



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 871

DATA: 12/03/2014

A P P U N T I

STUDENTE: Aimar

MATERIA: Propulsione Aeronautica

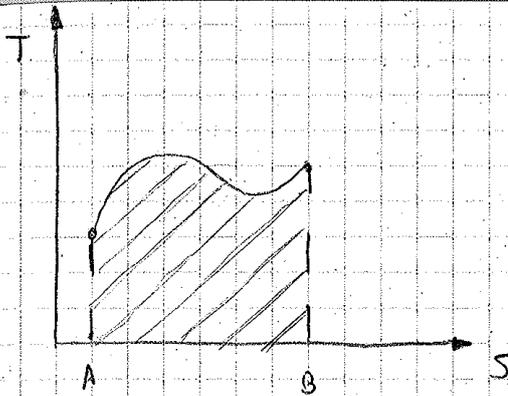
Prof. LaRocca_Marsiglio

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti.

Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

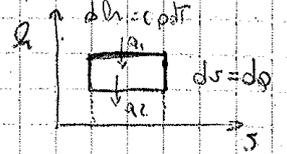
**ATTENZIONE: QUESTI APPUNTI SONO FATTI DA STUDENTIE NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.**

MOTORI ALTERNATIVI



$T ds = T dQ$ dal 2° principio:

l'area del ciclo rappresenta il calore Q scambiato

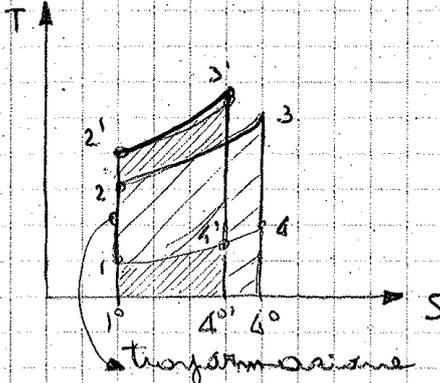


$$\int_A^B T ds = \int_A^B dQ$$

$T ds = dQ + dL_{irr}$

per trasformazioni irreversibili.

e quindi il suo non rappresenta più il lavoro



trasformazione adiabatica

$$\eta_{id} = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1} = 1 - \frac{Q_2}{Q_1} = 1 - \frac{T_1 \left(\frac{T_3}{T_1} - 1 \right)}{T_2 \left(\frac{T_3}{T_2} - 1 \right)}$$

$$= 1 - \frac{m C_v (T_3 - T_1)}{m C_v (T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \frac{1}{\gamma^{\gamma-1}} \quad \text{N.B. } \frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{V_2}{V_1} \right)^{\gamma-1}$$

Il rendimento ideale lo possiamo trovare

con T_1 e T_2 e quindi possiamo trovare T_2 grazie al rapporto volumetrico di compressione.

$$\frac{T_2}{T_1} = \gamma^{\gamma-1} \Rightarrow \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^{\gamma-1}$$

$Q_1 = 1, 2, 3, 4^{\circ}$

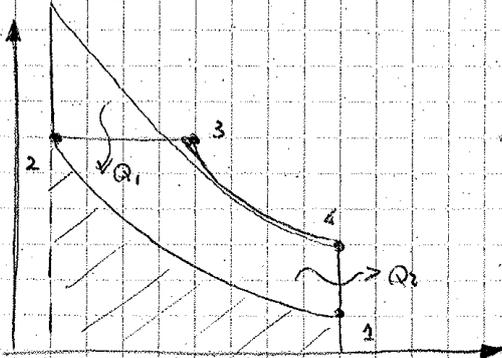
$Q_1^{\circ} = 1^{\circ}, 2', 3', 4^{\circ}$

$Q_1 = Q_1^{\circ}$

$Q_2 = 1, 4, 4^{\circ}, 1^{\circ} > Q_2^{\circ} = 1^{\circ}, 1, 4', 4^{\circ}$

Quindi aumentato il rendimento reale, e ideale.

CICLO DIESEL



La combustione

avviene in maniera spontanea.

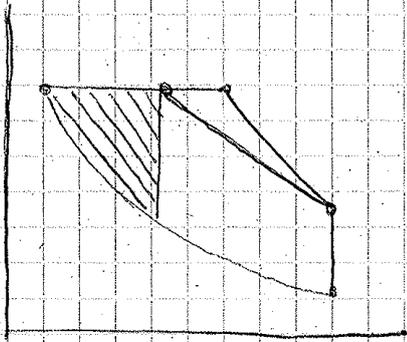
~~La combustione~~ ~~avviene~~ e aumenta

questo calor con quello Otto si

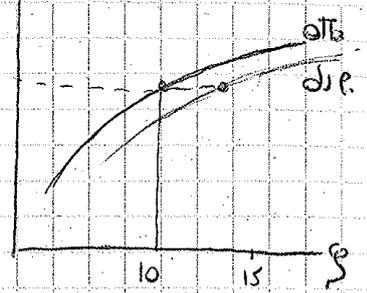
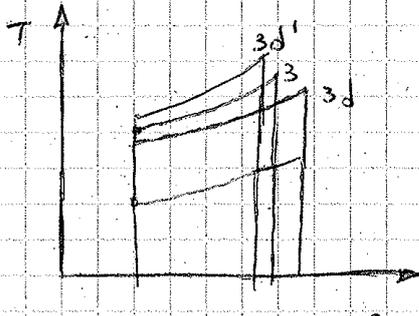
vede come il area del ciclo

ideale è minore rispetto all'area

del ciclo Otto. (a parte di γ)



e il volume nel cilindro in questo punto è minore del ciclo ideale cui si sarebbe aumentato di rendimento



Ingegneri nel diesel

per raggiungere la

p di iniezione combustione molto più elevata ed ingole comincia a lavorare sopra a $12 = \rho$

Inoltre se legi costante con p elevate e T elevate si hanno maggiori rendimenti, ma non per lavorare troppo i giri per evitare rotture.

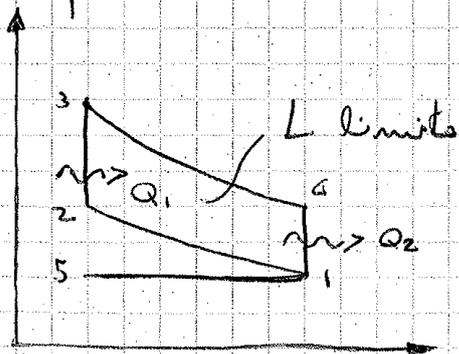
Quindi se per potenza si vuol avere più pesanti del motore OTTO. $P = E \cdot \omega$

o questo punto per pensare di avere un motore OTTO anche potente (più leggero) che giri con ω più elevate (perché si fa se ha molte meno rullazioni all'interno) con una preferire a sempre aumentate.

Inoltre se giri ad una velocità peraltro di ciclo ideale.

Introduciamo il ciclo limite.

Ciclo compinto da fluisce reale in una macchina dove non c'è nessuna perdita.



$$Q_1 = m b \cdot H_i$$

$$\eta_{limite} = \frac{L_{limite}}{m b \cdot H_i} = \frac{L_{limite}}{L_{ideale}}$$

$$= \frac{L_{id}}{Q_1} \cdot \frac{Q_1}{m b \cdot H_i} = \frac{L_{id}}{Q_1} \left(\frac{Q_1}{m b \cdot H_i} \cdot \frac{L_{limite}}{L_{ideale}} \right)$$

$\frac{m_b}{m_a} = \text{rapporto di miscela} = \xi = \frac{1}{\alpha}$ $m_b = \text{massa combustibile}$

$\frac{m_a}{m_b} = \alpha = \text{rapporto}$

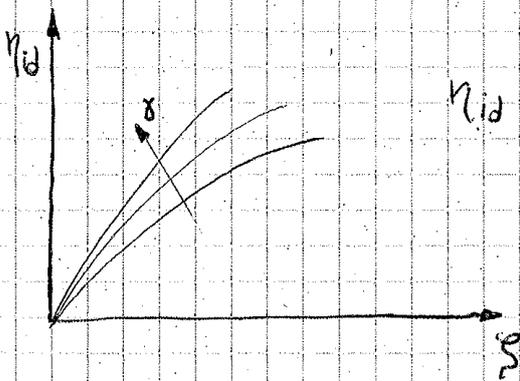
$\alpha_{ST} = 14,5$ stechiometrico
 $\alpha > 14,5$ (r.a.) miscela
 povera
 $\alpha < 14,5$ miscela ricca.

Coefficiente di riempimento

$\lambda_v = \frac{m_a}{m_a id}$

Viene introdotto questo coefficiente perché nella fase di riempimento nella fase di aspirazione viene introdotta miscela fresca, ma non riesce ad introdurre la quantità idealmente introdurre. $\left(\frac{V_0}{V}\right)$

Le λ_v vale per miscela riempimento
 es. " energia
 disponibile



$\eta_{id} = 1 - \frac{1}{\xi \cdot \alpha}$

$\eta_{limite} = \frac{L_{lim}}{m_b \cdot H_i} = \frac{L_{lim}}{L_{ideale}}$

$\eta_{0i} = \frac{L_i}{L_{lim}}$

$\eta_i = \frac{L_i}{m_b \cdot H_i} = \eta_{0i} \cdot \eta_{lim}$

$\eta_u = \eta_0 \cdot \eta_{0i} \cdot \eta_{lim} = \eta_{utile}$

$\eta_u = \frac{L_u}{L_i} \cdot \frac{L_i}{L_{lim}} \cdot \frac{L_{lim}}{m_b \cdot H_i} =$

$= \eta_0 \cdot \eta_{0i} \cdot \eta_{lim}$

Quindi il rendimento viene spinto in totale un globale un saponico, un comburimento ed un limite:

$\eta_0 = \frac{L_u}{m_b H_i} = \frac{L_u}{L_i} \cdot \frac{L_i}{L_{lim}} \cdot \frac{L_{lim}}{m_b H_i}$

\uparrow \uparrow \uparrow
 η_0 η_{0i} η_{lim}

più un altro utile indicatore:

$\eta_i = \eta_{0i} \cdot \eta_{lim}$

parto di cilindro o minore oltre al gas di avere
 e che fare con macchine più grandi e pesanti.

Introduciamo quindi $q_b = \frac{m_b}{P_u} = \frac{m_b \cdot i \cdot m / 60 \text{ m}}{\eta_u m_b H_i i \cdot m / 60 \text{ m}}$

Andrà ottenuto $q_b = \frac{1}{\eta_u \cdot H_i}$

Per avere una pme più alta deve avere $\eta_u \uparrow$ $\lambda \uparrow$
 oppure diminuendo σ con, per esempio, la sovralimentazione
 faccia aumentare pme.

Non solo se molto più ora nel cilindro aumentano con
 la perdita del contenuto.

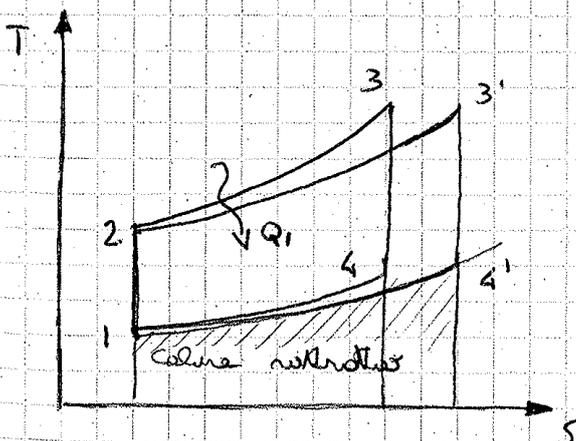
Usare conduttibili con H_i elevati o con $\frac{H_i}{\alpha}$ elevati.

Cerchiamo di capire come mai il η_{lim} è discosto dal
 rendimento ideale.

- variano le proprietà del fluido nel crescere di T (es: c_p, c_v)
- fenomeno di irradiazione
- varia R , anche se durante il ciclo aumentano entrambi
 c_p e c_v , per cui in modo che le variazioni non sono
 così apprezzabili. quindi $R = c_p - c_v$

$\gamma = \frac{c_p}{c_v}$ ma $c_p = R + c_v$ $\gamma = \frac{c_v}{c_v} + \frac{R}{c_v} = 1 + \frac{R}{c_v}$

$\gamma \downarrow$ facendo scendere il $\eta_{id} = 1 - \frac{1}{\gamma^{\gamma-1}}$



$\frac{dT}{dS} = \frac{T}{c_v}$

Andrà la parte di Q , inverte
 ottengo un lavoro più basso e
 come di variazioni di c_p e c_v

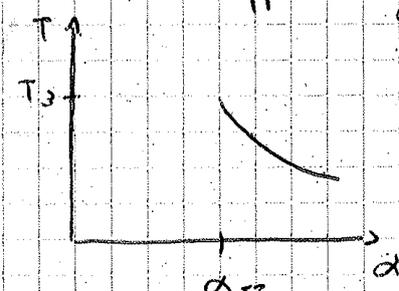
$$f H_i = (1+f) C_v (T_3 - T_2) \Rightarrow \frac{H_i}{\alpha} = C_v \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right) (T_3 - T_2)$$

Per $\alpha = \alpha_{ST}$ tutto il combustibile viene a essere reagente per reagire e avere la combustione.

