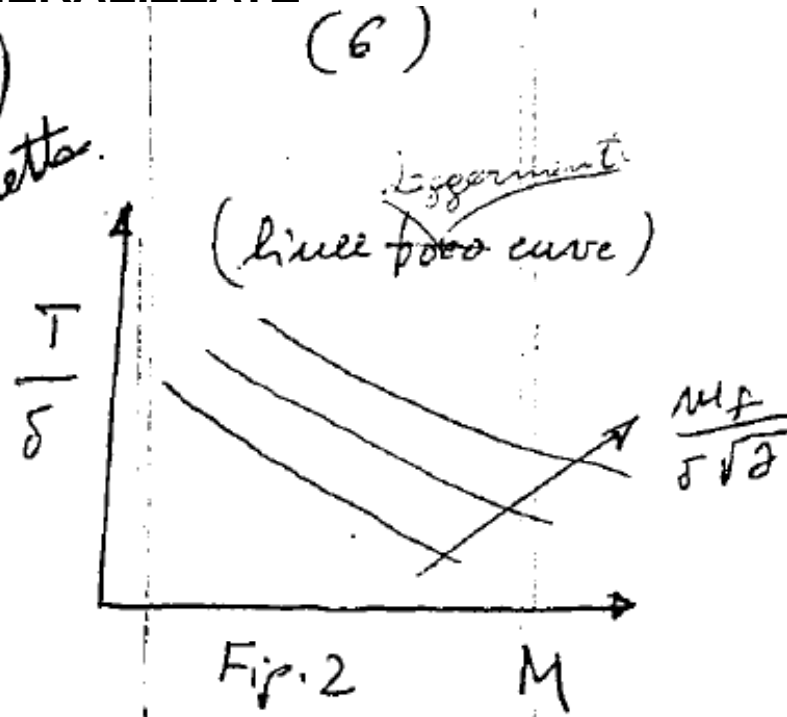
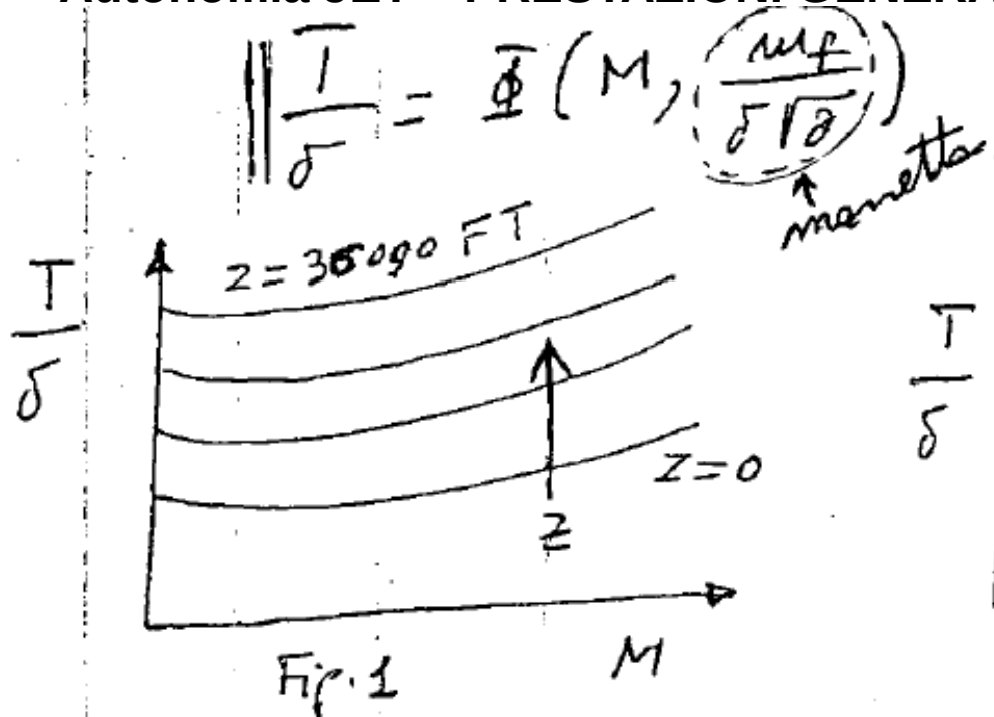
$$\frac{T}{\sigma} = \frac{T_g}{\sigma} - M a_0 \frac{\sqrt{\sigma} m_a}{\sigma} \quad (5')$$

$(\sqrt{\sigma} m_a)$ è densità

$$\left\| \frac{T}{\sigma} \right\| = \Phi \left(M, \left(\frac{m_f}{\sigma \sqrt{\sigma}} \right) \right)$$

25000 FT
 ↑ manetta

Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE



Aumenta all'aumentare della quota perché T si riduce meno di quanto non decresca δ . Aumentando la quota si riduce la temperatura ed aumenta il rendimento termodinamico del motore (fino a 36090 ft). (Effetti Reynolds ?)

- Il grafico - fig. 2 - lo spieghiamo, fissando la manetta $\left(\frac{mf}{\delta \sqrt{2}} \right)$, all'aumentare del Mach aumenta la portata d'aria nel motore e questo significa che diminuisce il rapporto $\left(\frac{FUEL}{AIR} \right) \Rightarrow$ diminuisce la spinta.

Per dato M al crescere di mf cresce T , come è evidente.

Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE

$$\bar{s} = \frac{ds}{dW_F} \quad (7) \quad \text{PERCORSO SPECIFICO}$$

($-dW_F$ = variazione di peso del veicolo)

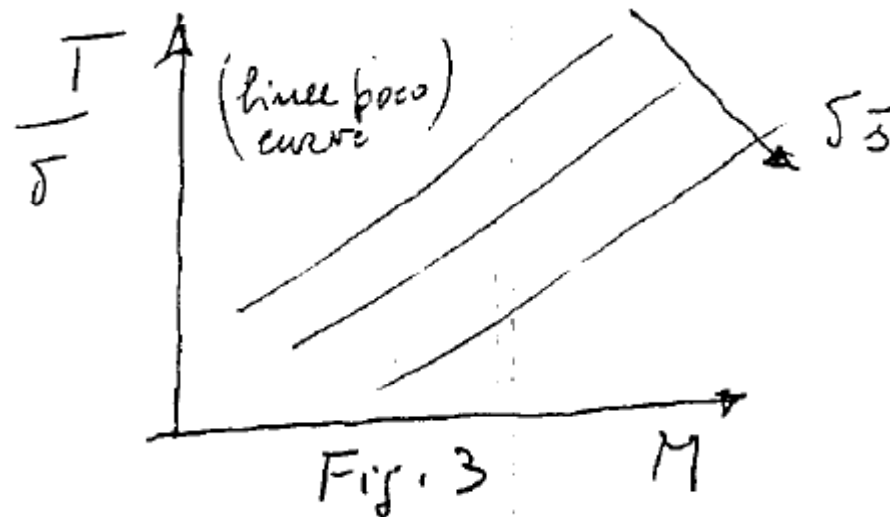
$$m_f = \frac{M a_0 \sqrt{\sigma}}{\bar{s}}$$

$$\frac{m_f}{\sigma \sqrt{\sigma}} = \frac{M a_0}{\sigma \bar{s}}$$

$$\frac{T}{\sigma} = \Phi \left(M, \frac{m_f}{\sigma \sqrt{\sigma}} \right)$$

manetta.

$$\frac{T}{\sigma} = \Phi_1 (M, \sigma \bar{s})$$



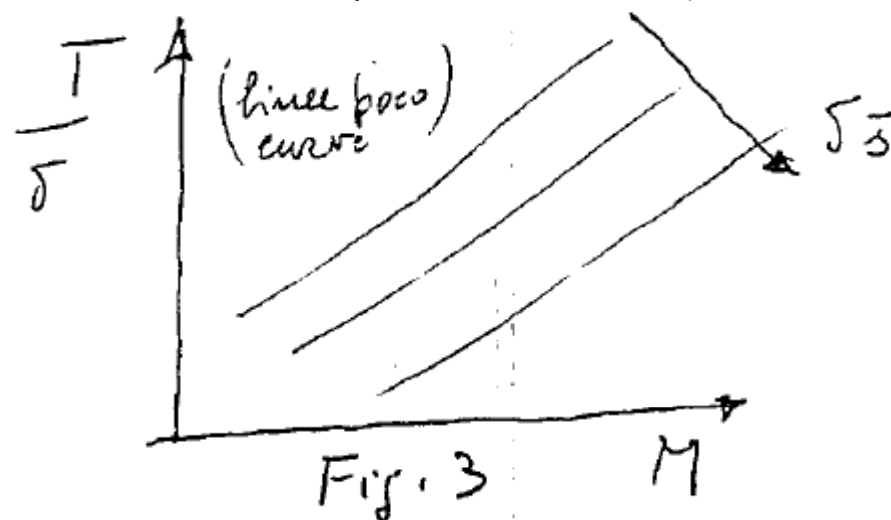
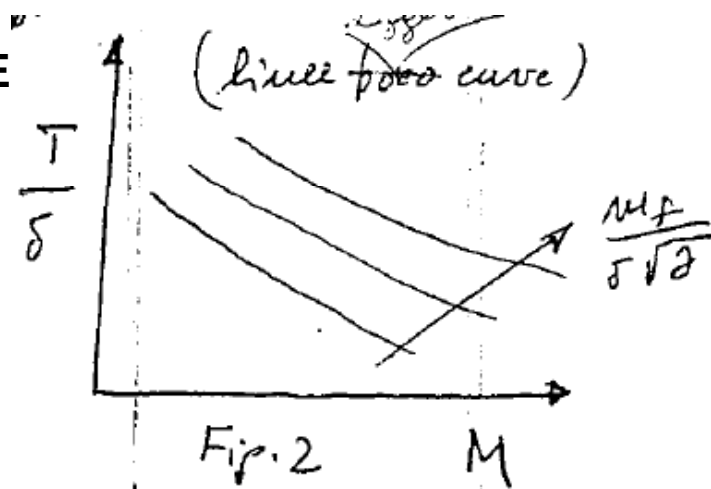
Autonomia JET - PRESTAZIONI GENERALIZZATE

$$\bar{s} = \frac{ds}{dW_F} \quad (7) \quad \text{PERCORSO SPECIFICO}$$

$$\frac{m_f}{\delta \sqrt{\sigma}} = \frac{Ma_0}{\delta \bar{s}}$$

$$\frac{T}{\delta} = \Phi_1(M, \delta \bar{s})$$

$$\frac{T}{\delta} = \frac{a_0 \sqrt{\sigma}}{\delta \bar{s}} \frac{M}{c_s}$$



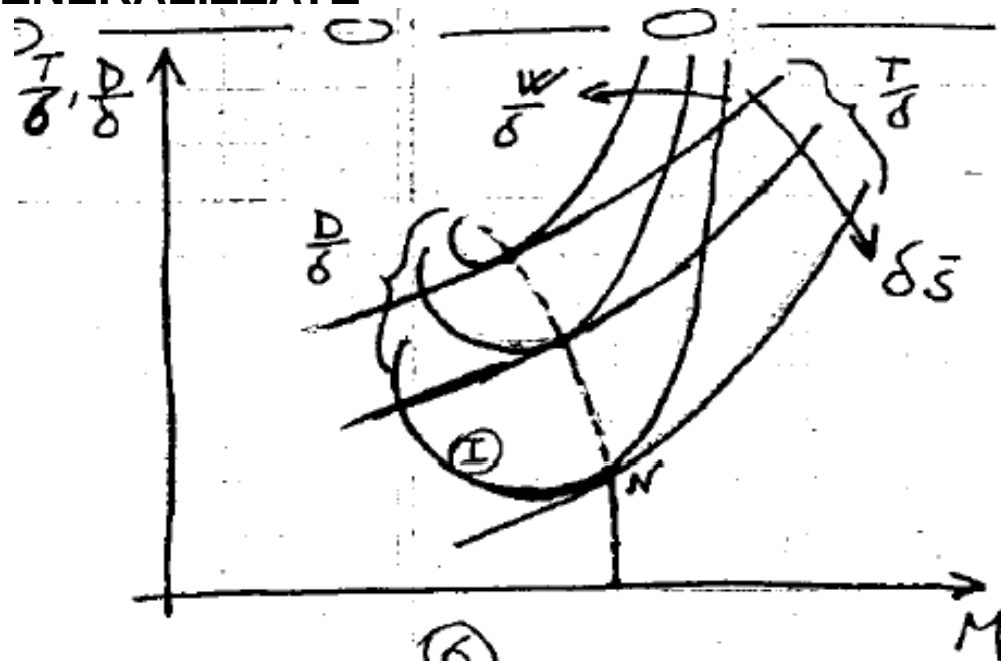
Dal grafico -fig. 3- osserviamo che essendo $(\delta \bar{s})$ inversamente proporzionale a $\frac{m_f}{\delta \sqrt{\sigma}}$ avremo che se le curve di -fig 2- decresceranno, quelle di -fig 3- daranno crescere.

Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE

SPINTA Generalizzata

Resistenza Generalizzata

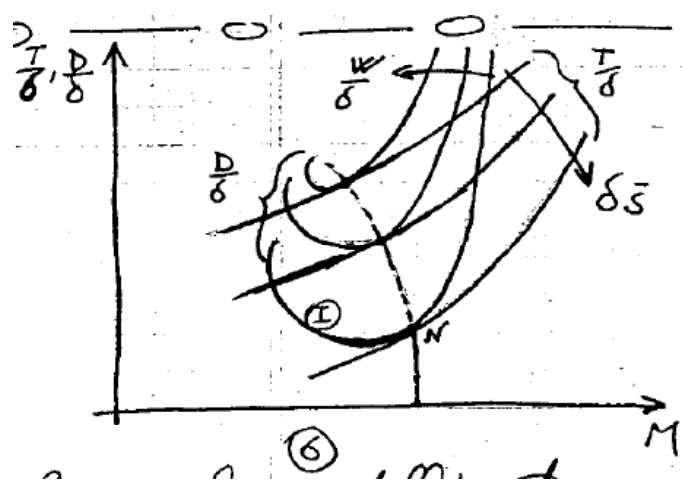
$\left(\frac{W}{\delta}\right)$ Peso Generalizzato



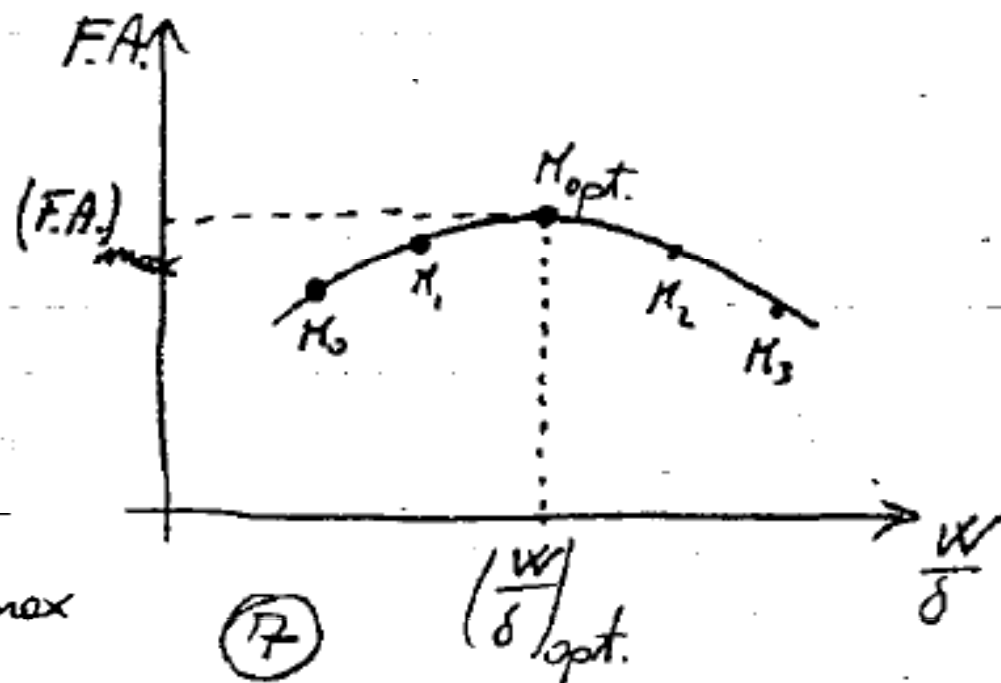
Se esiste una situazione ottimale ai fini dell'autonomia, quindi devo trovare la migliore condizione di volo per avere il massimo F.A. Per fare questo, sulle curve $\frac{D}{\delta}$ fissiamo il valore di $\frac{W}{\delta}$ (Es. curva ①), quindi per avere il massimo $(\delta \cdot \bar{S})$ darò valore al numero di Mach corrispondente al punto N, quindi, un $\left(\frac{W}{\delta}\right)_1$ e un $(\delta \cdot \bar{S})_1$ che ci danno:

$\left(\frac{W}{\delta}\right)_1 \cdot (\delta \cdot \bar{S})_1 = (W \bar{S})_N = (F.A.)_{max}$. Per qualsiasi altro $(\delta \cdot \bar{S})$ della

Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE



$$\left(\frac{W}{\delta}\right)_1 \cdot (\delta \cdot \bar{s})_1 = (W \bar{s})_N = (F.A.)_{\max}$$

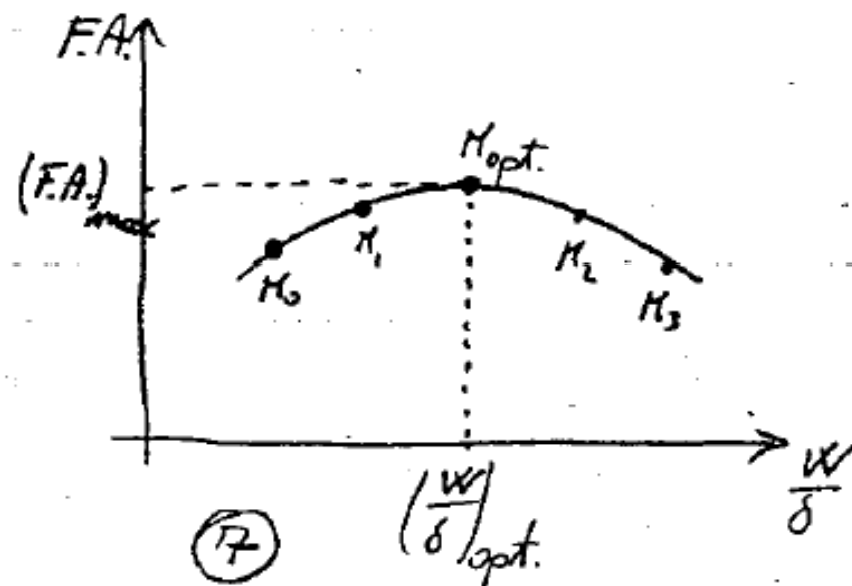
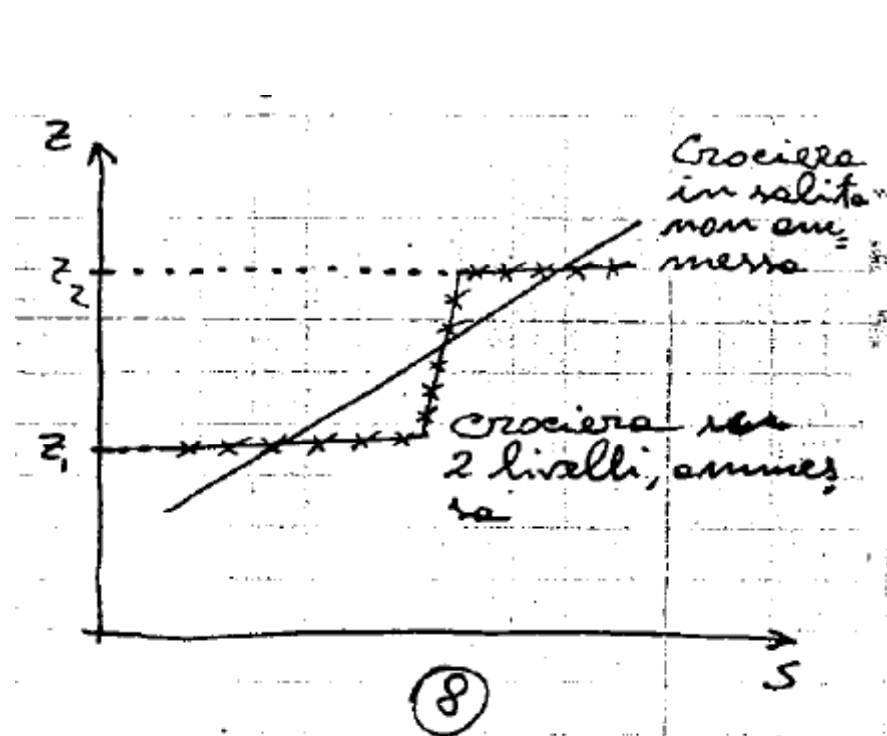


$M_{opt.}$ Visto che il velivolo volando diminuisce di peso e $(\frac{W}{\delta})$ dipende dalla quota, per ristabilire il $(\frac{W}{\delta})_{opt.}$ l'aereo dovrebbe salire di quota; da ciò viene fuori la crociera in salita.

$z \uparrow$

Crociera
in salita

Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE

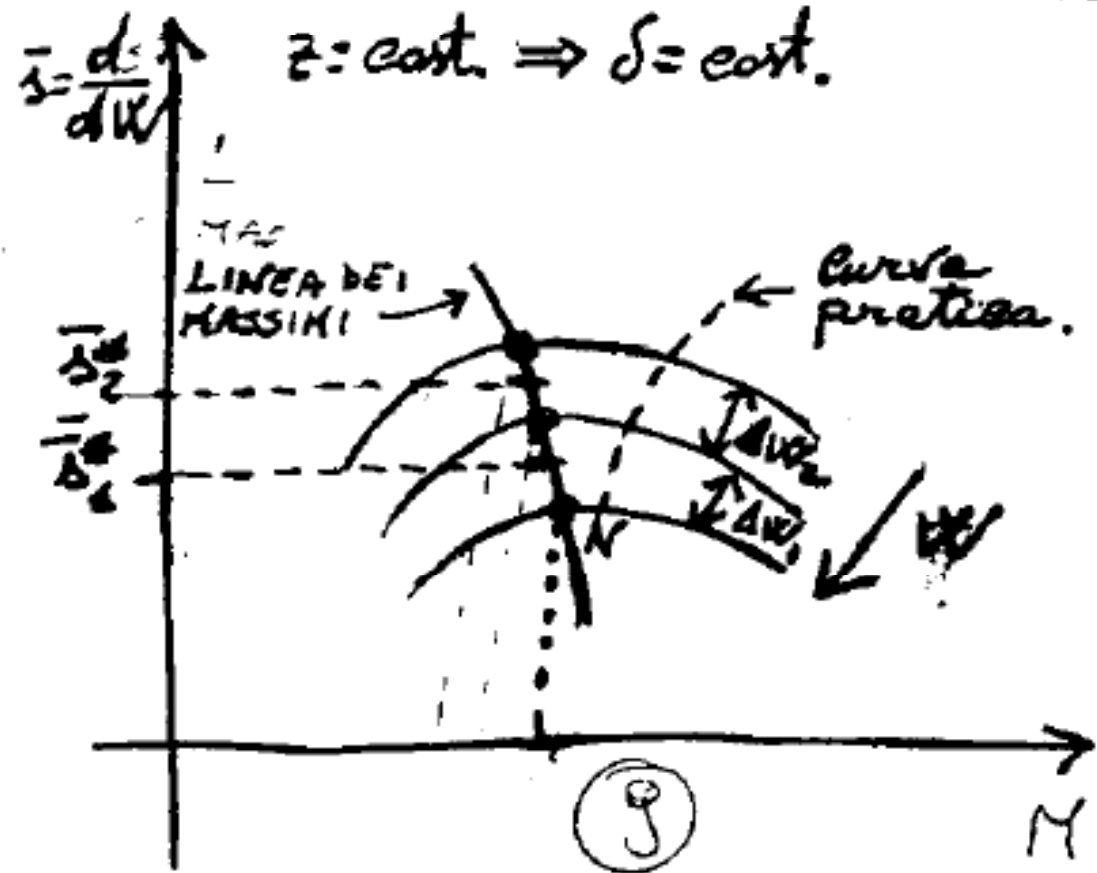
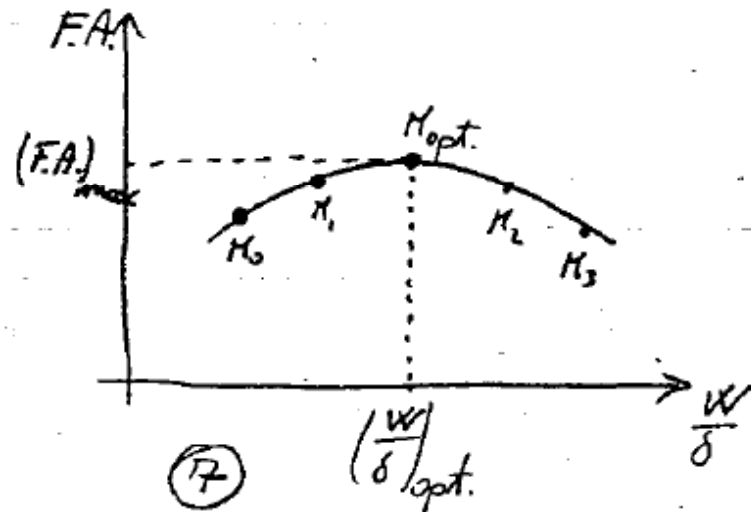
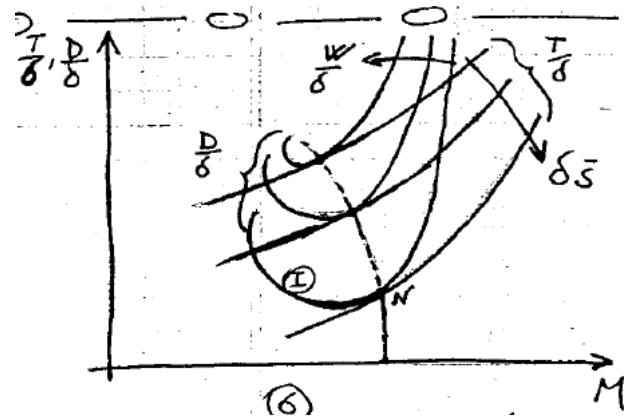