Come visto prima ricaviamo combustibili con rapporto $\frac{H_i}{\alpha}$ molto elevato.

se $\alpha > \alpha_{ST}$ $T_3 = T_2 + \frac{H_i}{(1+\alpha)C_v}$

se $\alpha < \alpha_{ST}$ la quantità che più brucia è nella α_{ST} e il resto rimane incombustibile



$$m_{b_{ST}} H_i = (m_2 + m_b) C_v (T_3 - T_2)$$

$$m_{b_{ST}} H_i = m_2 (1+f) C_v (T_3 - T_2)$$

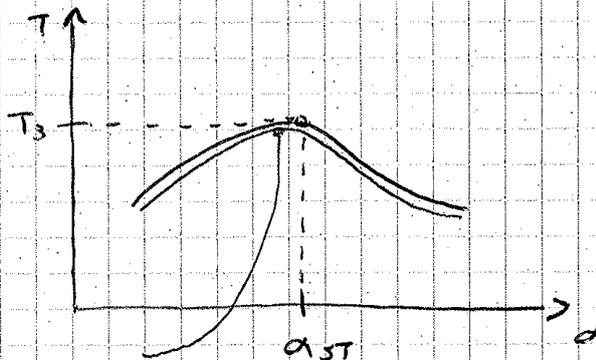
$$\frac{m_{b_{ST}}}{m_2} H_i = (1+f) C_v (T_3 - T_2)$$

$$f_{ST} H_i = (1+f) C_v (T_3 - T_2)$$

$$T_3 = T_2 + \frac{f_{ST} H_i}{(1+f) C_v}$$

NUR = COST

DENOR. = DURANTA



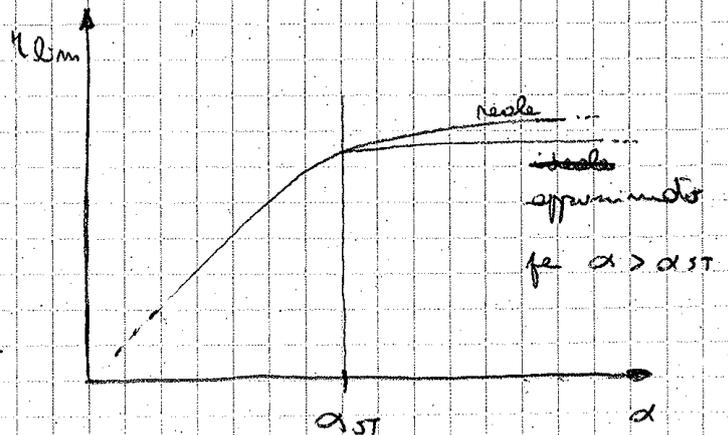
ambiente reale come discusso prima.

Se il denominatore aumenta allora anche T_3

Come varia η_{lim} ?

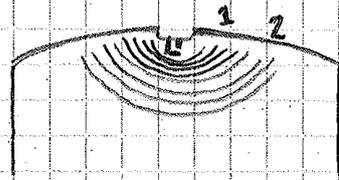
$$\eta_{lim} = \frac{L_{lim}}{m_b H_i} = \frac{L_{lim} \cdot m_{b_{ST}}}{m_b \cdot H_i \cdot m_b}$$

$$= \frac{f_{ST}}{f} \rightarrow \frac{\alpha}{\alpha_{ST}} \cdot \eta_{ST}$$



se $\alpha / \alpha_{ST} < 1$ aumenta energia disponibile ma non è sfruttabile $\eta_{lim} \downarrow$

Ma la W_r dipende anche da α .



I fiammi, però, che vengono a fronte di fiamme si genera ed espande un fronte di fiamme, che alimenta il fiamma. Allora non meno che propaga la vena sono sempre più calde.

$$W_2 = \text{propagazione di fiamma} \propto W_r$$

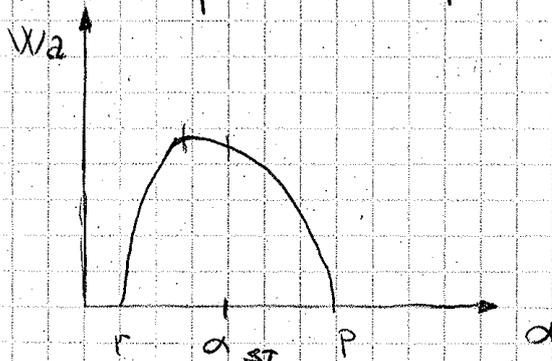
$$W_2 = \sqrt{h} W_r$$

Se la fiamma è tanto più breve più W_2 e W_r sono elevate

Quella è fiamma che se il ~~flusso~~ fiamma si muove velocemente il flusso all'interno, specie in fase di aspirazione.

È in fase turbolenta e logicamente comporta W_2 elevate

~~per~~ perché oltre a propagare la fiamma, si propaga il fronte che ~~espande~~ si sposta.



Qui fiamme sono regioni che sono particolarmente raffreddate dove la W_2 è diminuita; è per questo che si può avere camere di combustione complete, per avere la scintilla dove c'è più turbolenza e si consideri anche che nel cilindro si mantenga sempre per iniezioni del ciclo precedente.

$$t_1 \propto \frac{1}{W_2}$$

$$t_2 \propto \frac{e_b}{W_2}$$

$$t_3 \propto \frac{1}{W_r}$$

Con $e_b =$ distanza della scintilla se $\alpha \uparrow e_b \uparrow$

$$t_{TOT} = t_1 + t_2 + t_3 = t_b$$

INCOMPLETEZZA = parte del combustibile non partecipa alla combustione
(per esempio la parte vicina alle pareti).
sono più fredde.

SCAMBI TERMICI = la T delle pareti all'inizio sono più elevate rispetto a quelle del fluido entrante.
ma quando, man mano che p sale, la T fluido aumenta e supera la T° delle pareti avviene il contrario.

Inoltre le pareti sono raffreddate e si sente ancora di più la perdita.

Per alleviare tale problema si usano camere compatte e giri elevati.

PERDITE PER RUGHE = giochi tra pistone e cilindro, tra cui ho il flusso di gas.

Altre perdite avvengono per combustioni anomale che avvengono prima dell'ingresso nella combustione che possono essere loro stesse ad innescare la combustione. $\Rightarrow \eta \downarrow$ e T scende \uparrow

DETONAZIONE = impetuosa esplosione, danneggiamento e vibrazioni
rovina i motori. (pareti del cilindro, valvole, pistone)

La causa è un ξ elevato che porta all'autoaccensione
il motore (onde re è legata molto al tipo di combustibile)

Altre p e T° di compressione troppo elevate.

È anche anche povero = miscela povera \Rightarrow NO_x buone

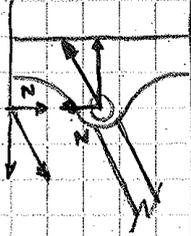
Molte perdite e anche il eccesso alimentare.

Da nota M , nota la turbolenza, ma anche il riscaldamento per attrito più elevato.

La posizione delle camere è vicina alle valvole di scarico perché

- Le cause di perdita sono:
- I ergomi accenti e loro comando
 - II ricambio fluido motore II attriti
 - IV freno in accoppiamento delle manovelle

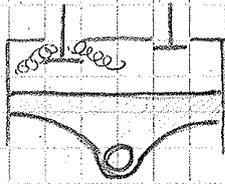
I) \propto alle cil. indotte (V_0)

II) 
 In genere una forza di attrito sulla parete e questo riduce lavoro.

Inoltre nei pressi la forza di inerzia del pistone $\bar{U} = \frac{2CM}{60}$

III Ricambio del fluido motore

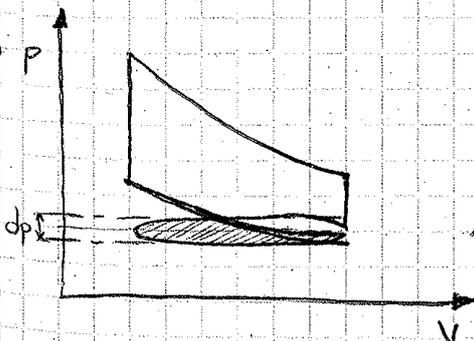
Quantitativo come succede in fase di ASPIRAZIONE



Nella sezione della valvola ho aumento di velocità con riduzione di pressione, nel passaggio in camera non tutta la energia cinetica viene recuperata e quindi si ha $p_{INT} < p_{AMB}$.
 Più la \bar{U} è elevata più la Δp è elevata come dimostreremo

IN SOSTANZA: La aspirazione avviene ad una $p < p_{AMB}$ e un buon recupero si ha se valvola ben progettata

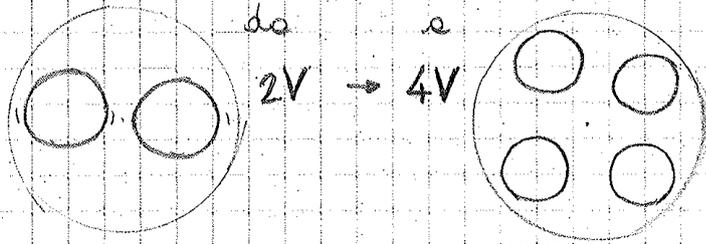
Il tempo di corso è apprezzabile per la valvola di corso per la fase di corso. $p > p_{AMB}$



Area perme $\propto \int dp \cdot V_0$
 $\propto \int V_0 m^2$
 $\propto p V_0 m^2$

Per evitare tale problema usare nelle valvole, ben DIMENSIONATE con PROFILI CORRETTI, specie quello di aspirazione. Devono aumentare l'Area di passaggio per ridurre la perdita in recupero energia cinetica.

Neque così la riduzione è più notevole.



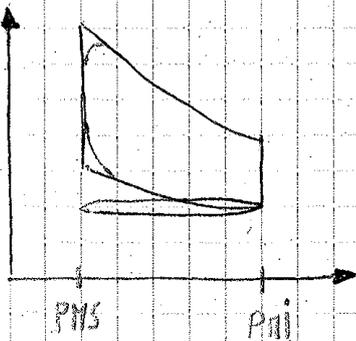
- Quelle di scarico relativamente non più piccole per lasciare spazio a quelle per la aspirazione.

Inoltre la T influenza la λ_v perché se sale la T, sale la μ e specie più basso indicato e rispetto di pme che ↓

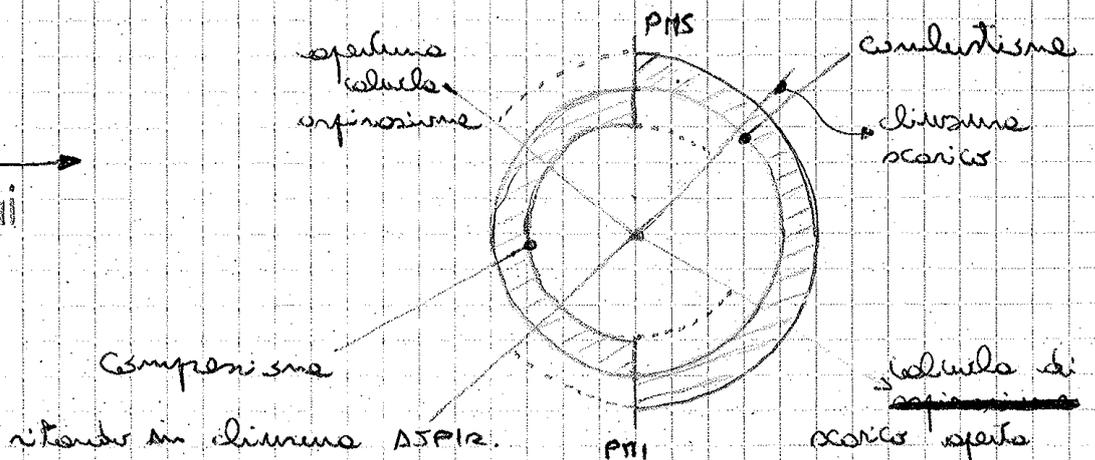
INOLTRE se T sale, ρ scende quindi meno aria dentro il motore.

Ma: $\lambda_v \propto \sqrt{T}$ λ_v è anche sostituito da aria leggera perché per chi passa calore (relazionato a L) per radiatore e in sé meno potenziale \Rightarrow L si diminuisce (quindi P_u) riguarda il ΔT tra carica e motore.

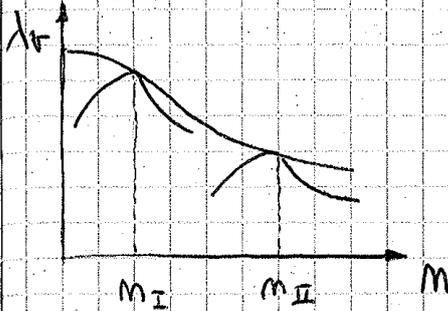
Un altro fenomeno che condiziona λ_v è la geometria delle valvole.



Un altro fenomeno che condiziona λ_v è la geometria delle valvole

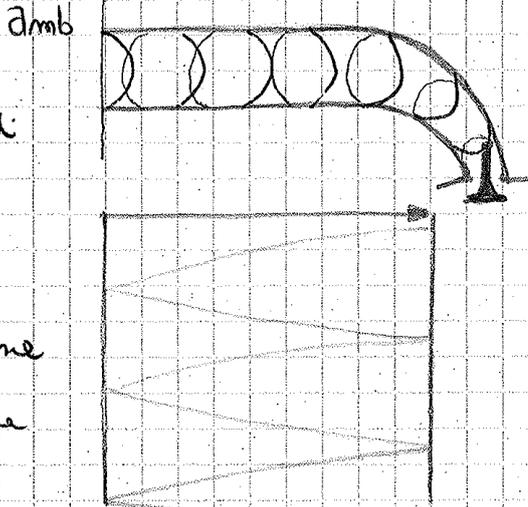


massimamente usati, e per gli altri voleri si rielaborano perché



In più interviene un altro fenomeno di natura dinamica per cui che riguarda questi ricambi.

Quando si finisce di espandere nel cilindro di aspirazione e una volta raggiunto il esterno nella bocca di ingresso vengono riflettenti con onde di compressione che ritornano verso il cilindro.

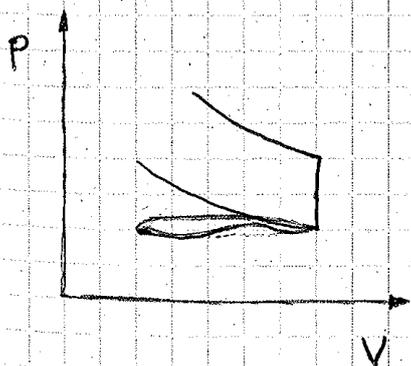


creando aumenti di p e ρ

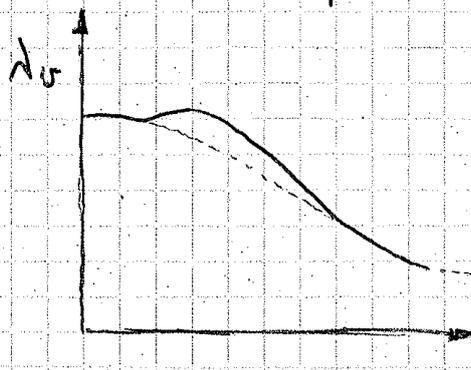
dentro il cilindro e quindi fanno spuntare per avere più miscela dentro il cilindro, ma questa è nuova una volta che entrano nel pistone hanno indietros e non sono più benefiche.

Altra si ragiona nella lunghezza della aspirazione per capire se la prima onda entra dentro il cilindro, e per evitare che torni indietro. Qui dipende anche da "M"

Il che viene così:



e si elimina una parte di lavoro e costo, però per il ricambio



INOLTRE: è più facile da misurare per motori: serbatoio rispetto ai motori M Remetti.

C'è da dire però che i motori aeronautici lavorano quasi a motore a più felice l'eccezione di conseguenza fornisce una semplice formula e rappresenta il motore. Inoltre con la possibilità di scegliere la velocità, per stessa ragione si può spostare da $\alpha(p_{me\ max})$ a $\alpha(\eta_{max})$

in metri: $P_u = P_{me} \cdot V_0 \cdot \frac{M}{50m}$

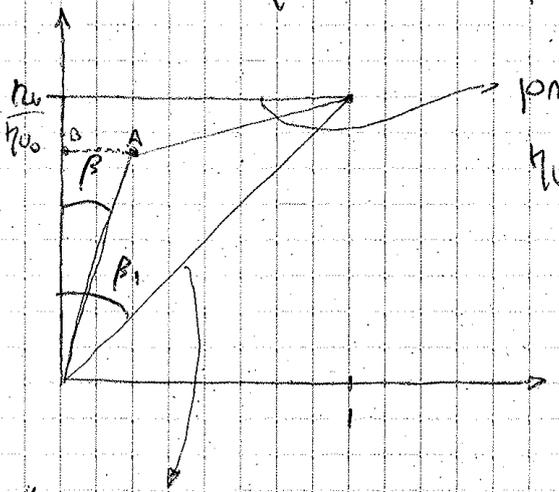
ma $P_u = \eta_u \cdot m_b \cdot H_i \cdot \frac{M}{50m}$

$p_{me} = \eta_u \cdot \Delta \sigma \cdot \frac{H_i}{\Delta \sigma}$

$P_{me} = \eta_u \cdot m_b \cdot H_i$

condire la P_u riducendo o aumentando la portata / quantità di carburante.

Controllare la curva di regolazione che fanno capire come cambia η_u con p_{me} e viceversa.



p_{me} si riduce per mantenere costante η_u

$\beta \propto m_b$

$AB = \text{tg } \beta \cdot OB$

$AB = \frac{p_{me}}{p_{me_0}} = \text{tg } \beta \cdot \frac{\eta_u}{\eta_{u_0}}$

$\text{tg } \beta = \frac{p_{me}}{p_{me_0}} \cdot \frac{\eta_{u_0}}{\eta_u}$

La condizione peggiore

che si rende un certo valore

d'altro, mentre si deve cercare di

mantenere il η_u sempre altrettanto costante o diminuire

il valore di p_{me} .

$\text{tg } \beta \propto m_b \propto \frac{\Delta \sigma}{\alpha}$

In un sistema si può cercare di mantenere costante α o $\Delta \sigma$ e variare l'altro, o farli variare entrambi.

È più semplice e conveniente far variare $\Delta \sigma$ e mantenere

$\alpha = \text{cost}$

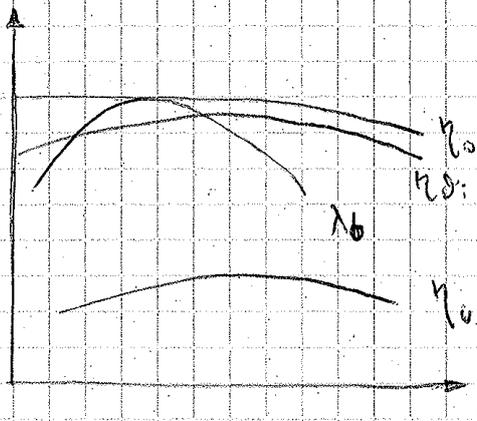
1: meglio una coppia in funzione del numero di giri:

- rendimento η_0

- rendimento P_u

- rendimento P_{me}

(e coppia completamente spenta)



dato che $\eta_0 = \eta_0 \eta_i \eta_{lim}$

e $\eta_0 = 1 - \frac{P_u}{P_{mi}}$

ne $P_u = A_1 + A_2 + B_1 p_{mi} + B_2 p_{mi} M^2$

P_u dipende solamente da M^2 (dal suo quadrato)

all'aumentare di M diminuisce il coeff. di rendimento η_0 , si hanno perciò per ognuno n loro giri.

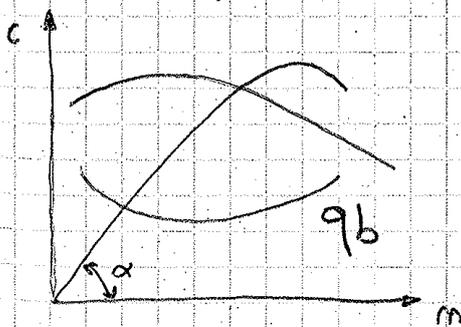
Questo significa $\eta = \eta(M)$

ma alla P_{me} cosa accade se n sale?

$$P_u = C \cdot \omega = C \cdot \frac{2\pi M}{60} = p_{me} \cdot V_0 \frac{M}{m}$$

Quindi $C = p_{me} \frac{V_0}{2\pi M}$

ma sappiamo che $P_{me} = \eta_0 \cdot \lambda \cdot \frac{H_i}{\alpha \cdot V}$ P_{me} dipende da η_0 e λ . Quindi, vedendo come si comportano le curve nel grafico, inizialmente la coppia cresce ma ad un certo punto λ e η_0 scendono e così anche lei.



dato che dipende da η_0 e λ c'è un M al quale la $C = C_{max}$

$$La P_u = C \cdot \omega = C \cdot \frac{2\pi M}{60}$$

inizialmente aumenta, quindi cresce fino a $M(C_{max})$ poi comincia a diminuire fino ad annullarsi quando $C = 0$

$$\tan \alpha = \frac{P_u}{M} \propto C$$

che modello escludesse, non è

dominante di equilibrio solo per la causa che viene
 considerata o maggiore; aria + grido.

$$\frac{V_0 \lambda_0}{V \lambda_0} = \frac{P \lambda T_0}{\lambda T P_0} = \sqrt{\frac{T}{T_0}} = \frac{P}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T}} = \mu$$

allora $\frac{P_{mi}}{P_{mi_0}} = \mu$ cosa succede alla P_{me} ?

$$\frac{P_{me}}{P_{me_0}} = \frac{P_{mi} - P_r}{P_{me_0}} = \frac{\mu P_{mi_0} - P_r}{P_{me_0}} \quad \text{se guardo } P_r = A + B \frac{P_{mi}}{P_{mi_0}}$$

$$= A + B \mu$$

Quindi anche P_r cambia con la spinta

$$\frac{P_{me}}{P_{me_0}} = \frac{\mu (P_{me_0} + P_{r_0}) - A - B \mu}{P_{me_0}} = \frac{\mu P_{me_0} + \mu A + \mu B - A - B \mu}{P_{me_0}}$$

$$\text{Quindi: } \frac{P_{me}}{P_{me_0}} = \mu + \frac{A}{P_{me_0}} (\mu - 1)$$

sempre negativo

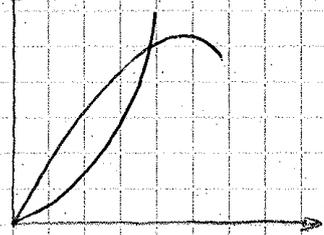
significa che la P_r tende ad un valore sempre più basso e se $\mu = \frac{A/P_{me_0}}{(1+A)/P_{me_0}}$ la P_{me} si annulla. Quindi anche la P_r .

Derivare rispetto a $\frac{A}{P_{me_0}}$ molto piccolo quindi P_{me_0} ELEVATE

$A = \text{PICCOLISSIMA}$ = pericolo per organi occorrono e per momenti di inerzia

Il punto di funzionamento di un motore a turbo è quello per il quale P_u è uguale alla P (richiesta).

Primi regimi motore in base a caratteristiche stesse



Supponiamo velocità in volo $V_{co} = \text{cost}$
 esso pesa W (kg) e deve fornire una
 L adeguata $W_{ob} = \frac{1}{2} \rho V_{co}^2 C_L$

ha questo valore \leftarrow insieme alla potenza cioè anche la resistenza
 per $E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$

E = efficienza = rapporto usabile. e lo sono i teorici della
 supponiamo di volare ad $E = E_{max}$

velocità di E_{max} $D = \frac{L}{E_{max}}$ con $D \propto \frac{1}{2} \rho V_{co}^2$

la spinta che il motore deve fornire deve essere pari a D .

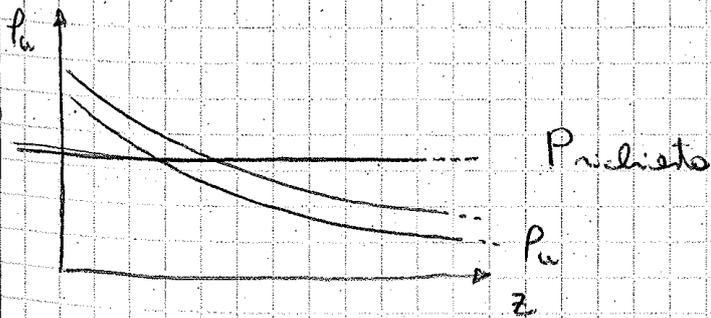
Supponiamo di fornire una distanza S

$$D \cdot S = M_b \cdot H_i \cdot \eta_o \cdot \eta_{el}$$

M_b è indipendente dalla quota, quindi se parità di consumi la velocità più alta

Deve essere raggiunta nel tempo nuovo tempo cioè i motori

Ma se guardo $V_{co} \cdot D =$ potenza di spinta che deve essere uguale alla P_{elica} , ~~non~~ dipende da P_u scende in un'alternativa con il aumento di quota



più la leva ruota
 $\eta_e \eta_u$, più per
 diminuire la quota di "Tangenza".

La linea di rendimento:

conviene avere 75% P_{max} con poco consumo da $P_{me max}$

Quanto a $\frac{\xi^2}{\omega^3}$ rendimento < 1

mentore ω (max $16 \frac{m}{sec}$) perché più intoco la strada.

I vedano i grandi motori diesel per appl. correnti energetiche
 lenati, addirittura 2T e molto lenti.

Allora sono i vedano i casi molto per riuscire a creare dei motori alleggeriti.

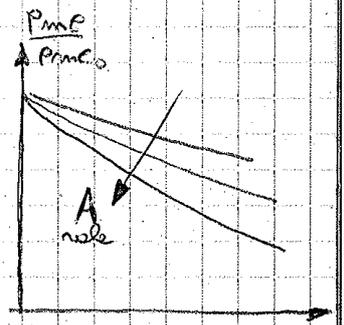
Pensiamo fare di dimensioni un motore per P_{a1}
 invece che per P_{amb} cioè $G \downarrow$ scende (Grafico 1)

un ulteriore vantaggio in merito a P_{a1} = pressione a
 in P_0 $A_2 \left(\frac{m}{m_0} \right)$ si riduce riducendo la
 more stessa quindi $\eta_0 \uparrow$ $\eta_0 = 1 - \frac{P_0}{P_{mi}}$ quella più elevata

Quando abbiamo cioè $P_{me} = p_{me}(h)$

$$p_{me} = p_{me_0} \mu + A(1-\mu)$$

motore alleggerito perché A più basso \rightarrow sempre negativo



Le più scende di punto il ciclo di funzionamento si t
 forza e poi più elevata.