per ristabilire il $(\frac{W}{\delta})_{opt.}$ l'aereo
dovrebbe salire di quota

DIAGRAMMA DI CROCIERA

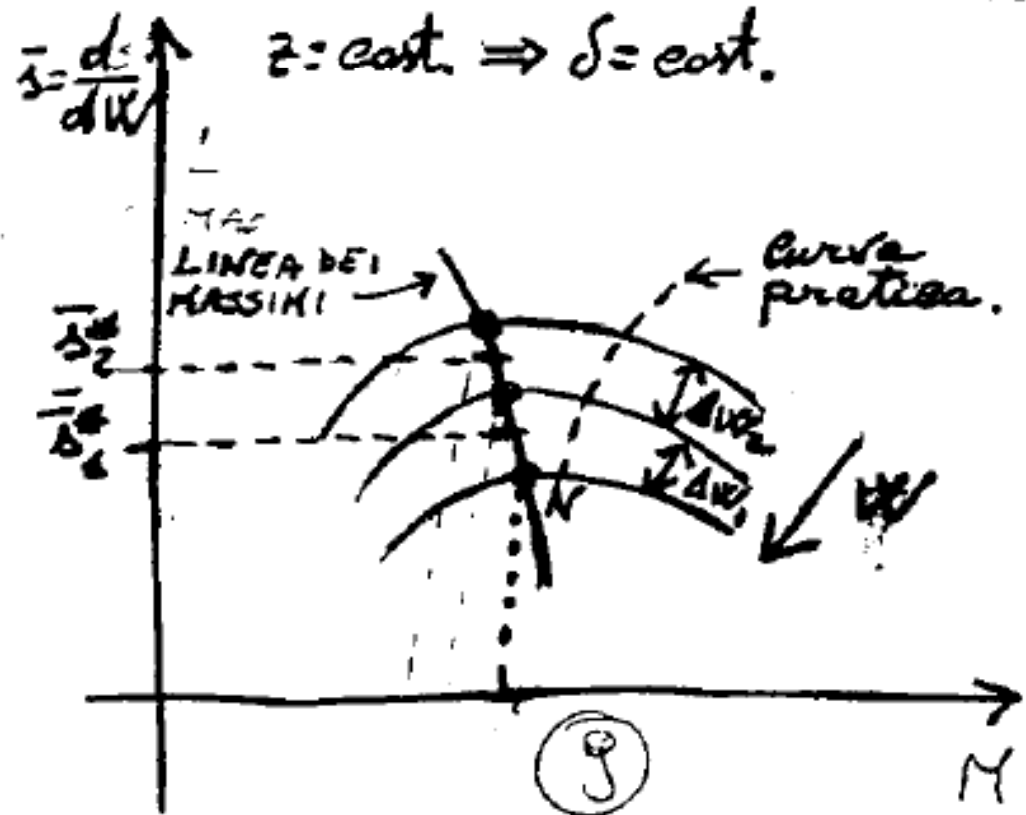
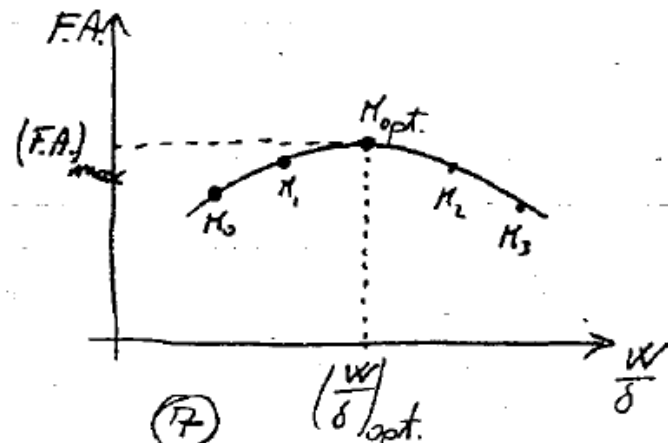
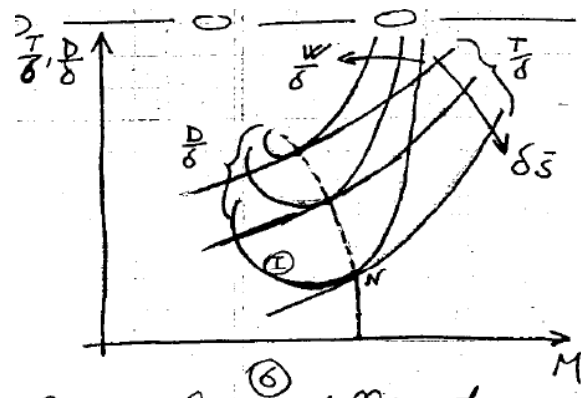
Autonomia JET - PRESTAZIONI GENERALIZZATE

DIAGRAMMA DI CROCIERA



Per esempio fissate la quota z ed il salto di peso ΔW_1 si consideri il valore medio $\bar{s}_1^*$ e la distanza in km ci sarà data da $s_1 = (\bar{s}_1^* \cdot \Delta W_1)$. Poi equivalentemente per il salto ΔW_2 avremo $s_2 = (\bar{s}_2^* \cdot \Delta W_2)$ e così via. Quindi il percorso totale ci sarà dato da $s = s_1 + s_2 + \dots + s_n$ se $W_F = W_1 + W_2 + \dots + W_n$

DIAGRAMMA DI CROCIERA

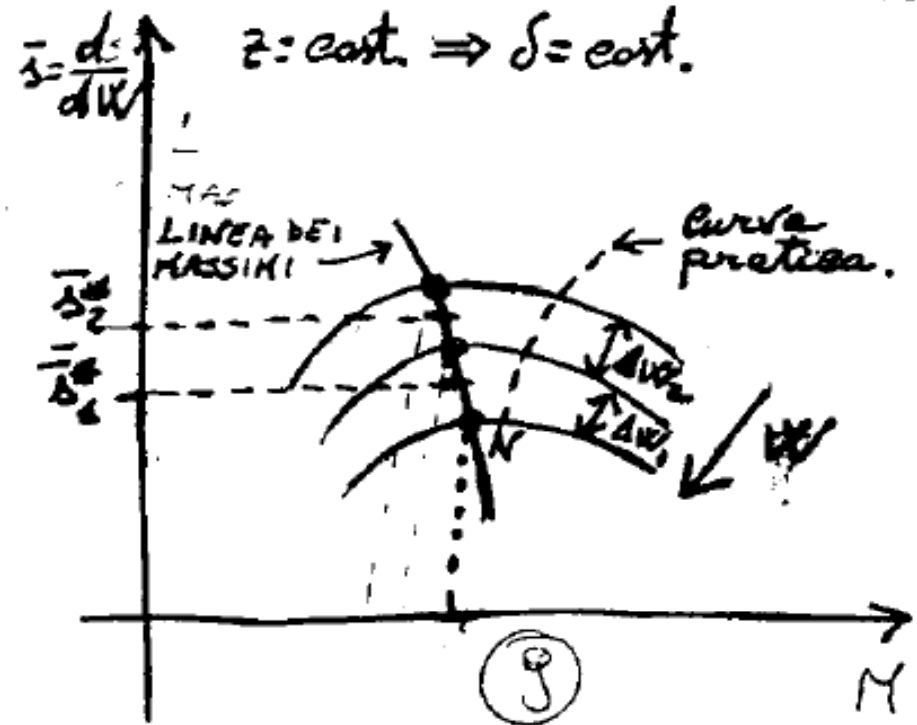


In pratica non si fa (non si utilizza la linea dei punti di tangenza)

ma se ne utilizza una che sul grafico ③ sta a sinistra, (curva pratica) che si ottiene considerando il 93% del valore massimo del percorso specifico. Si fa questo discorso: perdiamo 1% di autonomia di distanza ma guadagniamo parecchio in termini di velocità. Questo lo si fa anche

Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE

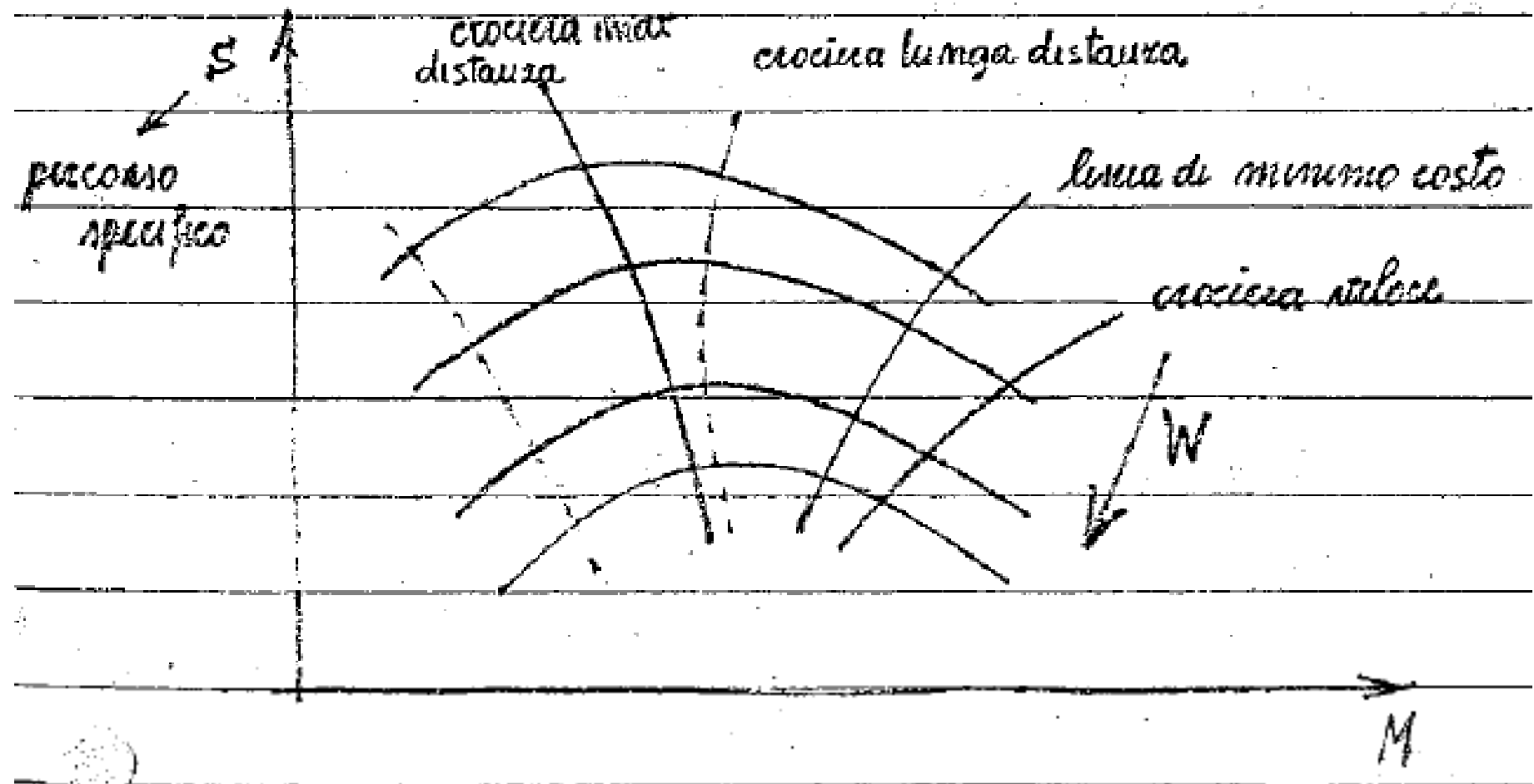
DIAGRAMMA DI CROCIERA



Questo lo si fa anche perché la linea dei massimi è una linea teorica e anche per evitare ritardi dovuti a cause accidentali (Es. vento contrario) che farebbero perdere il posto nelle code degli atterraggi, il che significa aspettare sull'aeroporto, e cioè spendere ulteriore carburante nell'attesa. Allora si preferisce perdere autonomia al fine di essere + veloce.

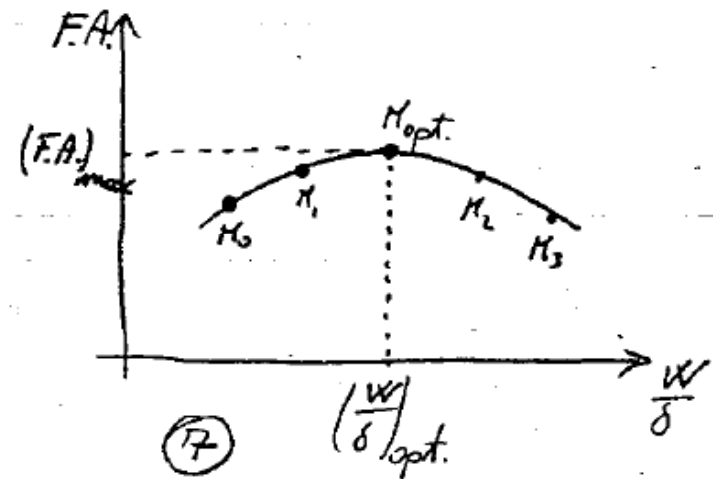
Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE

DIAGRAMMA DI CROCIERA



Autonomia JET – PRESTAZIONI GENERALIZZATE

DIAGRAMMA DI CROCIERA

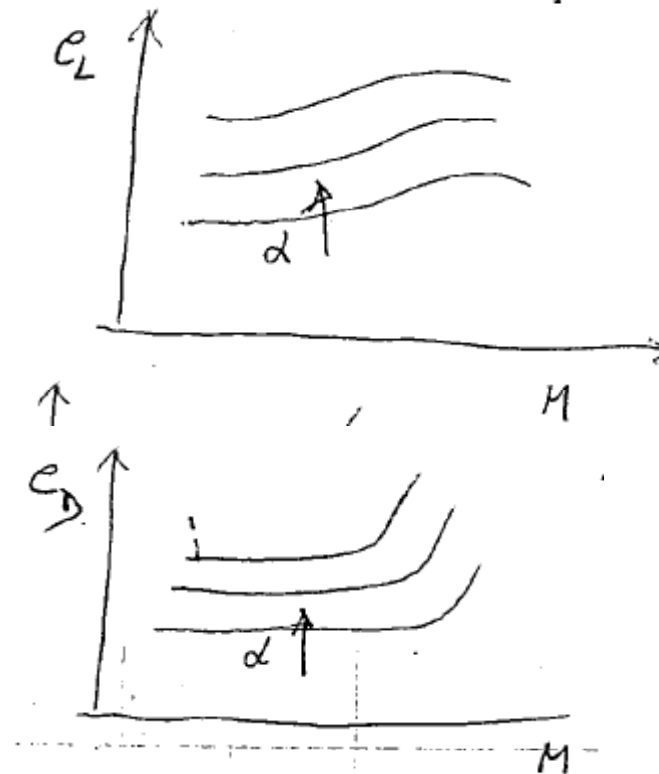
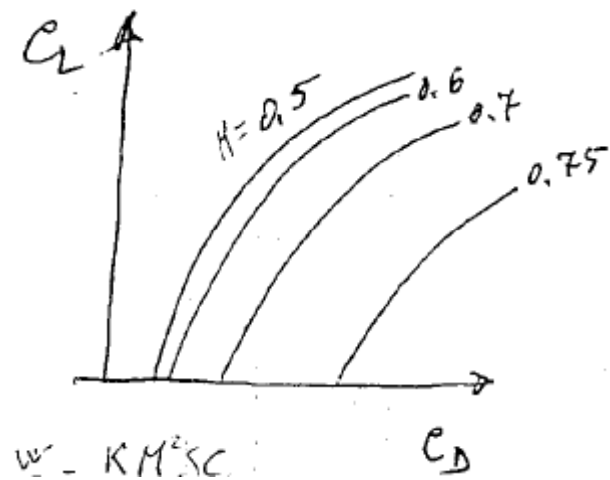


Una volta ottenute $(F.A.)_{max}$ allora l'autonomia sarà:

$$A = (F.A.)_{max} \ln \frac{1}{1 - \frac{F}{W_0}}$$

Da questa formula non si vede più la dipendenza di A per un velivolo e getto del peso, ma questa c'è, ed è all'interno di $(F.A.)_{max}$ che dipende da $\frac{W}{\delta}$ e quindi da W ; cioè al valore $(F.A.)$ è associato un unico $\frac{W}{\delta}$ per generalimento.