Quindi motore o miglioramenti nell'attività (Grafico 1)

In base intervenire sulla manovra.

- motori SUB-COMPRESSI

Le ciclo opera ad un volume morto

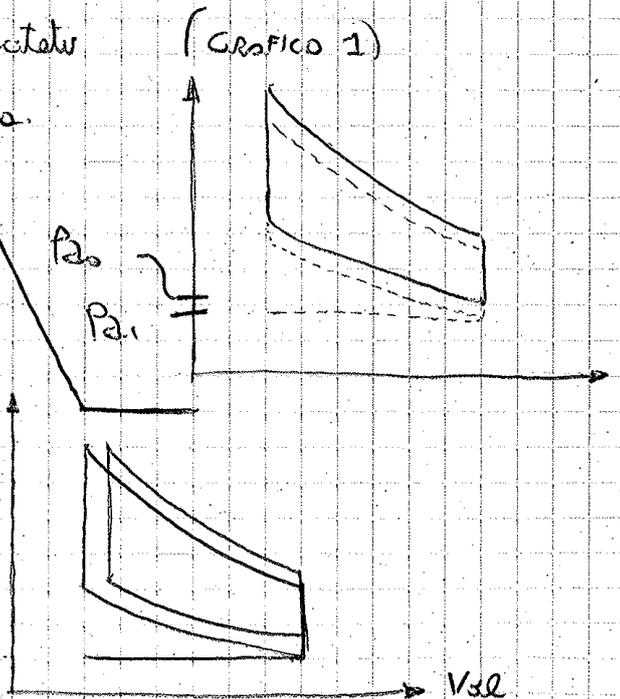
livello di pressione in questo

però per riferimento quindi ad P

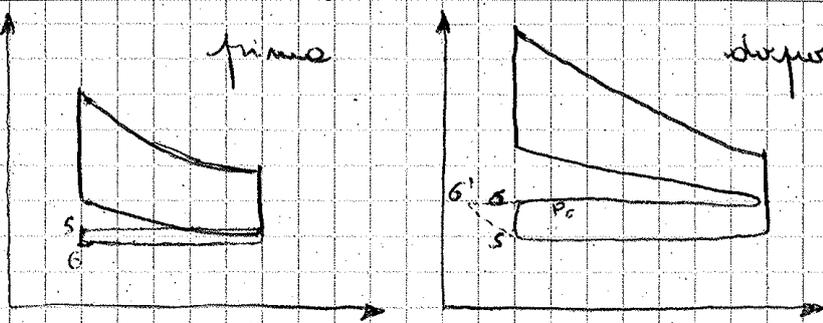
un rapporto di G più elevato

stessi livelli di compressione

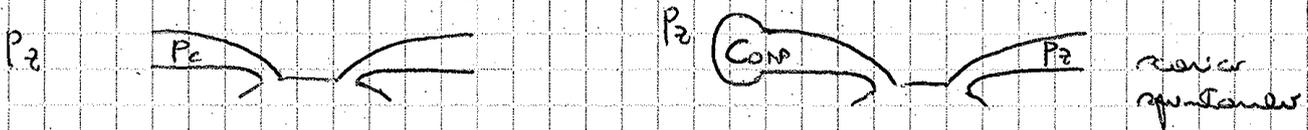
ma G è più alto



~~360 80 32 465~~



Da notare:



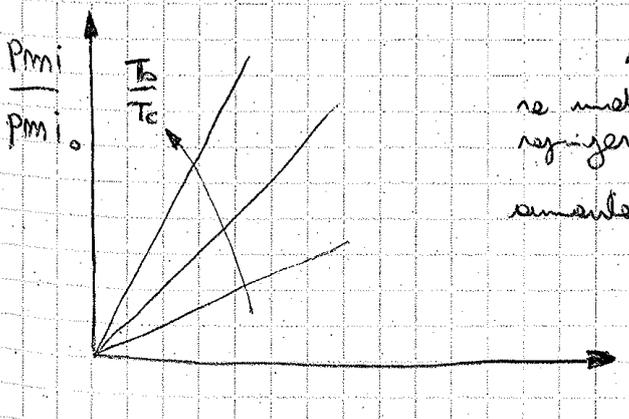
In queste curve il L aumenta dato che lo ciclo a P più elevato e con Area maggiore, in più la ricerca cambia di regime e us ad spingere e in sé contributo positivo ha anche il PM5 mentre comincia a calare, in seguito la Pcinera > P2 mentre ora per Pc > P2 ⇒ Pcinera < Pc opera dopo lo riempimento perché gas freschi compiono meno giri quindi che lavorano spesso ⇒ aumento virtuale di V0

La nuova
$$P_{mi} = \eta_i \lambda_{sc} \frac{H_i}{\alpha V}$$
 e la
$$P_{mi0} = \frac{\lambda_{sc}}{\lambda_{sc0}} \frac{V_0}{V}$$

$$P_{mi0} = \eta_i \lambda_{sc0} \frac{H_i}{\alpha V_0}$$

η_i si mantiene costante e si può semplificare

⇒
$$\frac{P_{mi}}{P_{mi0}} = \left(\frac{\lambda'_{sc}}{\lambda_{sc}} \right) \cdot \frac{P_c}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_c}} \quad \left(\frac{\lambda'_{sc}}{\lambda_{sc}} \right) = \frac{V_0 + (V_s - V_{s'})}{V_0}$$



se mettere refrigeratore
sembrare
$$\frac{P_{mi}}{P_{mi0}} = 1 + \frac{V_s}{V_0} \left(1 - \frac{V_{s'}}{V_s} \right)$$

$$= 1 + \frac{1}{\gamma - 1} \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{1}{m}} \right) > 1$$

e da
$$\frac{V_{s'}}{V_s} = \left(\frac{P_s}{P_{s'}} \right)^{\frac{1}{m}} = \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{1}{m}}$$

$$m_a = \lambda \sigma_c \frac{V_0}{\sigma_c} \cdot \left(\frac{\lambda' \sigma_c}{\lambda \sigma_c} \right) = \frac{\lambda' \sigma_c}{\lambda \sigma_c} \frac{\lambda \sigma_c}{\lambda \sigma_0} \lambda \sigma_0 \frac{\sigma_0}{\sigma_c} \frac{V_0}{\sigma_0}$$

comosime per i compeni

$$= \left(\frac{\lambda' \sigma_c}{\lambda \sigma_c} \right) \cdot \mu \cdot m_{a_0}$$

μ m_{a_0}

$$m_a \text{ pme} = p_{mi} - p_u$$

quindi cosa succede alla p_u

Il 1° termine rimane invariato (oggetti scarsi)

2° e 3° aumentano

Il 4° termine succede:

e p_u si avvicina al termine del lavoro unitario del compressore (C), e si riduce $p_c - p_s$ come scarse generalmente $p_c - p_s < C$

$$\text{quindi } C - (p_c - p_s) > 1$$

quindi per calcolare lavoro del compressore $L_c = h_2^0 - h_1^0$
 lavoro meccanico fornito
 e c
 dato che fanno sapere

p_i e p_o del comp.

o quanto vale Δh^0 e quindi L_c

$$L_c = \frac{L_{id}}{\eta_c} = L_{c,red} = \frac{1}{\eta_c} C_p (T_2^0 - T_1^0)$$

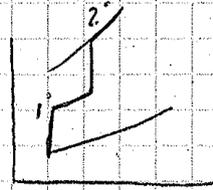
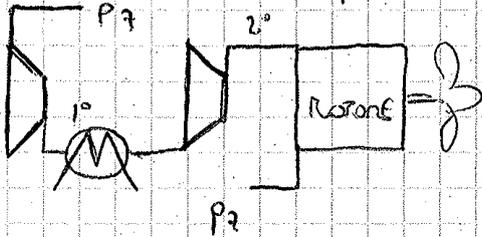
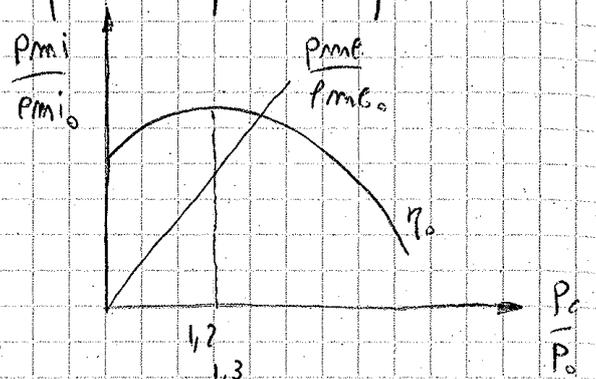
$$= \frac{1}{\eta_c} C_p (T_c - T_2)$$

$$= \frac{1}{\eta_c} C_p T_2 \left(\frac{T_c}{T_2} - 1 \right)$$

quindi, quanto è più alta in assoluto maggiore rispetto a quella
 possibile e p ambiente = vuol dire maggiore

$(P_c - P_2)$ è tanto più piccolo quanto più è piccola la c (in P_0)

Un altro modo per migliorare η_c è quello di introdurre compressore a più stadi



Ma cosa succede se ho un unico compressore?
(Comando dei gas di scarico)

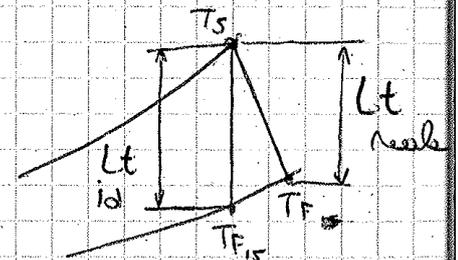
Ma ciò mi riduce il peso del compressore $(P_c - P_5)$

$P_{turbina} = P_{compressore}$

$$P_t = P_c = \dot{m}_a \cdot \frac{C_p}{\eta_c} \cdot T_2 \left[\left(\frac{P_c}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

~~$\left[\left(\frac{P_c}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$~~

$$L_t = C_p T_5 - T_{F,15}$$



L_{reale} (irreversibilità)

ma anche in un caso si hanno perdite

$$L_t = \eta_t C_p T_{F,15} \left(\frac{T_5}{T_{F,15}} - 1 \right)$$

$$L_t = \eta_t C_p' T_{F,15} \left[\left(\frac{P_5}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

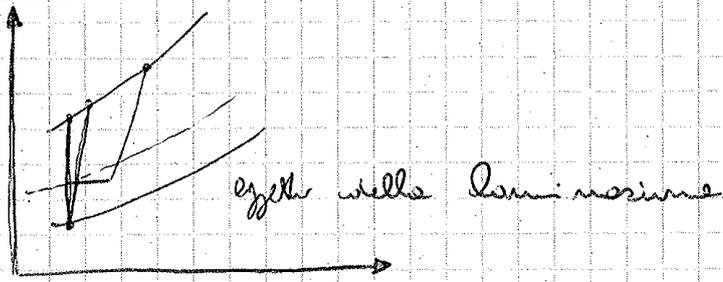
L_{ideale} (irreversibilità)

ma quindi:

$$\frac{L_{reale}}{L_{ideale}} = \eta_t$$

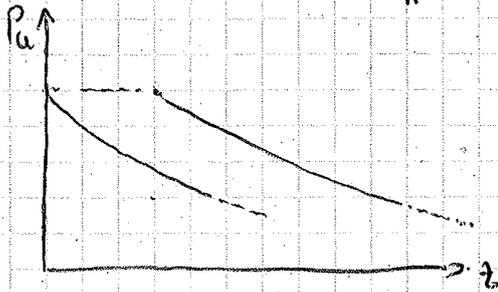
Quindi se vuoi ad uguagliare la P_t e la P_c

$$\dot{m}_a \cdot \frac{C_p}{\eta_c} T_2 \left[\left(\frac{P_c}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] = \dot{m}_t \eta_t C_p' T_{F,15} \left[\left(\frac{P_5}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$



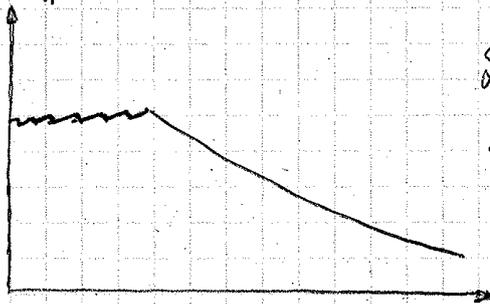
La minima pressione è quella
 il più opportuna ma il
 compressore non cambia:
 si riduce $(p_c - p_2)$ con $p_2 \uparrow$

Per rendere uguali questi effetti si deve che si riduca $L_c \propto M$
 per introdurre un cambio tra C e NOT .
 che cambi rispetto ai stadi C da M a 2.2



ottenere p_c bassa, senza diminuire
 con L_c più bassa.

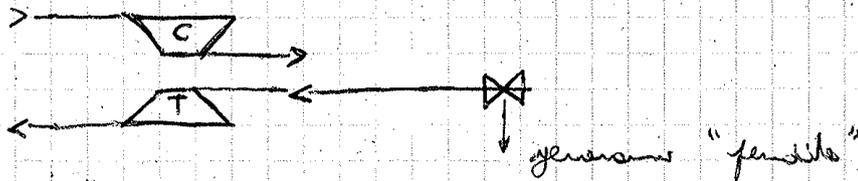
Oppure:



Lo stesso effetto lo si può ottenere
 da stadi di spunto.

Un altro modo, con compressori a più
 stadi lo si ottiene escludendo degli stadi
 nella 2.2.

Nel caso di COMP. di turbina con gas di scarico per ottenere
 una riduzione di L_c fornito inelutabile degli spinti:



è
 una velocità che 34 fonda la turbina.

Con il passare dei giorni rullamento celermente e per il ritorno di giorno.

Le la T miscela è buona: massima di glicole

" " " " " " : altro idroscopico

La miscela era proveniente dall'esterno con olio nei pezzi di motore.

In motori: valle elevate potenze si hanno regolatori

submatic OFF solo per auto nuovo

element. spento \nearrow pieno nuovo (Pneumatico)

Circuiti di lubrificazione

e di raffreddamento: particolarmente nella parte alta del cilindro / i

Le loro ridotte ridotte

e reggono oltre ad essere in grado di consumare organi similari.

Alte T sulle pareti del cilindro riducono notevolmente i danni sul lubrificante riducendone la viscosità massima per consumi e idroscopico.

La T dell'olio e delle parti non regolate da

- particolarmente nei pezzi di olio che subiscono notevoli olio
- int. di raffredd. motore.

In casi estremi si verificano miscela si riduce P_c e / o M o anche aumentare V_{veloc} per migliorare quelli olio nei notevoli.

Per i e il alberi motore con la classica girante e giranti in genere giranti, per alleggerire e per far fornire lubrificanti fessure unico
 cuscinetto sono ad strisciamento ed inoltre ho delle
 unione di equilibrio per un rubine trape collector
 e vibratori.

2: viene dare un cuneo giramento si giranti
 giramento un girante rispetto ad una di mossa

$$\frac{360}{n/2}$$

per esempio 6 cilindri spazio di 120°
 3 cilindri spazio di 90°

2: più avere una lista di architetture:



- con cuscinetto
 - senza cuscinetto intermedio
- meno giranti, più peso

• Per un numero di cilindri dispari manca una simmetria
 si è più difficile equilibrare.

motore a stella:

alberi di motore a stella si in un unico fessore quadrato si
 unire cuscinetto e strisciamento

estrusione in due pezzi per il motore a semplice / triplo / doppio
 stella se si vogliono usare cuscinetto e strisciamento.

che supportano carichi maggiori

collegamento della parti attenti per alberi e con un'altra
 girante.



Firma o bicchiere:

- Testa: resistere a elevate p e T° , regimare come un centrifugo
- come il rotore e lubrificato per riportare la spinta trascorrendo
- due usci per fermi di calce borina fissate - velle.

Interno dellettore.

- elevate p e T° , strisciamenti sulle pareti; costruiti in Al con buon leggerezza, buona conducibilità termica e resistenza all'usura
- La mano usci statorij deve essere rigorosamente controllata per tenere conto del riscaldamento delle giunzioni di inserimento.
- velle borina termica necessitate di giunzioni conetti.
- Il DIAMETRO sottopiede alle rifiniture di spunto maggiori
- per compensare la maggiore di lavorazione.
- perché si in direzione di spoggio nelle statorij sulle pareti del cilindro.
- Lo spinto si blocca orizzontalmente.

Superficie interna ha perso centralità per sembrare rigata e non è termica.

DISTRIBUZIONE A VOLVOLI:

Il meccanismo di distribuzione usata a ripanda:

- velle
 - eccentrici profiliti
 - funerie, vite lubrificanti.
- risparmiato a T all'incirca anche a collettori meccaniche.
 regolate a depressioni, eruzioni, ammorbidimenti.

principalmente in acciaio

nonostante la superficie della testa è piana

ha perso la forma e l'ulteriore (CONCAVA) DISTRIBUZIONE

L'abbiamo a come si in tutto per motori a V in linea
 ed è rappresentata un bilanciere

Oppure si può avere nel momento e quindi si hanno sistemi
 di vola a bilancieri per trasportare il crisma.

Nel sistema della valvola di comando si inserisce un certo
 gioco o gradito per compensare lo sfasamento della
 dilatazione termica in funzionamento.

Un sistema meccanico di regolazione è sempre presente
 il gioco va regolato periodicamente.

se eccessivo, come tutti (funzionamento anomalo)
 se poco presente, la valvola non chiude bene.

Una migliore soluzione consiste nell'uso di pistone
 idraulico in cui l'olio di lubrificazione del motore
 in pressione elimina automaticamente i giochi e valvola
 chiusa

Nei motori stellari il comando è ottenuto con un unico
 tamburo a più reggime per ciascuna stella di cilindri

Una finta per il aspirazione e una per lo scarico
 Ogni finta porta "K" come.

Punto come come in cui prendiamo nella come cilindro 1
 una simil stessa si pensano di nuovo se la la prima
 volta nel cilindro 3 che regna nella ordine di
 accensione dopo che l'abbiamo motore ha percorso

$\frac{4\pi}{i}$

e questo può verificarsi per come

$$M = \frac{i}{2} \text{ oppure } M = \frac{i}{2} \text{ oppure } M = \frac{i}{2}$$

Punto motore: - in senso orario
 - in senso antiorario.

2° esercitazione

AT benzina

$M = 3000 \frac{g}{min}$

$m_b = 2,1 \frac{g}{rec}$

$C = 90 N/m$

$\alpha = 14$

$P_a = 98 kPa$

$T_a = 18^\circ K$

$iV_0 = 1300 cc$

valori max $P_u, p_{me}, q_b, \lambda_U$

$P_u = C \cdot \omega = 90 \cdot 314 = 28260 \text{ kW}$

$P_{me} = \frac{P_u \cdot m \cdot 60}{iV_0 \cdot M} = \frac{28260 \cdot 2 \cdot 60}{0,001300 \cdot 3000} = 869538 \text{ Pa}$
 $8,7 \text{ bar}$

$q_b = \frac{m_b}{P_u} = \frac{[\frac{g}{rec}]}{[kW]} = \frac{2,1}{28,26} = 0,074 \frac{g}{kW}$

$\lambda_U = \frac{m_a}{V_0/\sigma} \quad p\sigma = RT \quad \sigma = \frac{RT}{p} \quad R = 287 \frac{J}{kg \cdot K}$
 $\sigma = \frac{287 \cdot 291}{98000} = 0,85 \frac{m^3}{kg}$

una considerazione V_0 globale e
 m_a globale perché non si è visto
 il numero dei cilindri:

$\frac{m_a}{m_b} \approx 14$

però si conosce m_b da: $m_b = m_b \frac{m}{60 m}$

$m_b = \frac{m_b \cdot 60 m}{m}$

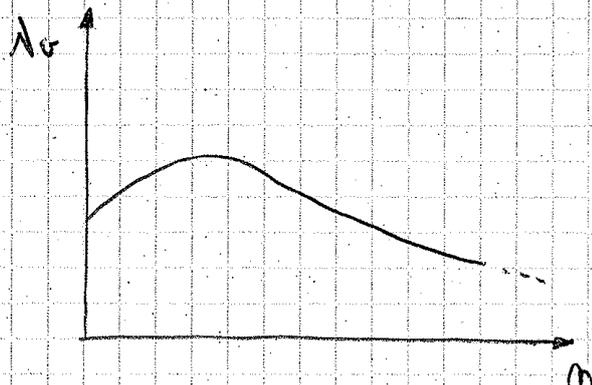
Quindi $m_a \text{ uole} = m_b \cdot \alpha = 1,176 \text{ gr}$

$m_b = 0,084 \frac{g}{rec}$

~~$\lambda_U = \frac{1,176}{0,0013} = 0,85$~~

$\lambda_U = \frac{0,001176}{0,0013 / 0,85} = 0,78$

$\lambda_U = \frac{[kg]}{[\frac{m^3}{m^3} \cdot \frac{m^3}{kg}]}$



$$\frac{C}{D} = 0,9 \quad C = 0,9 D$$

$$V_0 = \frac{\pi D^2}{4} 0,9 D$$

$$D = \sqrt[3]{\frac{\Delta V_0}{\uparrow 0,9}} = 0,141 \text{ m} = 141 \text{ mm}$$

Esercizio 4

calcolare il ciclo Otto ideale per un motore A7
 7500 cm^3 , $\xi = 8$, $m = 3000$, $H_i = 63000 \text{ kJ/kg}$, $\alpha = 14$
 $i = 6$.

Quattro r raddoppiamenti η_{id} , P_{10} , q_b .

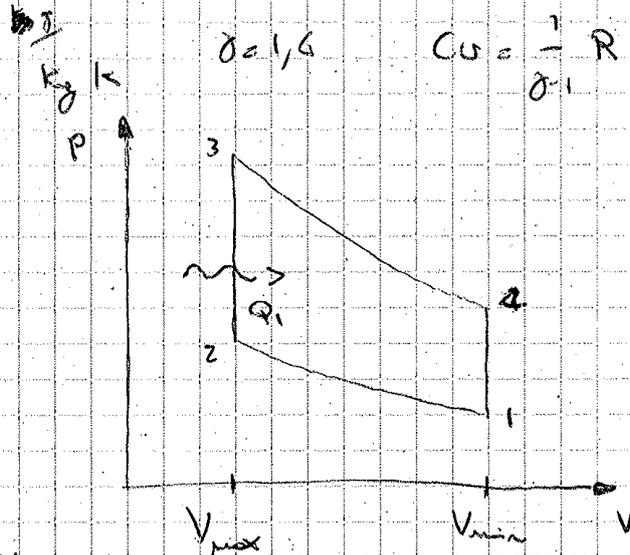
in aria R 287

$$\gamma = 1,4 \quad C_v = \frac{1}{\gamma - 1} R = 717,5 \frac{\text{J}}{\text{kg K}}$$

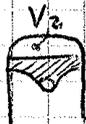
$$P_{amb} = 101,3 \text{ kPa}$$

$$T_{amb} = 288 \text{ K}$$

$$V_0 = \frac{7500}{5} = 1500 \text{ cc}$$



$$V_0 = V_1 - V_2$$



$$V_0 = V_1 \left(1 - \frac{V_2}{V_1} \right) = V_1 \left(1 - \frac{1}{\xi} \right)$$

PUNTO 1

• per $V_1 \Rightarrow V_1 = \frac{V_0}{\left(1 - \frac{1}{\xi} \right)} = V_1 = 1436 \text{ cm}^3 = 0,001436 \text{ m}^3$

• per $V_2 \Rightarrow V_2 = 0,000186 \text{ m}^3$

$$P_1 = RT \quad v_1 = \frac{R \cdot T_1}{P_1} = 0,816 \frac{\text{m}^3}{\text{kg}} \quad \text{volume specifico in 1}$$

■ Per quindi trovare P_1, V_1, v_1, T_1 .

$$Q_1 = C_v (T_3 - T_2) \frac{V_2}{V_2} = 717 \cdot \frac{0,000178}{0,102} = 3995$$

dove $\frac{V_2}{V_2}$ vuole esprimere lo stesso contenuto nel cilindro.

$$Q_1 = 4,99 \text{ kJ}$$

$$\eta_{id} = 1 - \frac{1}{\gamma^{\frac{1}{\gamma}}} = 0,57$$

$L_{id} = m \cdot b \cdot H$; $\eta_{id} = Q_1 \cdot \eta_{id} = 2850 \text{ J}$
 ma per ottenere questi dati si è spesa l'energia di compressione.

● PUNTO 4

$$PV^\gamma = \text{cost} \quad \bullet \quad P_4 V_4^\gamma = P_3 V_3^\gamma \Rightarrow P_4 = P_3 \frac{V_3^\gamma}{V_4^\gamma}$$

$$\bullet \quad V_3 = V_2 = 0,000178 \text{ m}^3 \quad \left\{ \begin{array}{l} V_4 = V_1 \\ = 0,001436 \text{ m}^3 \end{array} \right.$$

$$\bullet \quad P_3 = 13109147 \text{ bar}$$

$$\bullet \quad P_4 = 13109147 \left(\frac{0,000178}{0,001436} \right)^\gamma = 704930 \text{ bar}$$

7,04 bar

$$T_4 \Rightarrow P_4 V_4 = R T_4$$

$$\frac{P_4 V_4}{R} = T_4 = \frac{704930}{287} \cdot 0,816 = 2009 \text{ K}$$

● espansione $T_4 V_4^{\gamma-1} = T_3 V_3^{\gamma-1}$

$$T_4 = \frac{T_3 V_3^{\gamma-1}}{V_4^{\gamma-1}} = 2027 \text{ K}$$

$$Q_2 \text{ calore ceduto} \Rightarrow = C_v (T_4 - T_1) \frac{V_4}{V_4} = Q_2 = 2194 \text{ J}$$

Due cilindri di capre eguale hanno di avere spendere per la compressione e eguale lavoro si può esprimere dalla espansione.