SCELTA della Superficie Alare – LA BARRIERA DI BUFFETING



EQUAZIONE di EQUILIBRIO ($n=1$)

$$W = L = K \gamma M^2 S C_L$$

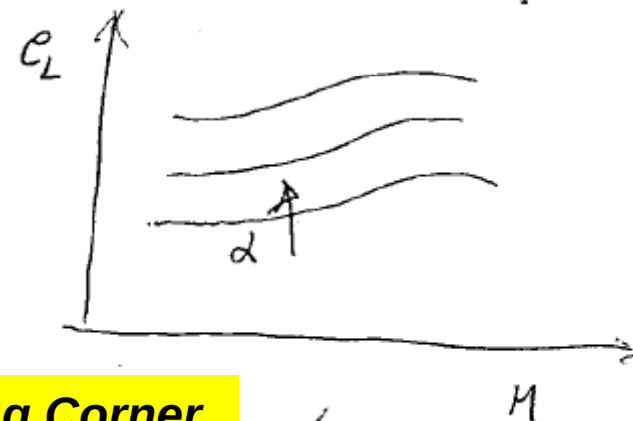
$$K = \left(\frac{1}{2} \rho_0 a_0^2 \right) \quad \gamma = \frac{p}{p_0}$$

SCELTA della Superficie Alare – LA BARRIERA DI BUFFETING

EQUAZIONE di EQUILIBRIO (n=1)

$$W = L = K \delta M^2 S' e_L$$

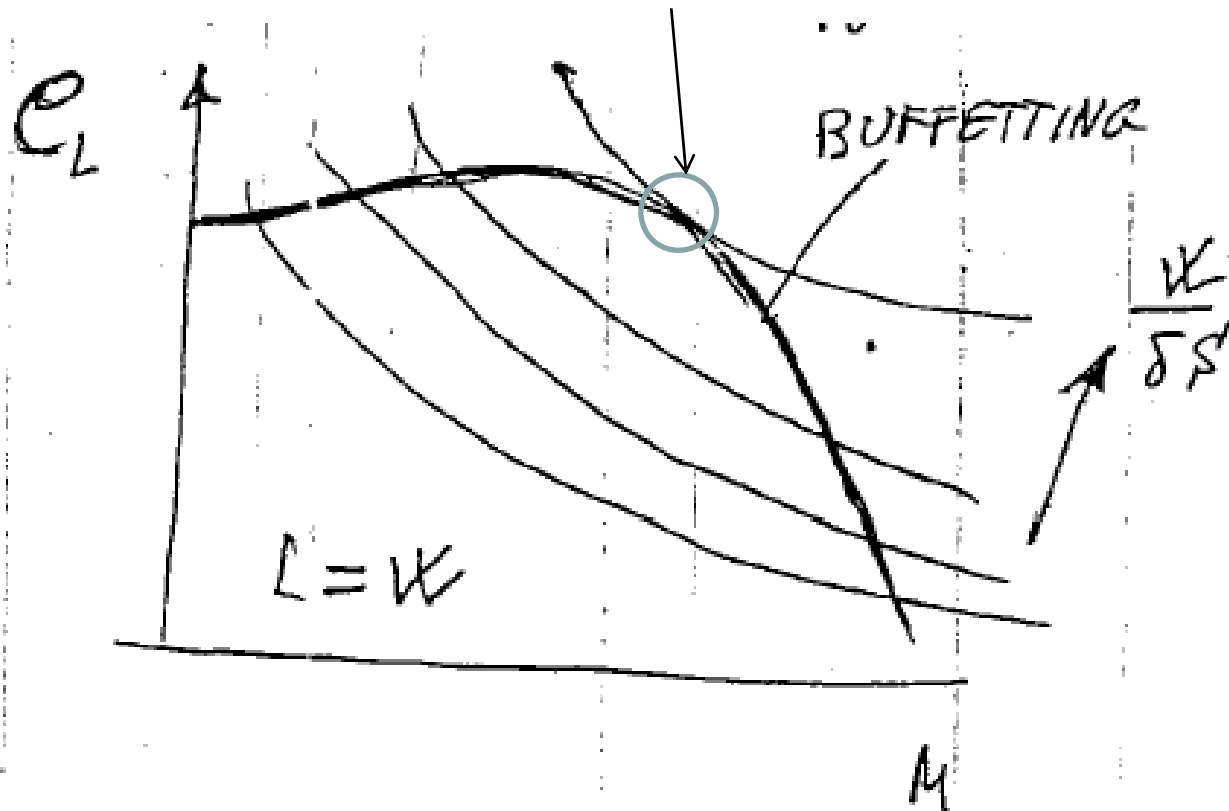
$$K = \left(\frac{1}{2} \rho a_0^2 \right)$$



Coffing Corner

Il carico alare generalizzato non può essere troppo grande. Questo limita il carico alare in fase di progetto (superficie non troppo piccola) e la quota.

Si noti che in virata (n>1) questo peggiora.



SCELTA della Superficie Alare – Resistenza del velivolo

EQUAZIONE di EQUILIBRIO (n=1)

$$W \uparrow = L = K \gamma M^2 S C_L$$

$$K = \left(\frac{1}{2} \rho_0 a_0^2 \right)$$

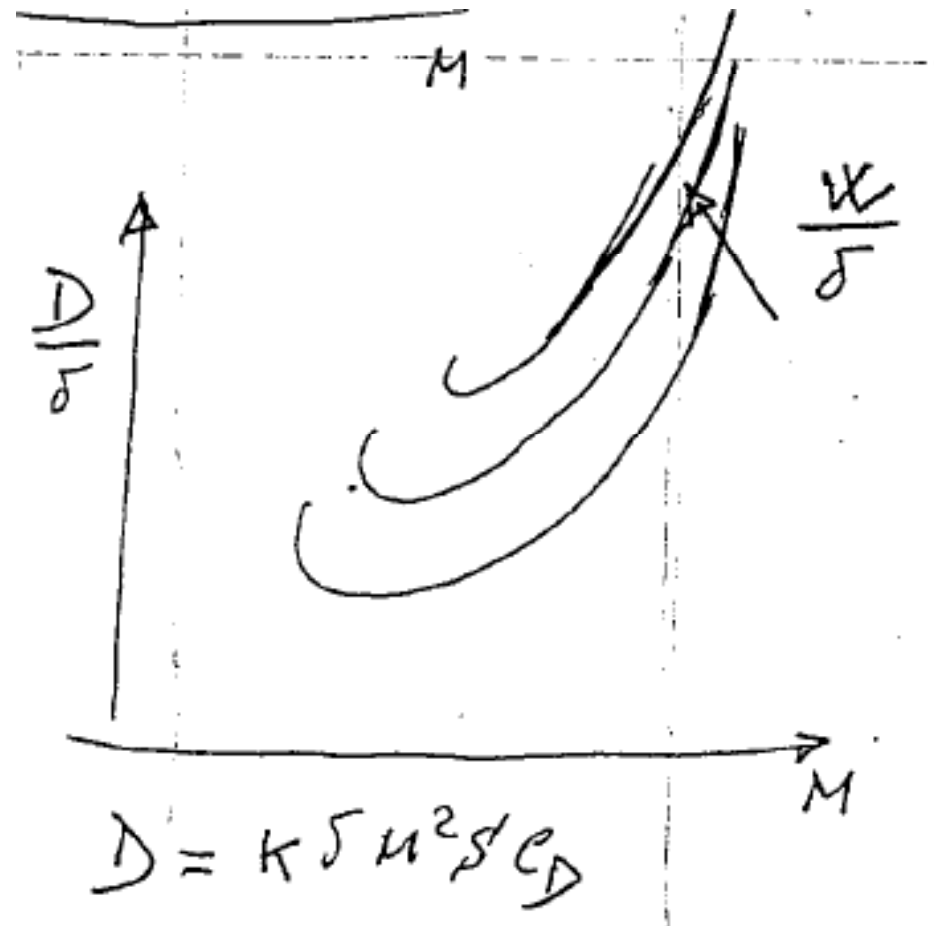
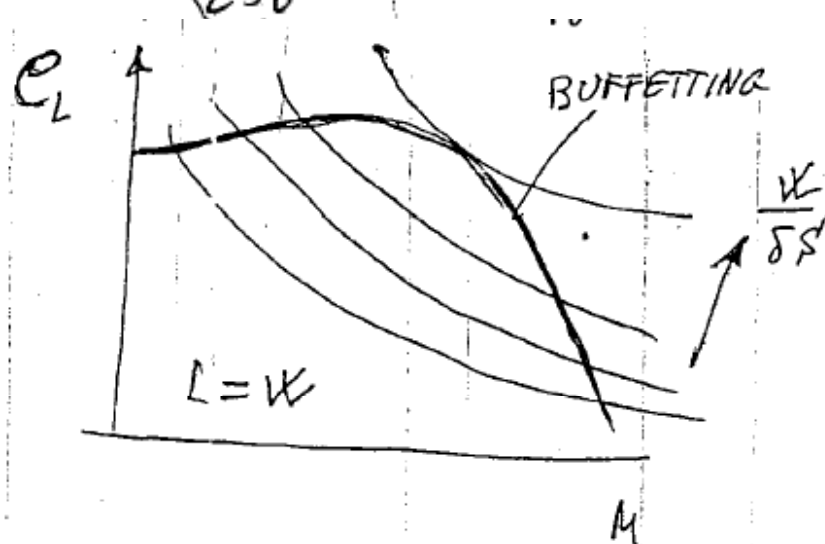
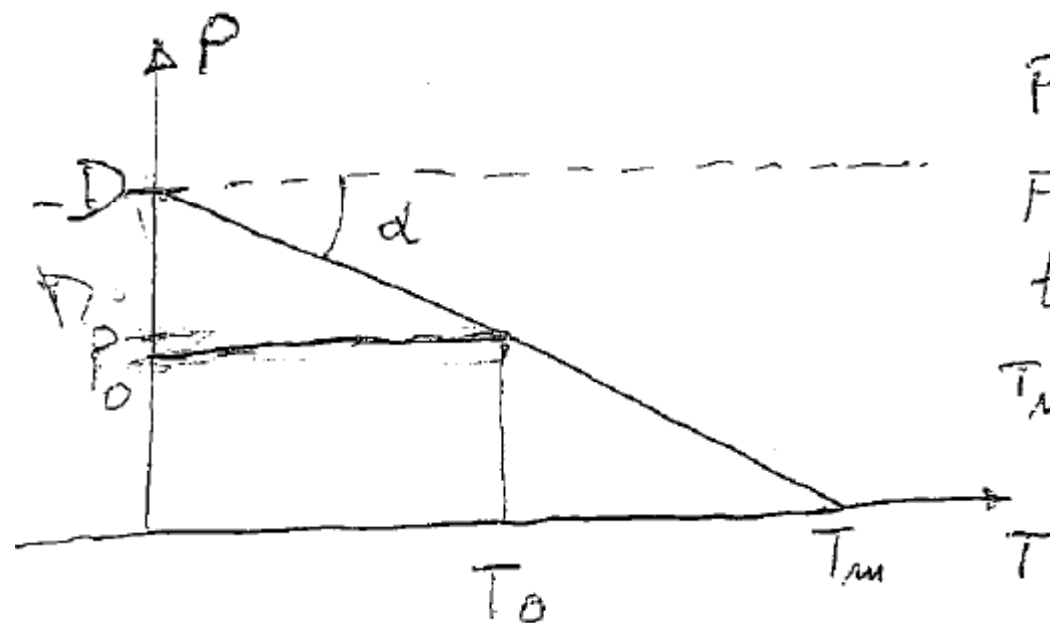


DIAGRAMMA PAYLOAD-RANGE



$$P = D - KT$$

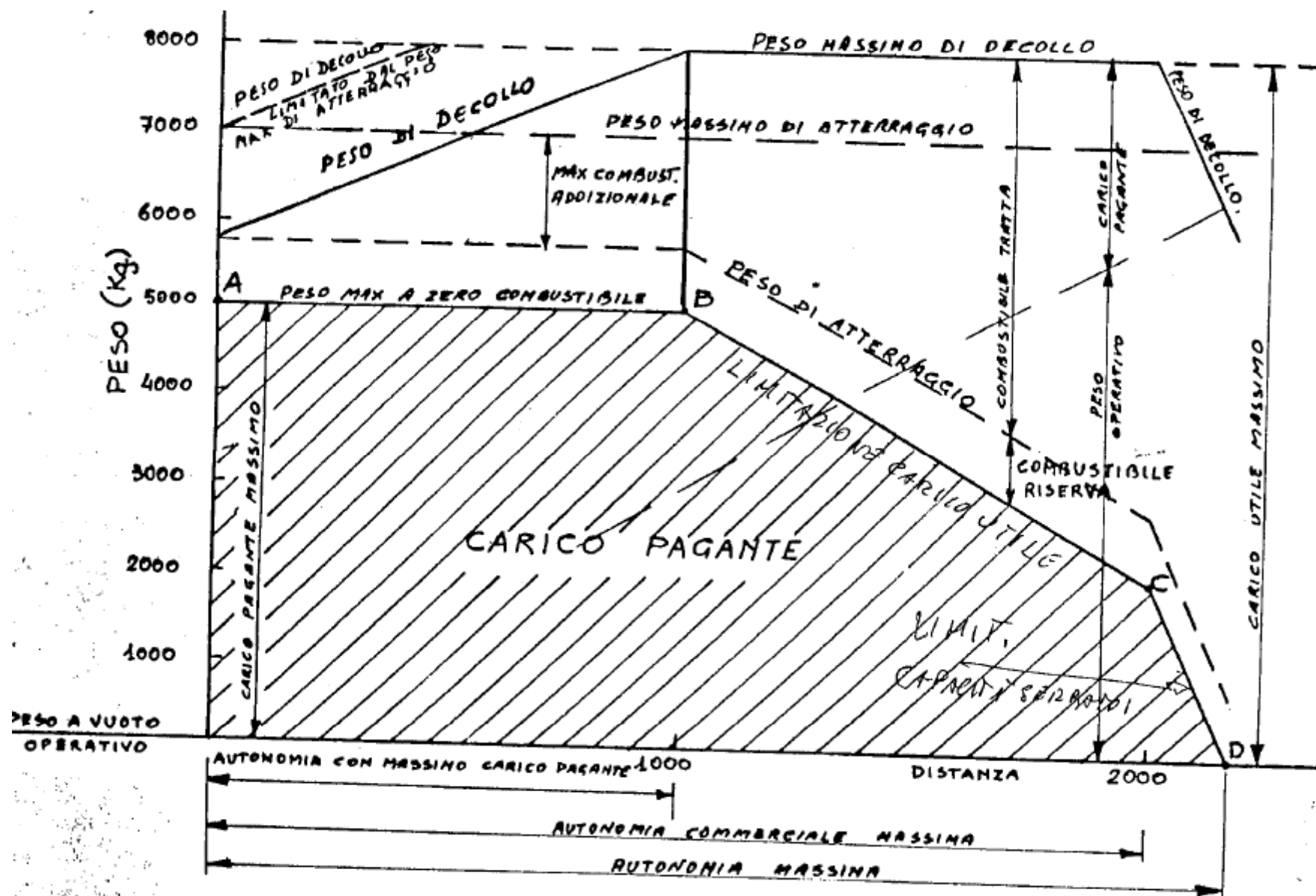
$$FUEL = KT$$

$$\tan \alpha = K \quad (\text{consumo per unita' di percorso})$$

$$T_m = \frac{D}{K}$$

P_0 = Carico pagante max
(se e' limitazione
al P)

DIAGRAMMA PAYLOAD-RANGE



DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

$$\underline{D.O.C.} = \frac{H}{P V_b}$$

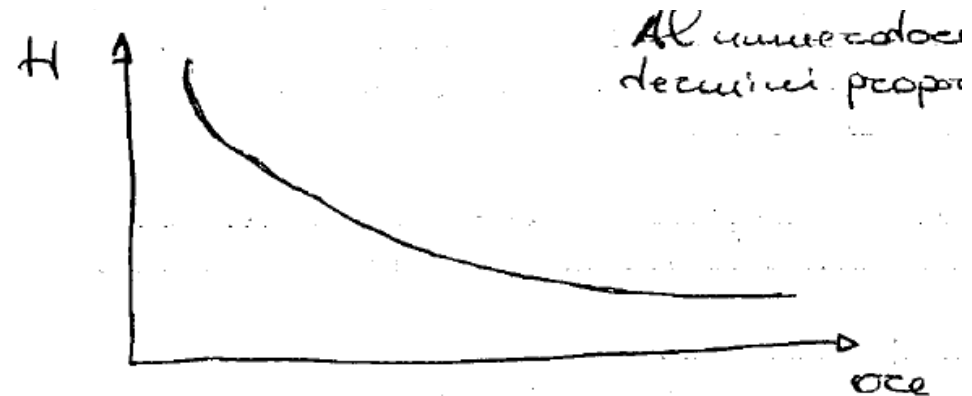
H = Costo Orario Diretto

P = Carico Pagante

V_b = Velocità Commerciale (Block Speed)

$$H = \frac{\text{Costi}}{\text{ore di impiego}} \quad \text{COSTO DIRETTO ORARIO}$$

- Costi fissi
- Costi proporzionali alle ore di volo



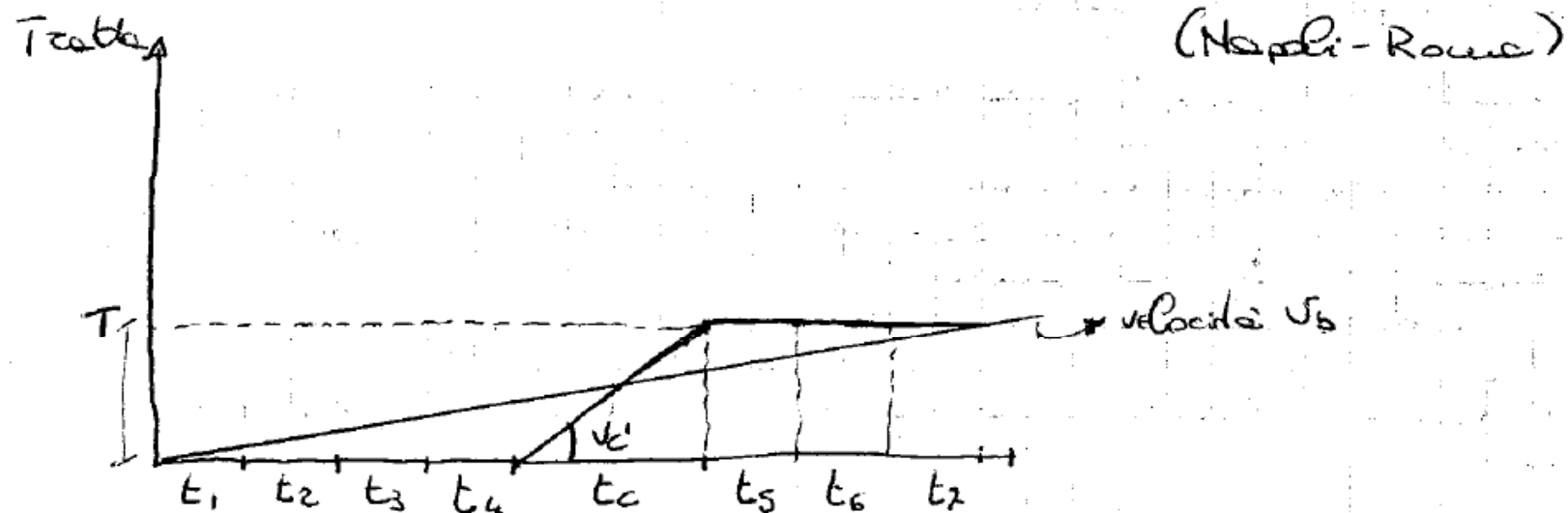
$$P \cdot V_b = \text{potenza del trasporto}$$

P: carico pagante

V_b: velocità del trasporto (block speed)

DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

Vb = Velocità Commerciale (Block Speed)

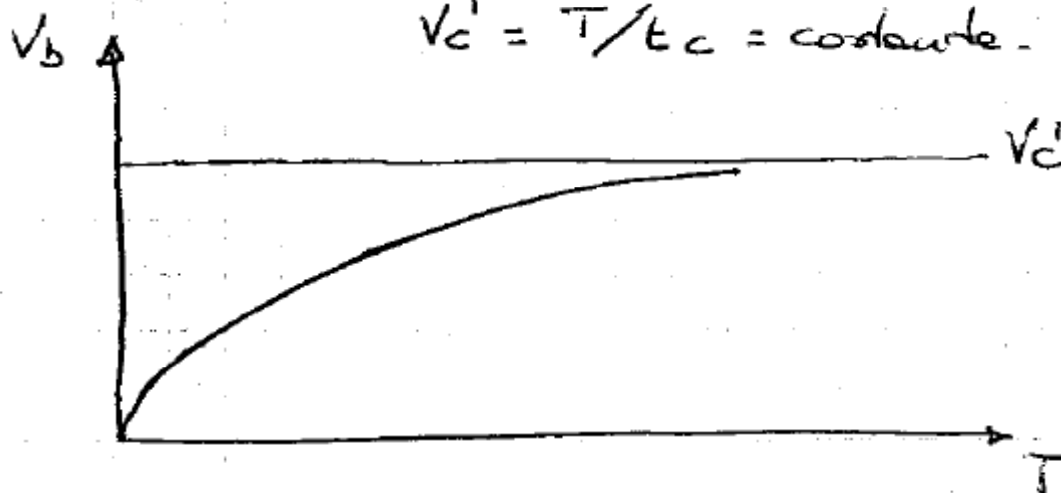


$$V_b = \frac{T}{Q + t_c} = \frac{V_c'}{\frac{Q}{t_c} + 1} =$$

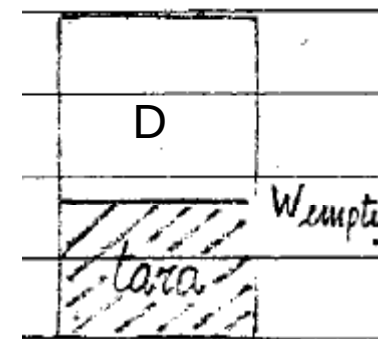
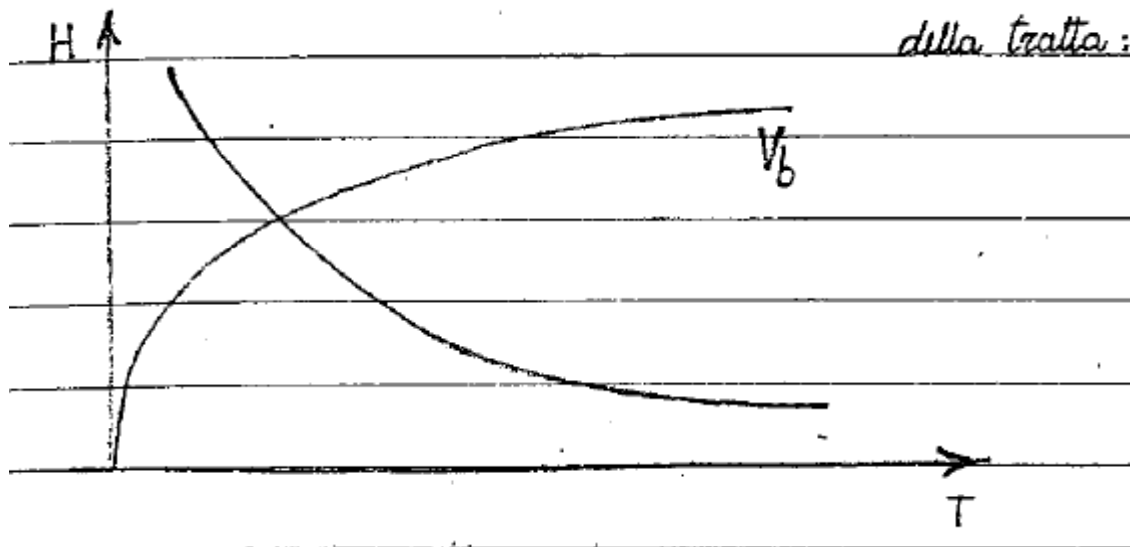
$$= \frac{V_c'}{1 + Q \cdot \frac{V_c'}{T}}$$