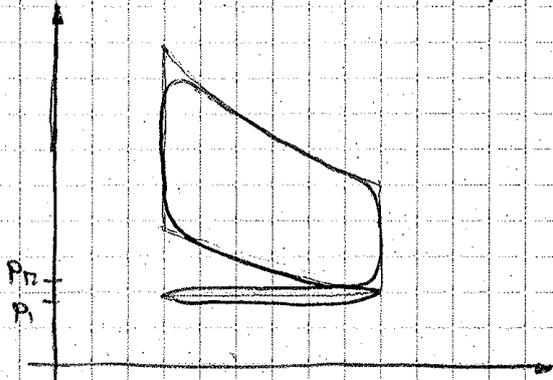
partiamo da $PV^\gamma = \text{cost} \quad P_0 V_0^\gamma = P V^\gamma$

$$P = \frac{P_0 V_0^\gamma}{V^\gamma} \quad L_{03} = \int_0^3 P_0 V_0^\gamma \frac{1}{V^\gamma} dV = P_0 V_0^\gamma \int_0^3 \frac{dV}{V^\gamma}$$

$$L_{03} = \frac{P_0 V_0}{\gamma-1} \left[1 - \frac{1}{\gamma^{\frac{1}{\gamma-1}}} \right] \quad \bullet \text{ e questa è la formula generale}$$

Orsottorismo S

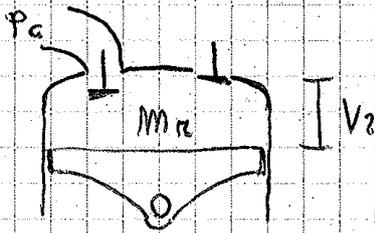
Definiamo l'orotismo in ciclo reale per un motore Otto dove la $P_{max} < P_{min}$ e che le anticipi di apertura cilindro



oppure numerando la P_1 di esp. = cost con $P_1 = P_{min}$ e calcolando di indicazione una legge per la COMP.

Inoltre numerando $P_{max} = \text{cost} = P_2$

oppure misurando la gamma del ciclo per rendere equivalente il calcolo.



$$P_c < P_2 \quad P_c = (0,98/0,99) \cdot P_a$$

M_R = massa dei gas residui con T_R P_R

La scoppio un volume V_2 $P_c > P_{ambiente}$

misurando gas espansione, introduce $m_a + m_b$ in V_1

$$V_1 - V_2 = V_0 \text{ (cilindro)}$$

oppure comincia espansione P_R si espande verso l'origine e per ai gas nuovi creando fusione in riempimento

$$Q_R = M_R C_p' (T_R - T_1) \quad \text{da } T_R \text{ a } T_1$$

$$Q_g = (m_a + m_b) C_p (T_1 - T_{amb}) \quad \text{da } T_{amb} \text{ a } T_1$$

$$M_R C_p' (T_R - T_1) = (m_a + m_b) C_p (T_1 - T_{amb})$$

sache se C_p e C_p' condizioni con la T in corso

$$\frac{C_p'}{C_p} = 1,15$$

T_1 e T_R sono valori magnifici, ricavabili da calcolo di

$$\frac{V_1 P_1}{R T_1} = \frac{V_2 P_2}{R T_2} + \lambda \sigma \frac{V_0 P_{amb}}{R T_{amb}} \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right) \quad \text{v. } \frac{R T_{amb}}{P_{amb}}$$

$$P_1 = \frac{V_2}{V_1} \frac{P_2}{T_2} \frac{R T_1}{R} + \lambda \sigma \frac{V_0}{V_1} \frac{R T_1}{R T_{amb}} \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right)$$

$$P_1 = \frac{V_2}{V_1} P_2 \frac{T_1}{T_2} + \lambda \sigma \frac{\xi-1}{\xi} \frac{T_1}{T_2} \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right) P_2 = 4504,8 + 95859 \approx 100000 \text{ Pa}$$

$$P = [P_2]$$

$$T = [T_2]$$

Dalle caratteristiche del motore nell'esercizio precedente otteniamo $P_1 = 98.6 \text{ kPa}$

$$T_1 = \frac{C_p' m_a T_2 + C_p (m_a + m_b) T_2}{C_p' m_a + C_p (m_a + m_b)} + \Delta T$$

$$P_1 = P_2 \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \frac{V_0}{V_1} \frac{T_1}{T_2} \lambda \sigma + \frac{V_2}{V_1} \frac{T_1}{T_2} \frac{P_2}{P_2} \right)$$

Ricorrendo alla relazione di stato per un gas si ottiene questa sua espressione che viene usata per ottenere (ricorrendo a $\frac{\alpha+1}{\alpha} \approx 1,07$)

$$\lambda \sigma = \frac{P_1}{P_2} \frac{V_1}{V_0} \left(1 - \frac{\Delta T}{T_2}\right) - \frac{P_2}{P_2} \frac{1}{\xi-1}$$

supponendo che $\Delta T \approx 0^\circ$ e non ci sia riscaldamento inibito mentre $P_2/P_2 \approx 1$

$$\text{otteniamo da: } \lambda \sigma \approx \frac{P_1}{P_2} \frac{V_1}{V_0} \left(1 - \frac{\Delta T}{T_2}\right) - \frac{P_2}{P_2} \frac{1}{\xi-1}$$



$$\lambda \sigma = \frac{V_1}{V_0} - \frac{P_2}{P_2} \frac{1}{\xi-1}$$

La calcolo di espressione è il punto in cui la massima perdita e quindi l'energia spartita con e di manomoleva completamente.

$$(m_a + m_b + m_r) C_v (T_3 - T_2) = m_b [H_i (1 - \delta_c) - \Delta Q]$$

per gas reale si $C_v = C_v(T^{\circ})$

$$\bar{C}_v = C_{vT_3} + C_{vT_2} = C_v \left(\frac{T_3 + T_2}{2} \right)$$

$$T_3 = T_2 + \frac{H_i (1 - \delta_c) - \Delta Q}{(1 + \alpha + \alpha') \bar{C}_v}$$

Dobbiamo calcolare ΔQ e C_v :

$$\bar{C}_v = C_{v0} + D \frac{(T_3 + T_2)}{2} \quad \text{con } C_{v0} = 0,88 \frac{KJ}{kg \cdot K}$$

valore di $D = 1,2 \cdot 10^{-4}$

$\Delta Q =$ dipende dalla T° ed è quindi trascurabile nella 1850°

$$\Delta Q = D_1 \cdot (T_3 - 1850)^2 \frac{KJ}{kg \cdot K}$$

$$D_1 = 5,5 \cdot 10^{-6}$$

$$T_3 = \frac{T_2 + H_i (1 - \delta_c) - \Delta Q}{(1 + \alpha + \alpha') \bar{C}_v}$$

anche prima come per il calcolo di δ , partiamo da T_3 reale

per avere il numero più tentativo finale non si conosce la convergenza.

$$\bar{C}_v = 1,2 \frac{KJ}{kg \cdot K}$$

$$\Delta Q = 4334$$

$$T_3 = 2713^{\circ} K$$

$$T_{3d} = 4559^{\circ} K \quad \text{I}^{\circ} \text{ ciclo}$$

$$T_3 \text{ finale reale } 2856^{\circ} K$$

$$\bar{C}_v = 1,081 \quad \Delta Q = 360 \frac{KJ}{kg}$$

$$P_3 \text{ da } P_3 = \frac{P_1 T_3}{P_1 T_1} = 69,2 \text{ bar}$$

● PUNTO 4 $m' = \gamma + \delta'$ gamma correlata

$$\gamma = 1,37 - 0,4 \cdot 10^{-4} \frac{T_3 + T_2}{2}$$

$$\gamma = 1,27$$

con T_3 da la convergenza.

$$\delta' = 0,05 - \frac{\Delta Q^{100}}{1000 \cdot 5,186}$$

$$T \cdot V^{m' - 1} = \text{cost}$$

$$T_4 = T_3 \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{1}{\gamma}}$$

anche prima da un procedimento iterativo

$L_{spina} = 1545 \text{ J}$

per un raggio cilindrico.

$p_{mi} = \frac{L_i}{V_0}$

$p_{mi} = 12,36 \text{ bdr}$

$p_{me} = p_{mi} - p_r$



$$P_r = A_1 + A_2 \left(\frac{m}{m_0}\right)^2 + B_1 \left(\frac{p_{mi}}{p_{m10}}\right) + B_2 \left(\frac{p_{mi}}{p_{m10}}\right) \left(\frac{m}{m_0}\right)^2$$

$100 = 120 \text{ kPa}$

ricambio
fluido motore

$(p_r - p_i) V_0 = 9,61 \text{ kPa}$

$(p_r - p_i) = 7,69 \text{ kPa}$

valore $p_r = 1,05 \text{ Pa}$

e p_i è calcolato per PUNTO 1

$P_r = 110 + 7 = 117 \text{ kPa}$

$p_{me} = 1236000 - 117000 = 1119000 = 11,19 \text{ bdr}$

$$P_u = \frac{p_{me} (i V_0)}{60 m} = \frac{1119000 (i V_0)}{60 m} = 209812 \text{ W} \approx 209 \text{ kW}$$

$$\eta_u = \frac{P_u}{m_b H_i} = \frac{P_{me}}{m_b H_i} = \frac{1119000}{m_b H_i}$$

H_i è costante

m_b è ricambio per ciclo

~~$m_b = \frac{V_{i5}}{V_0/60} =$~~

$$\lambda_{i5} = \frac{m_b}{V_0/60} = 0,3 \quad (i \lambda_{i5}) \frac{V_0}{60} = m_b = 7,8 \text{ g} \text{ o } 12 \text{ g}$$

con $m_b = 13 \text{ g}$ $m_b = \frac{12}{k} = 0,85 \text{ g}$ per un ciclo ciclo.

$$m_b \frac{m}{60 m} = 21,24 \text{ g/rec}$$

$$\eta_u = \frac{P_u}{m_b H_i} = \frac{209000 \text{ W}}{21,24 \cdot 43000} = 0,228$$

$\frac{\text{g}}{\text{rec}}$

N. 3.

$$P_{sp} = L_a \cdot i \cdot \frac{m}{60 m}$$

REQUISITI DI TERMODINAMICA

sistema termodinamico = regione di spazio racchiusa da una superficie di separazione dall'esterno.

può essere aperto $\dot{L}, \dot{Q}, \dot{m} \neq 0$

può essere chiuso $\dot{L} \neq 0, \dot{Q} \neq 0, \dot{m} = 0$

può essere isolato $\dot{L}, \dot{Q}, \dot{m} = 0$

Le equazioni di governo sono:

- conservazione della massa

- conservazione dell'energia

- bilancio spinto di massa

- equazione di stato dei gas perfetti

Scelgo un volume di controllo;

e questo punto applico le tre equaz.

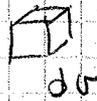
di prima a tale sistema



La massa contenuta nel volume di controllo è conservata

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV + \int_S \rho (\vec{U} \cdot \vec{n}) dA = \phi$$

Se considero un volume infinitesimo dentro la superficie di controllo



$\rho(x, y, z, t)$ la massa è: $\rho dV = dm$

$V = \int_V \rho(x, y, z, t) dV$ e questo integrale cal un ist. chiuso

ma se zona aperta c'è scambio di massa con esterno

$$\int_S \rho (\vec{U} \cdot \vec{n}) dS \quad \left[\frac{\text{kg} \cdot \text{m}^3}{\text{sec}} \right]$$

Quantità di massa che passa in unità di t nell'unità di superficie

Per un flusso stazionario $\frac{d}{dt} = 0$

$$\int_S \dot{Q} dA = \frac{d}{dt} \int_V \rho e_0 dV + \int_S \rho \left(h + \frac{v^2}{2} \right) u_m dA + \int_S \dot{L} dA - \int_S \dot{F} dA$$

\dot{Q} → calore, flusso
 di calore da EXT a INT
 $\frac{d}{dt} \int_V \rho e_0 dV$ → energia totale interna
 ΔE_0
 $\int_S \rho \left(h + \frac{v^2}{2} \right) u_m dA$ → entalpia totale unita di massa
 $h = e + \frac{p}{\rho}$
 $\int_S \dot{L} dA$ → lavoro meccanico
 $\int_S \dot{F} dA$ → lavoro forze esterne

$$m (dh + u du) = d\dot{Q} - d\dot{L}$$

\downarrow
 $m \Delta h_0 = \dot{Q} + \dot{L}$ $\Delta h_0 = q + l$
 $dh_0 = (dh + u du)$

conservazione dell'energia nel caso NONODIC., lavoro meccanico forze esterne

È cambiato il regime dimensionale del lavoro che ora è + re da EXT a INT (per i propulsori)
 Il calore rimane uguale

Per abbiamo l'espressione del gas perfetto $pV = RT$ $p = \rho RT$
 In un gas, e , h , u , h ed entalpia sono funzioni della sola T .

$$e = e(T)$$

e = energia interna

h = entalpia

$$h = e(T) + pV = e(T) + RT = h(T)$$

$$C_V = C_V(T) = \frac{de}{dT} \quad C_P = C_P(T) = \frac{dh}{dT}$$

$$C_P = C_V + R \quad \gamma = \frac{C_P}{C_V} = 1,4 \text{ per l'aria.}$$

2 trasformazioni isentropiche (\square approssimative) $S = \text{cost}$

2 trasformazioni isobare $P = \text{cost}$

da TRASF. ISENTROPICA

$$T ds \geq q$$

$$ds = \phi$$

per isentropica

$$\bullet T ds = dq = de + p du = dh - v dp =$$

$$= dh - \frac{1}{\rho} dp = \phi$$

$$\left(h = c_p T \right)$$

$$c_p \frac{dT}{T} - \frac{1}{\rho T} dp = \phi$$

$$P = R \rho T \rightarrow c_p \frac{dT}{T} - R \frac{dp}{P} = \phi$$

$$c_p \frac{dT}{T} = R \frac{dp}{P}$$

$$\int c_p \frac{dT}{T} = R \int \frac{dp}{P}$$

re $\frac{c_p}{T}$ \approx $\frac{c_p}{T}$

$$c_p = c_p(T) = \text{costante}$$

$$\ln \left(\frac{T_2}{T_1} \right) = \frac{R}{c_p} \ln \left(\frac{P_2}{P_1} \right)$$

$$\text{ma re } c_p = R + c_v$$

$$\frac{R}{c_p} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \quad \left(\text{con } \gamma = \frac{c_p}{c_v} \right)$$

$$\bullet \left(\frac{T_2}{T_1} \right) = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Quindi per una trasformazione isentropica

$$\text{la } T \propto (P)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \text{ e la } P \propto (T)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

TRASF. ISOBARA $P = \text{cost}$

$$T ds = dh - \frac{1}{\rho} dp \xrightarrow{P = \text{cost}} T ds = dh$$

$$T ds = c_p dT \quad c_p \frac{dT}{T} = ds \rightarrow c_p \ln \left(\frac{T_2}{T_1} \right) = (s_2 - s_1)$$

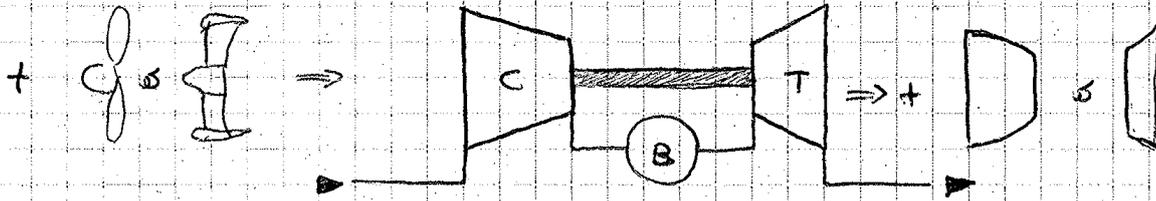
GRANDEZZE TOTALI O DI ARRESTO

Definizione: stato totale o di arresto è lo stato fluidodinamico raggiunto da un fluido quando viene portato ad arrestarsi in maniera adiabatica e reversibile e nessuno che sia stato considerato lavoro

$$\bullet dq = \phi \quad de = \phi$$

TERMODINAMICA DEI PROPULSORI A TURBINA

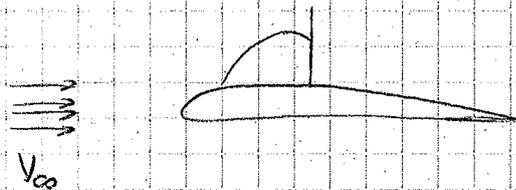
Il padre di tutti i propulsori funzionanti con il ciclo Termodinamico Brayton è il generatore di gas al quale oggi vengono le diverse parti per poterlo, per ottenere le caratteristiche desiderate



oppure lo stesso addizionale per propulsori terrestri

Ma si vogliono il massimo della velocità e del Mach

Il Mach critico è la velocità alla quale si hanno delle zone di Mach = 1 dove il motore ipotetico potrebbe essere



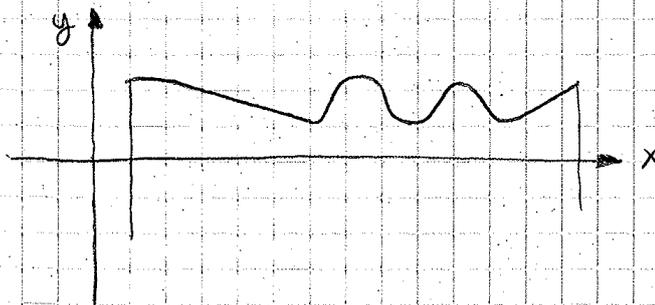
si crea una zona in cui $M > 1$

Si può avere una sola soluzione per aumentare M_{crit}

Dunque per il motore in un certo senso vale questo

discorso:

M_{crit} lo consideriamo un angolo o geometria variabile



Quindi se ho un Mach esterno (M_{∞}) di un certo valore, per esempio 0,8

ho una zona di aria che mi vuole rallentare il flusso

giusto e circa 0,3 M.

Per mantenere $M = COST$ devo aumentare la sezione oltre che ρ aumenta.

Questo vale anche per il gas che la combustione viene fatta per una certa V e non vola.

e lo stesso esperimento * viene quindi a coprire come
 anche un gas dentro un condotto
 ma dove ci sono p, ρ, T, u all'ingresso
 oltre a dover sapere in base al numero di A
 (è noto che stiamo parlando di fluido COMPRESSIBILE)
 determinare la relazione tra u e A

$$u du + \frac{1}{\rho} dp = 0 \quad dp = -\rho u^2 du \quad \frac{dp}{p} = - \frac{\gamma p u^2}{p} \frac{du}{u}$$

$\gamma = \frac{\delta p u^2}{\delta p}$

$$\frac{dp}{p} = - \frac{\gamma u^2}{c^2} \frac{du}{u} = - \gamma M^2 \frac{du}{u}$$

$$\frac{dp}{p} = - \gamma M^2 \frac{du}{u}$$

ci dice come varia p in relazione
 alle u ; se $u \uparrow$ $p \downarrow$

e la Temperatura?

$$c_p dT + u du = 0 \quad dT = -\frac{u}{c_p} du \quad \frac{dT}{T} = -\frac{u}{c_p T} du$$

$$\frac{dT}{T} = -\frac{u^2}{c_p T} \frac{du}{u} \quad \text{ma } c_p = \frac{\gamma}{\gamma-1} R$$

$$\frac{dT}{T} = -(\gamma-1) M^2 \frac{du}{u} \quad \text{se } u \uparrow \text{ la } T \downarrow$$

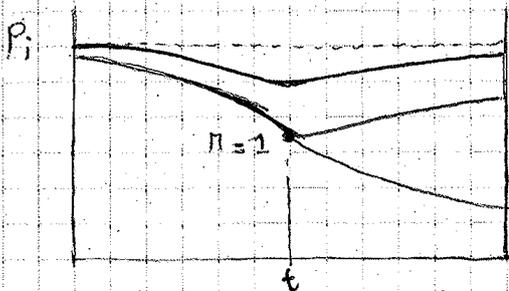
che diventa?

$$\frac{dp}{p} = \frac{dp}{p} - \frac{dT}{T} = -\gamma M^2 \frac{du}{u} + (\gamma-1) M^2 \frac{du}{u}$$

$$\frac{dp}{p} = -M^2 \frac{du}{u} \quad \text{se } u \uparrow \text{ } p \downarrow$$

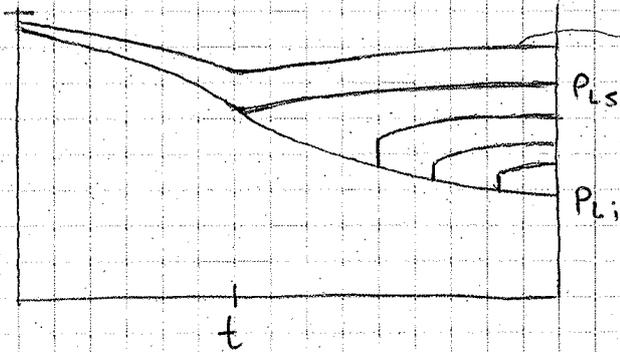
Ed infine la sezione:

$$-M^2 \frac{du}{u} + \frac{du}{u} = -\frac{dA}{A} \rightarrow (1-M^2) \frac{du}{u} = -\frac{dA}{A} \rightarrow (M^2-1) \frac{du}{u} = \frac{dA}{A}$$



vedi disegno Ver-07
 □ pag. 15. ogni parte da qui.

velocità del gas sempre d'uscita



fe equato livello di P_i non
 si viene ancora $M=1$ in t
 tra P_{15} e P_{1i} si creano
 per tutte le P ampere nella
 onde d'urto che riducono la
 P di uscita.

P_{15} è il valore di P che
 in uscita critica la gola
 ma in uscita la sezione flusso subsonica
 tra P_{15} e P_{1i} si ripresenta come accade
 ma a P_{1i} la sua sezione esterne ancora più
 lontana e quindi continua ad espandersi
 c'è però quindi un valore che mi fa fare d'urto
 di urto proprio nella sezione di uscita
 sotto P_{1i} il fluido uscirà sotto espanso ~~ma~~ e si stabilirà
 al di fuori dell'ugello.

La formula in genere è $\rho u A = \dot{m}$ ma la riscriviamo in
 termini totali:

$$\frac{P}{RT} u A = \dot{m} = \frac{P}{\sqrt{RT}} \frac{u \sqrt{\gamma}}{\sqrt{RT} \gamma} A$$

Quindi: $\dot{m} = \frac{P}{\sqrt{RT}} \cdot \sqrt{\gamma} \cdot M \cdot A$

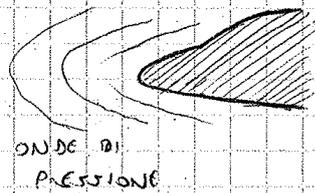
ma $P = \frac{p_0}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{\infty}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$ e $T = \frac{T_0}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{\infty}^2\right)}$

PROSSO D'ONDA.

È il continuo delle onde e serve per rallentare il gas in ingresso. Per il volo subsonico



ma M_i è il Mach di volo? no! perché in campo subsonico la particella sente la presenza dell'area molto prima del suo arrivo e accelera già precedentemente al suo passaggio



Abbiamo che in una situazione di $V_{\infty} = 0$ davanti al nostro si crea un cono divergente ideale

$$\dot{m}_1 = \rho_1 u_1 A_1 = \rho_{\infty} u_{\infty} A_{\infty}$$

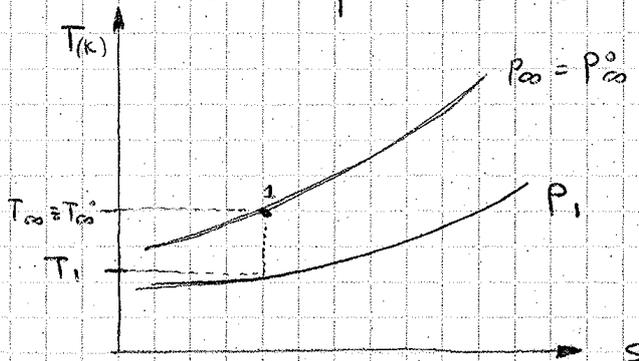
A diagram showing a trapezoidal shape representing a diverging cone, with dashed lines indicating its extension.

Quindi se per una $V_{\infty} = 0$ ho un tubo di flusso immaginario divergente

Quindi:



Quindi a seconda dei modi di volo ho diversi momenti diversi della fase di crisi



1 = punto statico all'ingresso
con $p^0 = T^0$

$$P_0 = P_0^0 \text{ vale se } M = 0$$

Lesione minima si ha per $M=1$

Una grande area di ingresso in ambiente da superficie
 la quota della presa d'aria e quindi Drag elevato
 quindi importo M più alto possibile (0,8 ÷ 0,9)
 lo decide chi progetta il motore

$$T_1 < T_\infty$$

$$P_1 < P_\infty$$

N.B. L'angolo sempre $M_1 = \text{cost}$ per far V_0 alta
 e ciò che cambierà è il numero di flussi ipotici in
 fronte al motore.

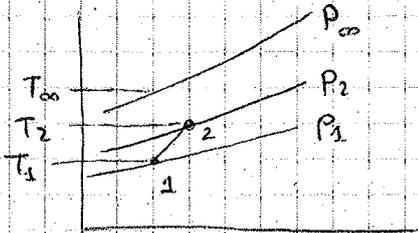
Le condizioni sono le residue di uscita (2)

$$T_2^0 = T_\infty^0$$

$$P_2^0 = P_\infty^0$$

Quindi per sapere il punto statico (T_2 e P_2) sarà sapere
 il motore quale Mach ha importato per la sezione 2.

Solo che mi ricordo il flusso mi aspetta che P_2 e T_2 sono
 maggiori di P_1 e T_1 .



$$\gamma = \phi \quad \theta = \phi \Rightarrow \Delta h^0 = \phi$$

$dS > \phi$ ha un aumento di entropia
 tra 1 e 2

è possibile dimostrare che $dS = \frac{dT^0}{T^0} - \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dp^0}{p^0}$
 applicando al nostro caso di flusso adiabatico.

$$\frac{dT^0}{T^0} = \gamma = \phi$$

$$dS = - \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{dp^0}{p^0}$$

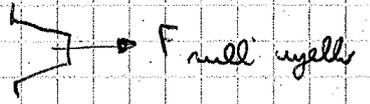
se dS aumenta la $\frac{dp^0}{p^0}$
 deve essere $< \phi$

- 1°) In un flusso IRP adiabatico la p^0 diminuisce sempre
- 2°) In un flusso REV. // la p^0 rimane cost.

$$P_1 U_1 A_1 = P_2 U_2 A_2$$

$\dot{m} (u_2 - u_1)$ = variazione della quantità di moto

La forza che agisce nel condotto è uguale ed opposta a quella che viene respinta e trascinata



Il PARADOSSO: se ugello è fermo comunque

SPERANZA $F_x > 0$

questi non si sta considerando la p_1 e p_2 come pressioni

relative $(P_1 - P_\infty)$

$(P_2 - P_\infty)$

$$\dot{m}_{exit} = \dot{m}_a + \dot{m}_j$$

$$P_\infty u_\infty A_i = \dot{m}_a \quad \text{aria entrante}$$

$$P_e u_e A_e = \dot{m}_e \quad \text{aria gas uscente}$$

\dot{m}_j = gettone carburante

$$\dot{m}_j = P_e u_e A_e - P_\infty u_\infty A_i$$

$$T = \dot{m}_e u_{e0} - \dot{m}_a u_\infty + (P_e - P_a) A_e$$

equazione della spinta (non installata) ma $P_a = P_\infty$

una u_∞ per avere la SPINTA = SPINTA (Vuelo)

Quella NON installata vale circa $5 \div 10\%$ in più.