$$Q = \sum t_i, i=1, \dots, 7$$

$$V_c' = T/t_c = \text{costante.}$$



DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

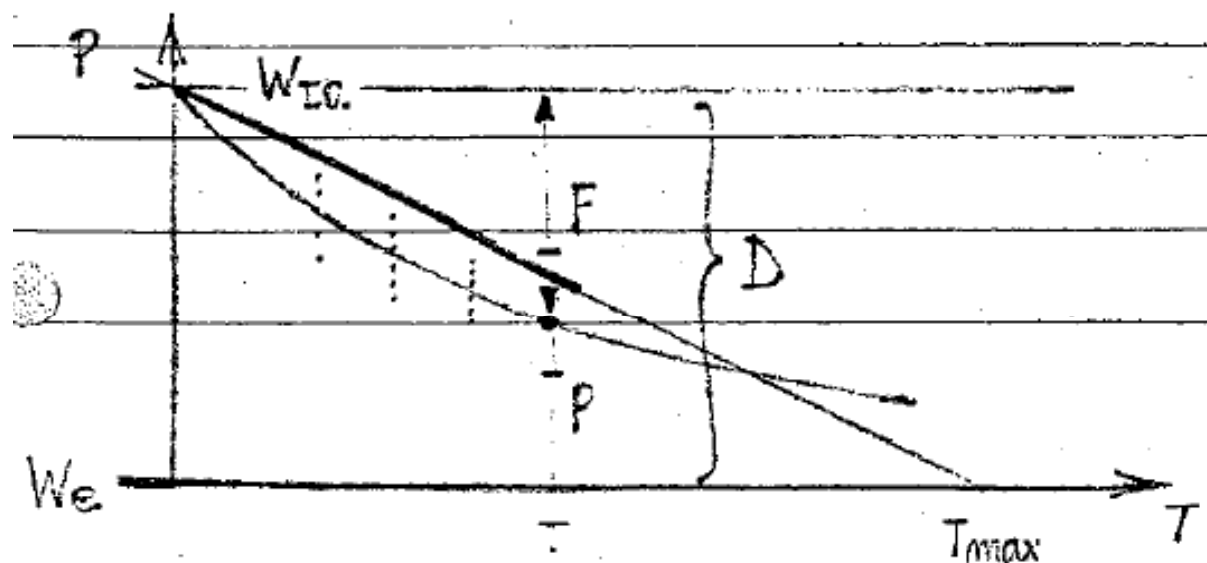


$D = \text{Carico UTILE}$

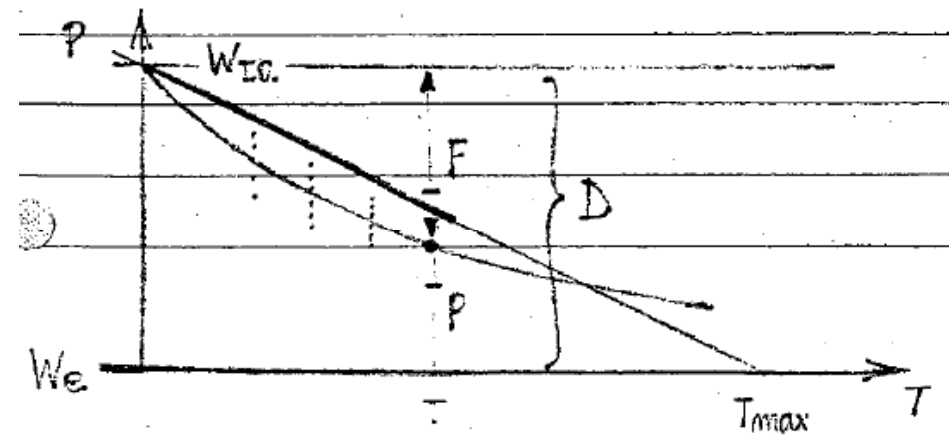
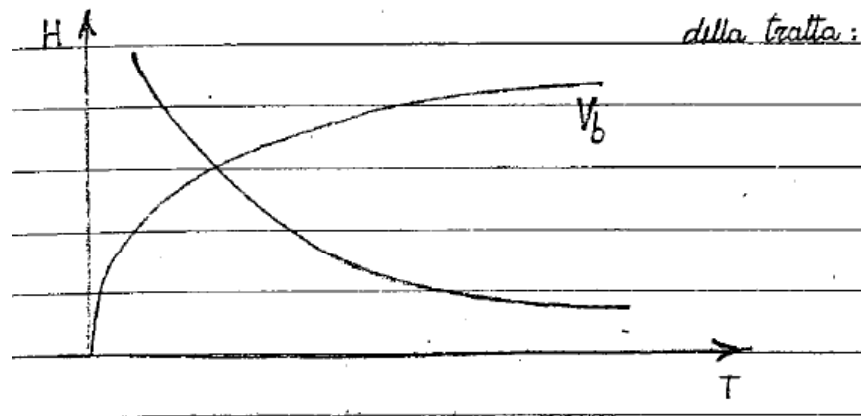
In teoria per Breguet sarebbe logaritmica

Ma si considera quella pratica, con il consumo dovuto a fasi passive (attesa, taxi, etc).

Ecco perché viene quasi retta.

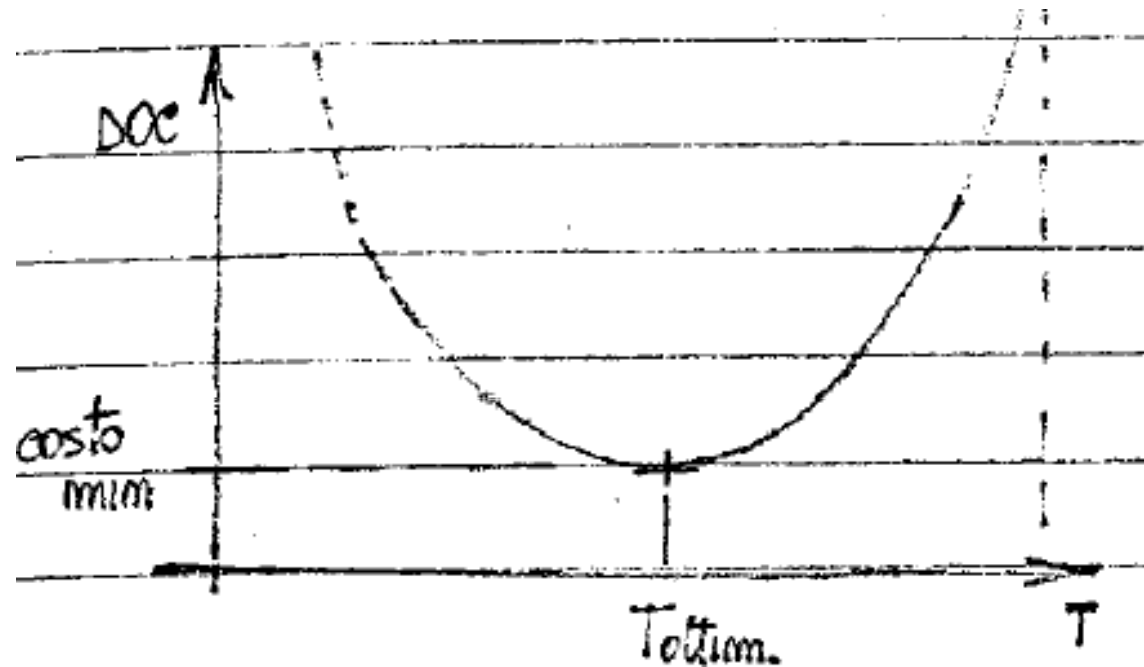


DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)



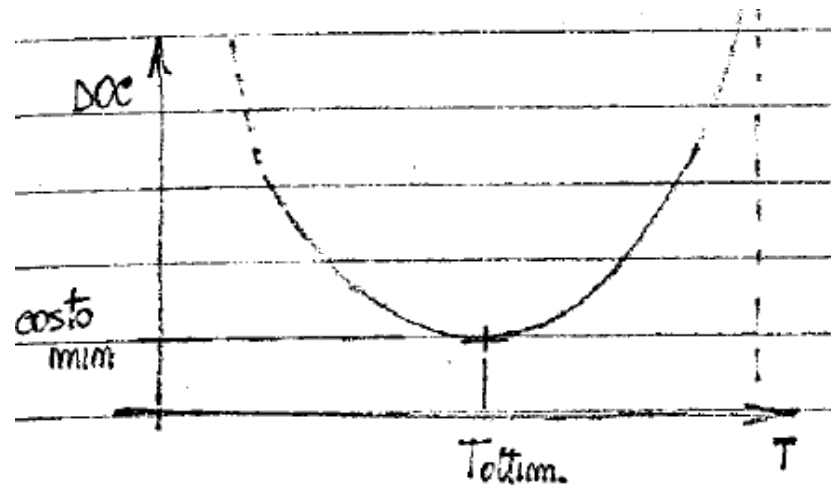
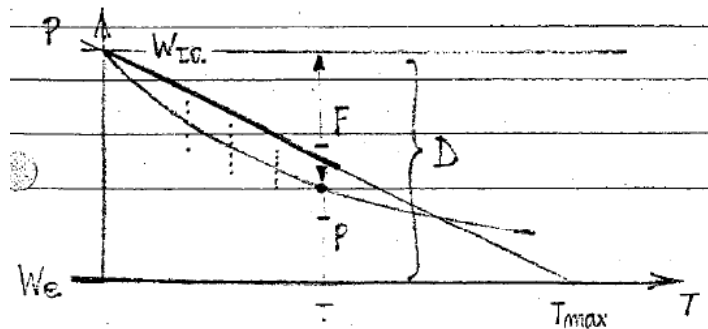
$$DOC = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$

$$P(T) \text{ Circa } = 1/T$$



DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

$$DOC = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$



in alcune analisi si considera questa sorta di conflitto tra il carico pagante e l'autonomia nel senso che volendo andare lontano bisogna rinunciare al carico pagante e se si vuole tanto carico pagante, bisogna andare vicino; quindi tratta ed autonomia sono contrastanti $\rightarrow$ discorso di compromesso;

Considerando ~~un~~ un veicolo con un certo diagramma P-T (linea statistica che si ottiene da altri veicoli simili) posso individuare una tratta ottimale grosso modo intorno a $T_{max}/2$; È chiaro poi che l'ottimo effettivo, quando vado a considerare i tempi, si può spostare leggermente rispetto a $T_{max}/2$; sappiamo già che si sposta un po' dopo... perché andando + avanti con la tratta, la V aumenta progressivamente $\rightarrow$ valore ottimo + avanti.

DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

$$\text{DOC} = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$

LIMITAZIONE AL CARICO PAGANTE Limitazione di zero combustibile

F		
P		
tara		

Consideriamo due velivoli con pari peso massimo al decollo;
quale sia più lontano?

ovviamente il 2°, senza aver ancora specificato la distribuzione
tra P e F; (non perché c'è + combustibile)

nel 1° potrei anche avere una grande fetta di F ma
sarebbe un aereo sbagliato perché con una grande tara
porta tutto combustibile e poco carico P.

SERBATOIO INTEGRALE riduzione della TARA Quindi il combustibile va meno nelle ali!

Da queste considerazioni è venuta fuori la LIMITAZIONE AL CARICO PAGANTE

in sede di costruzione/progettazione s'introduce una limitazione ligata al carico pagante:
"questo aeroplano non potrà imbarcare più di tanto carico P".

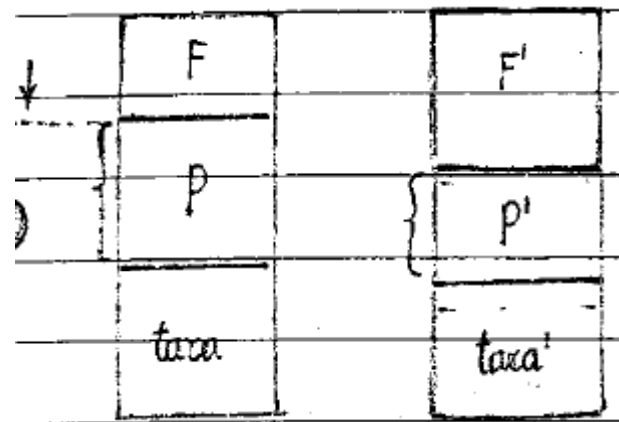
DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

$$DOC = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)} \quad \text{LIMITAZIONE AL CARICO PAGANTE}$$

$$\frac{B}{W_{TO}}$$

$$\frac{W_{ZF}}{W_{TO}} \sim W_{\text{zero Fuel}}$$

immaginiamo l'aereo come un bidone:



se qualcuno da una compressione sul P sotto
per ridurre il carico P, l'effetto sarà anche una
riduzione della tara;
cio' è tutto a vantaggio di F che è cresciuto di più
di quanto è diminuito P

questo discorso è valido sempre che il carico di combustibile sia meno delle ali;

il rapporto $\frac{W_{ZF}}{W_{TO}}$ non è fisso da minimo ma dipende dal velivolo; ad esempio uno ha 0.7 e
l'altro ha un valore 0.8; quale va più lontano? ovviamente 0.7; il velivolo ha una
limitazione zero combustibile / carico pagante + fonte $\rightarrow$ limita il carico P per imbarcare
più combustibile, per andare più lontano

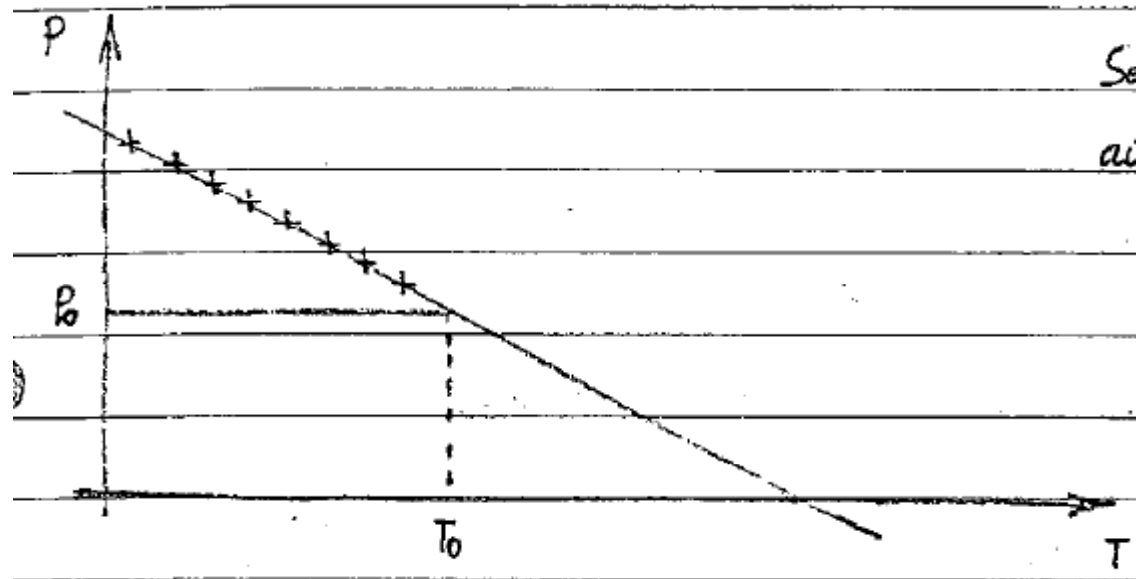
DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

$$\text{DOC} = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$

LIMITAZIONE AL CARICO PAGANTE

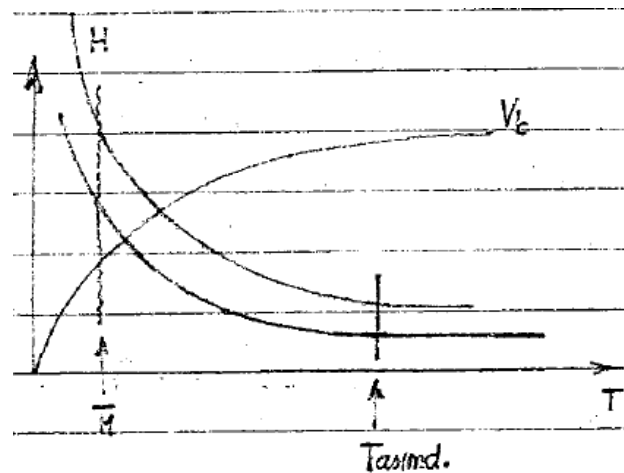
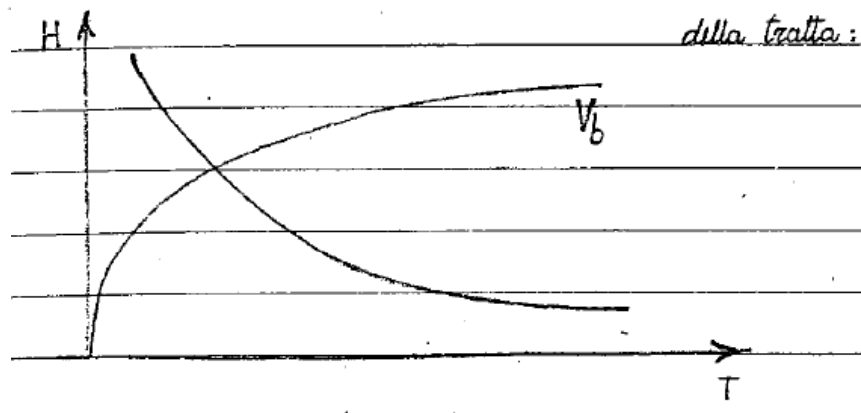
$$\text{DOC} = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T) (k)}$$

↓
fattore di riempimento

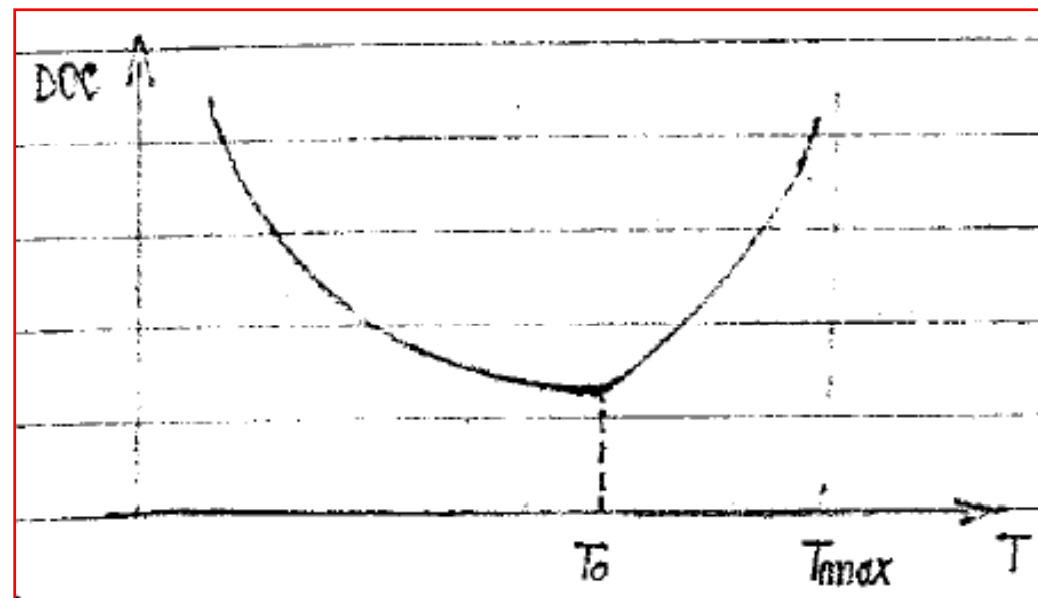
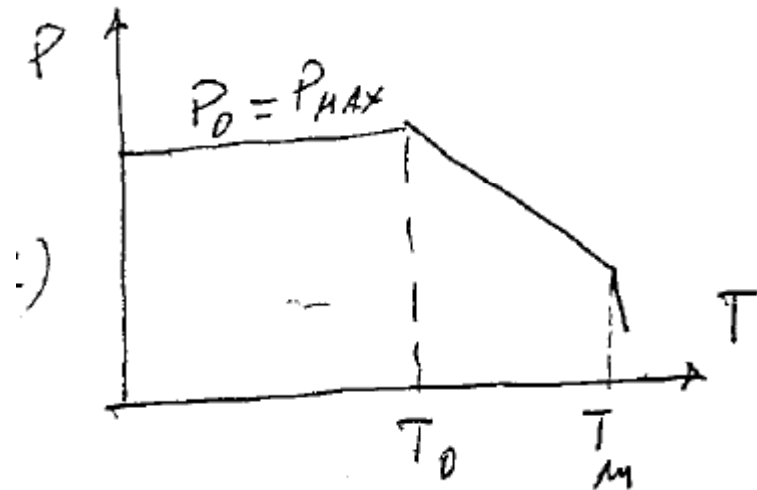


DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

$$\text{DOC} = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$

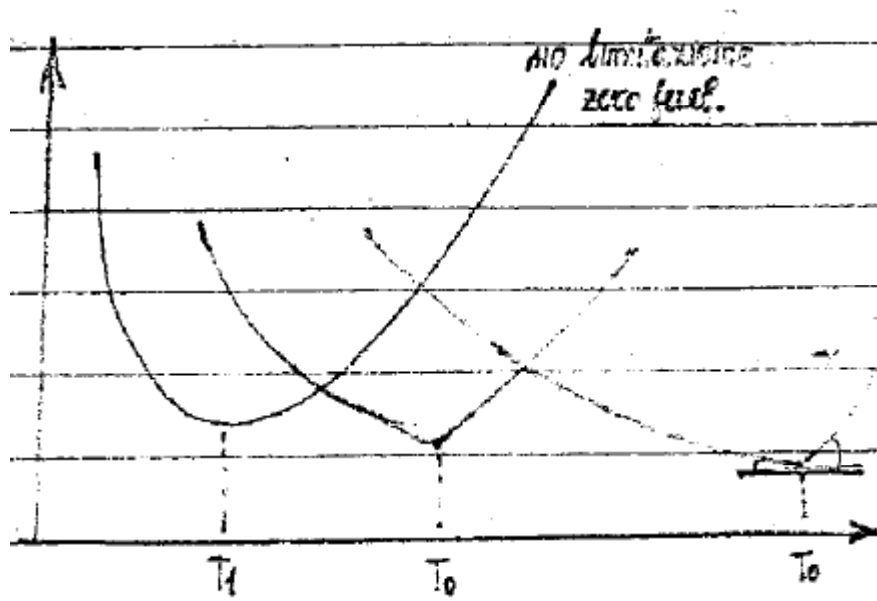
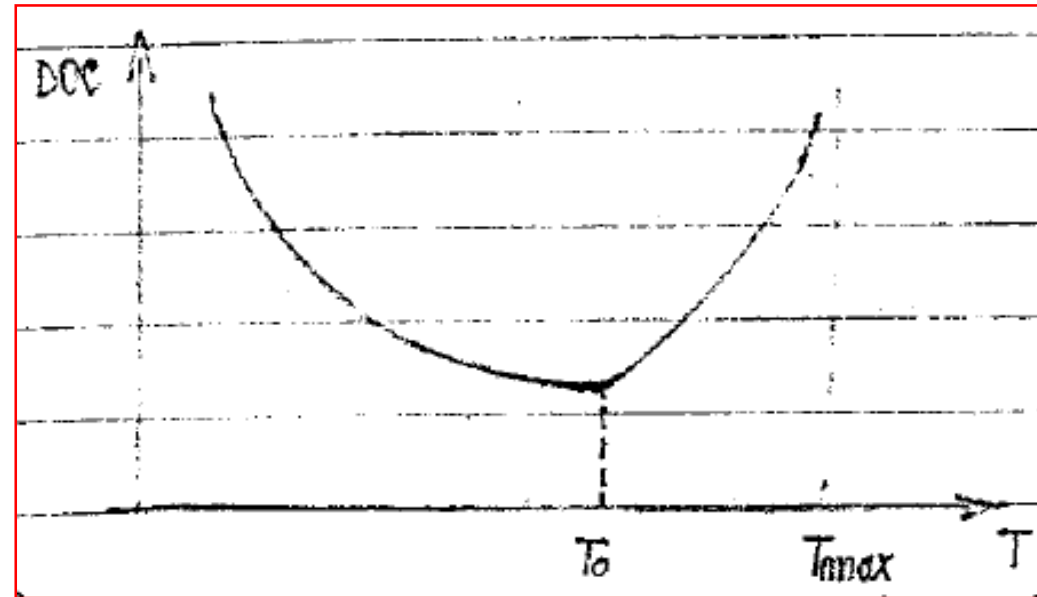
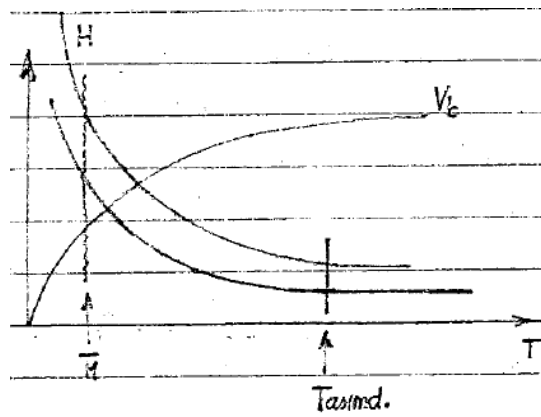


LIMITAZIONE AL CARICO PAGANTE



DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

$$DOC = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$



DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

$$\text{DOC} = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$

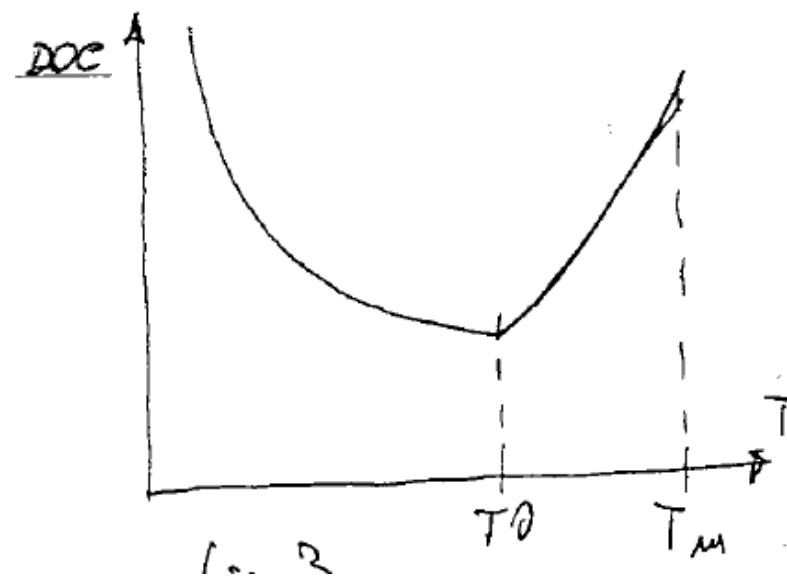
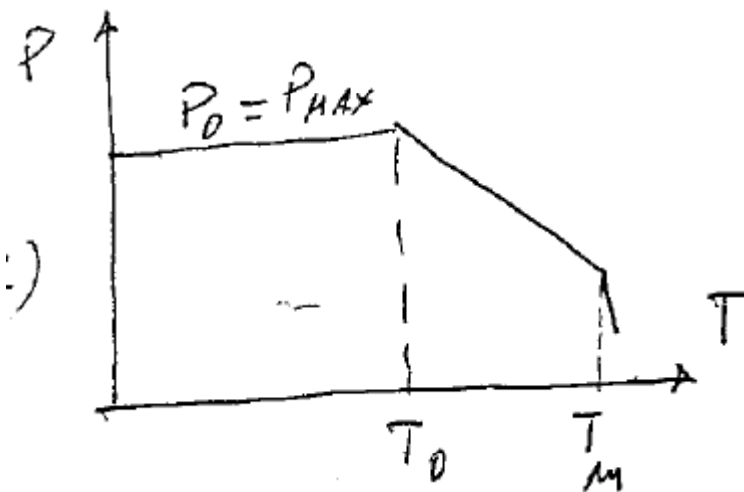
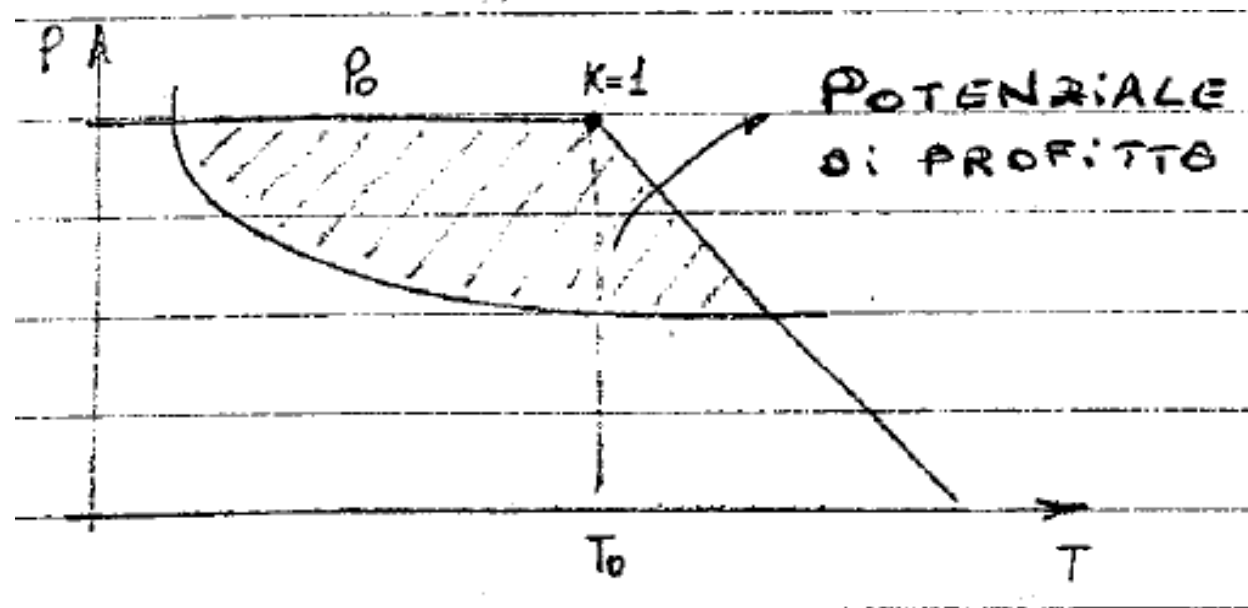
- Ritornando sui attimo indietro, diciamo che: la limitazione di zero combustibile si fa per aumentare la distanza di volo (scopo principale - è nata così x andare più lontano...)
questo fatto inoltre ha avuto anche effetto sui costi: consentendoci di aumentare la tratta, consente l'abbattimento del rapporto H/V_b e quindi di avere una zona in cui H/V_b ha raggiunto quasi il suo minimo; allora conviene limitare P ;

la limitazione di zero fuel

si fa per andare più lontano per ridurre i costi esercizio

DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

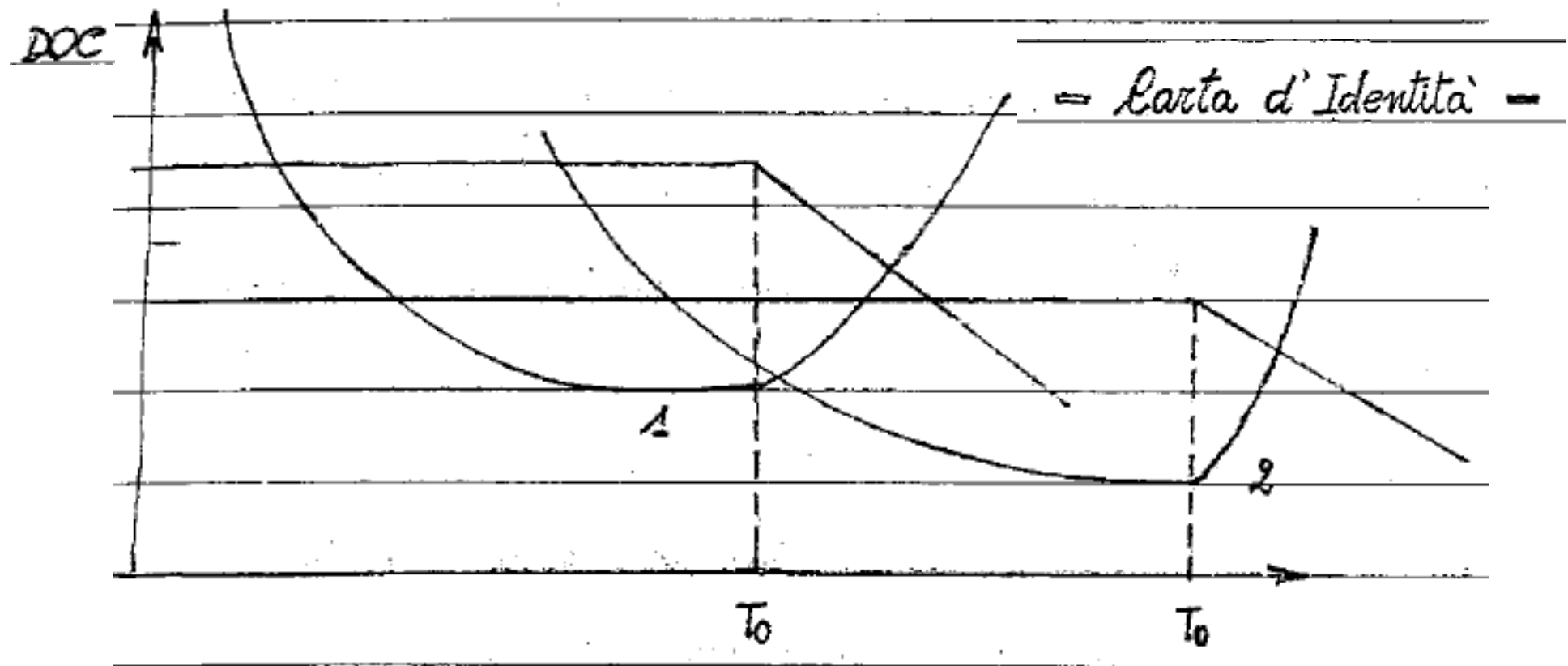
$$\text{DOC} = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$



DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

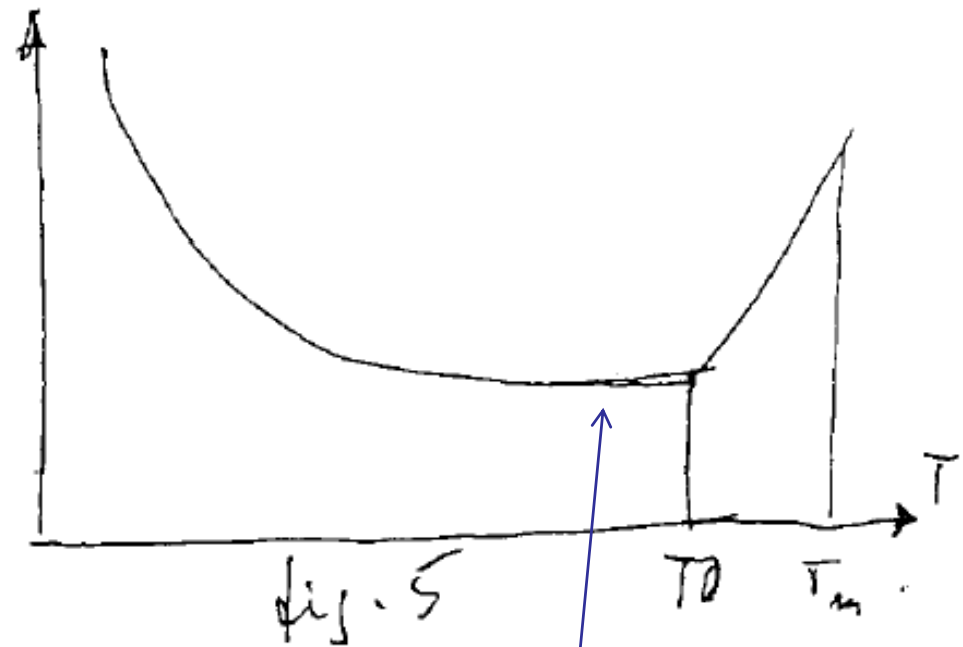
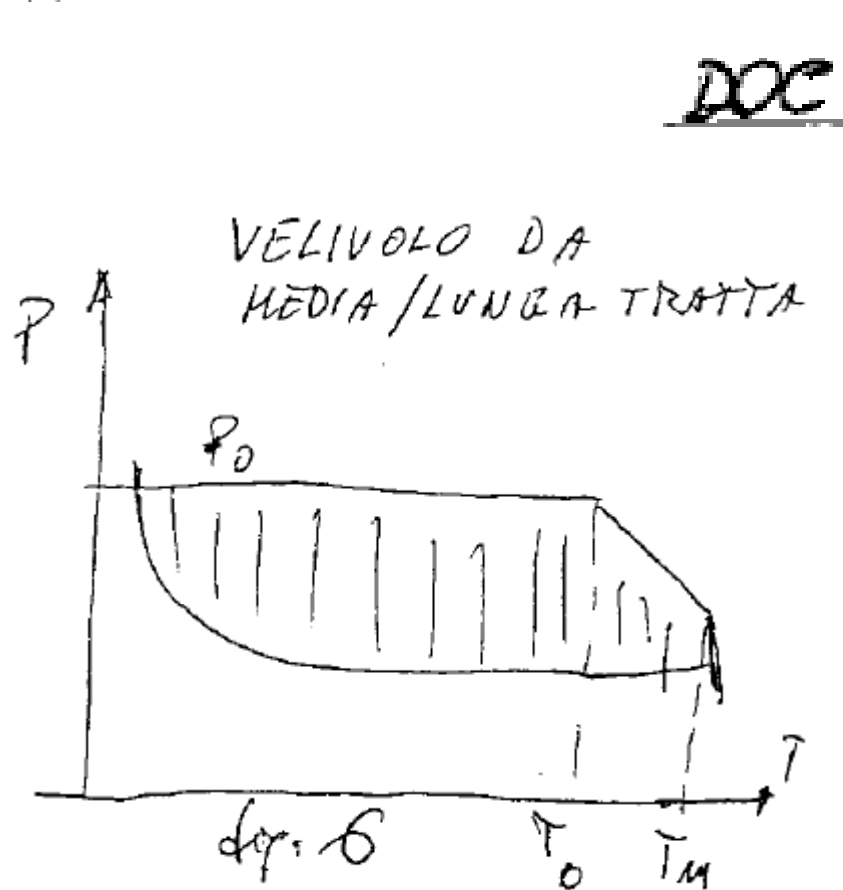
$$\text{DOC} = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$

*se introduciamo una limitazione a P molto forte
consento che H e V_b si asintotizzino cioè raggiungano realmente
un rapporto minimo.*



DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

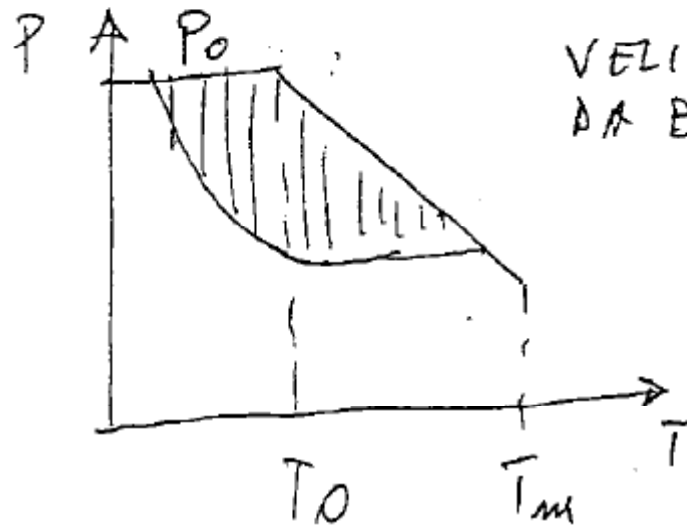
$$\text{DOC} = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$



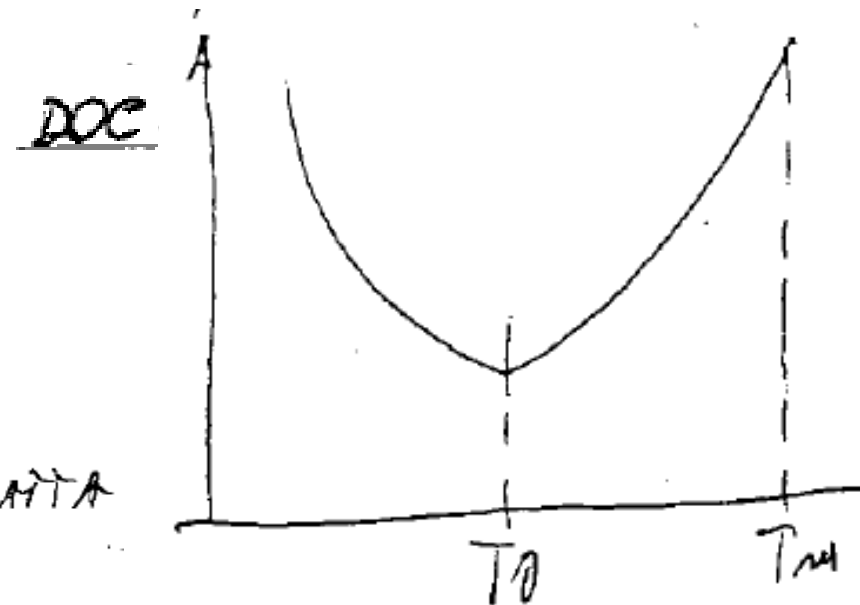
Flessibilità operativa
a sx di T_0

DOC Direct Operative Costs (Costo Diretto di Esercizio)

$$\text{DOC} = \frac{H(T)}{P(T) V_b(T)}$$



VELOCITÀ
DA BREVE TRATTA



POCA Flessibilità operativa
a sx e a dx di T_0