★ rispondere fino a que prima di proseguire!

3) vedere inoltre i casi seguenti

$$\eta_0 = \eta_{HM} \cdot \eta_P$$

$$\eta_{HM} = \text{rendimento meccanico} = \frac{P_a}{P_{HM}}$$

$$\eta_P = \text{rendimento propulsivo} = \frac{P_{prop}}{P_{utile}}$$

La potenza meccanica è la quantità di calore che il combustibile può fornire durante la combustione

H_i = calore del tipo di combustibile da usare sotto le condizioni di volo

Jet A

Jet B

A, B, ... indicano quali siano gli additivi aggiunti

$$H_i = GS \frac{MJ}{kg}$$

$$P_{HM} = H_i \cdot \dot{m}_f$$

La potenza utile $\frac{1}{2} \dot{m}_e U_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a U_\infty^2$

La potenza propulsiva indica quanto il motore è stato caratterizzato in spinta

$$P_p = T \cdot U_\infty$$

$$\eta_{HM} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m}_e U_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a U_\infty^2}{\dot{m}_f H_i}$$

$$= \frac{(1+\gamma) U_e^2 - U_\infty^2}{\dots}$$

□ vedere nelle slides

$$\eta_P = \frac{T \cdot U_\infty}{\frac{1}{2} \dot{m}_e U_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a U_\infty^2}$$

$$= \frac{(\dot{m}_e U_e - \dot{m}_a U_\infty) U_\infty}{\frac{1}{2} \dot{m}_e U_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a U_\infty^2}$$

$$\eta_P = \frac{2 [(1+\gamma) U_e - U_\infty] U_\infty}{(1+\gamma) U_e^2 - U_\infty^2}$$

per TURBOGETTO $\eta_{HM} = 0,3 - 0,4$ anche vale $0,5 - 0,6$

per un motore TURBOFAN ed è questo il vantaggio

per cui si è optato per i T.FAN.

$U_{\infty} = \varnothing$ al decollo.

Qui sotto la spinta e quindi $\dot{m} g u_e$ vale $T = \dot{m} a U_e$

una volta da questa equazione $\frac{T}{\dot{m} a} = (1+g) U_e$

vedo che il rapporto con T_{max}

maggiore al decollo è quello con U_e più elevato

ma è realistico?

$$K_{H_i} = \frac{1}{2} \dot{m} a U_e^2 / \dot{m} g H_i \quad \leftarrow \text{A UNTO FISSO}$$

$$= \frac{\dot{m} a U_e U_e}{\dot{m} g H_i} = \frac{T U_e}{2 \dot{m} g H_i} \Rightarrow T = \frac{2 K_{H_i} \dot{m} g H_i}{U_e}$$

Quindi $T \propto \frac{1}{U_e}$ è più conveniente avere U_e in volo con U_e basso.

Nei turbolince la U_e più bassa è la migliore.

Per esempio se la pista è breve, mi è più utile un turbolince rispetto ad un turbolince, ed è anche più efficiente

CONSUMO SPECIFICO

Se poi voglio calcolare il consumo in un punto

o il peso dell'aereo: W

$$\frac{dW}{dt} = -\dot{m} g \cdot g = -g \frac{\dot{m} g}{T} T = -g \cdot TSFC \cdot T$$

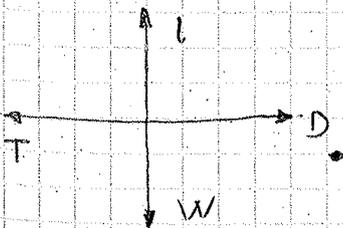
Consumo specifico

$$\frac{dW}{W} = -g \cdot TSFC \cdot \frac{T}{W} dt$$

vale che $dt = ds / U_{\infty}$

$$\frac{dW}{W} = -g \cdot TSFC \cdot \frac{T}{W} \frac{ds}{U_{\infty}} \quad \frac{dW}{W} = -g \cdot TSFC \cdot \frac{1}{E} \frac{ds}{U_{\infty}}$$

per un tratto rettilineo uniforme



$$\frac{T}{W} = \frac{D}{L} = \frac{1}{E} = \frac{C_D}{C_L}$$

Per capire questi numeri nelle capire il cdv Jule Brylson

$$P^0_3 = \beta P^0_2 \quad \begin{pmatrix} T^0_3 \\ T^0_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} P^0_3 \\ P^0_2 \end{pmatrix} \frac{\delta-1}{\delta} \quad T^0_3 = T^0_2 \beta \frac{\delta-1}{\delta}$$

$$P^0_6 = P^0_3$$

$$P^0_5 = P^0_2$$

$$\begin{pmatrix} T^0_5 \\ T^0_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} P^0_5 \\ P^0_4 \end{pmatrix} \frac{\delta-1}{\delta} = \frac{1}{\beta \frac{\delta-1}{\delta}}$$

$$L_u = Q_e - Q_u \quad (\text{entrate} - \text{uscite})$$

$$L_u = L_T - L_c$$

e, parlando del primo principio della Termodinamica

$$\delta L + \delta q = \delta h^0 \quad \phi \delta L + \beta \delta q = \phi \delta h^0$$

$$\phi \delta L = L_c + \phi - L_t + \phi \quad +$$

$\begin{matrix} \text{ha } 203 & 304 & 405 & 502 \end{matrix}$

$$+ \phi \delta q = \phi + Q_e + \phi - Q_u = \phi$$

$\begin{matrix} 203 & 304 & 405 & 502 \end{matrix}$

$$L_T - L_c = Q_e - Q_u$$

$$L_c = h^0_3 - h^0_2$$

$$-L_T = h^0_5 - h^0_4$$

$$L_T = h^0_4 - h^0_5$$

$$Q_e = h^0_4 - h^0_3$$

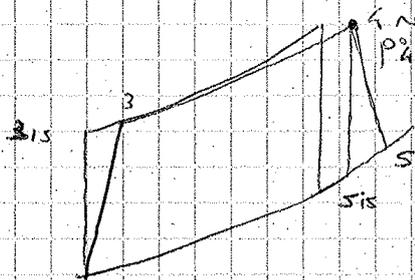
$$Q_u = h^0_5 - h^0_2$$

Il rendimento termodinamico del cdv Jule Brylson vale:

$$\eta_{te} = \frac{L_u}{Q_e} = \frac{Q_e - Q_u}{Q_e}$$

$$\eta_{te} = 1 - \frac{Q_u}{Q_e} = 1 - \frac{h^0_5 - h^0_2}{h^0_4 - h^0_3}$$

Nel ciclo Brayton reale, considerando le perdite da compressione non nasce più in una isentropia ricorrendo a β e T_2^* non infatti non in caso reale e ideale, nel reale s diventa s_{1s} e S diventa S_{1s}



cioè stati differenti entropia dovuta la compressione $T_3 > T_{3s}$ dovuto ai fenomeni di attrito

$\epsilon_b =$ si stabilisce un rapporto di perdita percentuale

$$\epsilon_b = \frac{p_4^* - p_3^*}{p_3^*} \quad (2 \div 3\%) \quad \epsilon_b \approx 0,96$$

Usare sempre a T_2^* ma ad una $p_4^* < p_3^*$

1. Seguire una tendenza:

- rendimento del compressore: $\eta_{dc} = \frac{L_{ci}}{C_{co}}$
- rendimento della turbina: $\eta_{at} = \frac{L_{ti}}{L_{ti}}$

$\eta_{dc} < \eta_{at}$ di norma.

↓ ↓
 quasi tutti sopra lo 0,9
 tutti sotto lo 0,9 $\Rightarrow (0,85 - 0,87)$

Allora ci poniamo la determinazione di punto 3 ed il punto 5

$$\eta_{dc} = \frac{h_{3s}^* - h_2^*}{h_{3reale}^* - h_2^*} \approx \frac{T_{3s}^* - T_2^*}{T_3 - T_2^*}$$

$$T_3^* = T_2^* + \frac{T_{3s}^* - T_2^*}{\eta_{dc}}$$

$$T_{3s}^* = T_2^* \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad \frac{T_3^*}{T_2^*} = 1 + \frac{1}{\eta_{dc}} (\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)$$

η_b = rendimento di combustione (99 circa)

$$\eta_b \int H_i = (1 + f) h^{\circ}_4 - h^{\circ}_3$$

$$f = \frac{h^{\circ}_4 - h^{\circ}_3}{\eta_b H_i - h^{\circ}_4} \approx \frac{T_4 - T_3}{\frac{\eta_b H_i}{C_p} - T_4}$$

È l'unico caso che non considero il entalpia in entrata del gas, maggiore per causa del preriscaldamento.

RAMJET - SCRAMJET

sempre solo un livello ipermentale, si prende un riferimento

fuori dal riferimento: sempre $\pi = 3/4$

o usa Sc-71 (che si un ibrido)

Lo schema del RAMJET è:



$$\frac{T}{m_2} = \left[(1+f) U_3 - U_{\infty} + A_3 \frac{(P_3 - P_{\infty})}{m_2} \right]$$

5 = uscita dell'ultima turbina

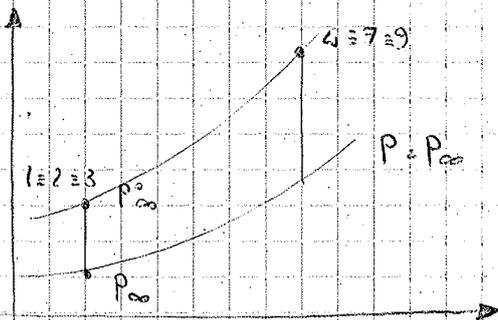
6 = entrata in AB

7 = uscita da AB

8 = uscita dai gas ugelli

9 = uscita da ugelli

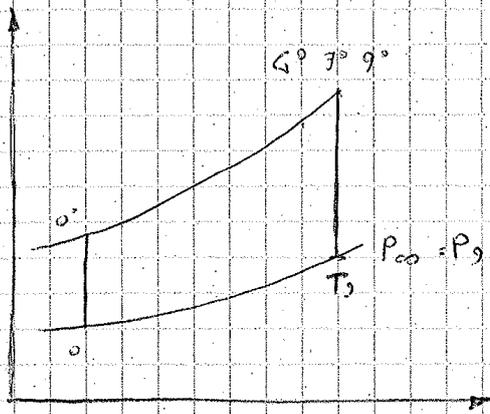
$$\frac{m_f}{T} = TSFC$$



$$P^{\circ}_8 = P_{\infty} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \pi_{\infty}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$T^{\circ}_8 = T_{\infty} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \pi_{\infty}^2 \right)$$

Per tutti i punti interni al motore si usano le grandezze totali, mentre che per la presa e per l'ugello si considerano le grandezze statiche cui riesce ad identificare il caso J.B. Teni in mente tutto su una linea.



Come si può vedere infatti la
 temperatura varia in $p^\circ = \text{cost}$

Quanto al flusso di massa
 varia nell'ugello, per quindi
 $g^\circ = 7^\circ = 6^\circ$

$T_3 = T_4$

$$T_3 = \frac{T_4}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2\right)}$$

~~$$U_\infty = M_\infty \sqrt{\gamma R T_\infty}$$

$$M_3 = M_\infty \sqrt{\gamma R \frac{T_4}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2\right)}}$$~~

Allora, facciamo
 queste ragionamenti che
 segue:

CON UGELLO ADATTATO $\rightarrow p_e = p_\infty \Rightarrow M_e = M_\infty$

$$U_e = \frac{C_e}{C_\infty} U_\infty = \sqrt{\frac{T_0}{T_\infty}} U_\infty$$

$$M_e = M_\infty \Rightarrow M_3 = M_\infty \quad U_3 = \sqrt{\frac{T_3}{T_\infty}} U_\infty$$

$$\frac{T_3}{T_\infty} = \frac{T_4}{T_1}$$

$$\rightarrow U_3 = \sqrt{\frac{T_0^4}{T_1}} U_\infty$$

~~$$\rightarrow M_3 = M_\infty \sqrt{\gamma R \frac{T_4}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2\right)}}$$~~

Inoltre, se è noto, nella gamma della spinta specifica
 e nella gamma del numero specifico amaro la
 "f" ... allora si cerca di calcolare quanto vale f.
 Si sa già, come fatto in precedenza con un eloncio

uguale alla T° in zone combinate e non possono più spiegare la combustione stessa

La stessa natura $M=1$ concerne una spinta molto buona e solo molto tra $3 < M < 4$

Si vede in tutto, nel precedente grafico, il consumo specifico

Per il RAZJET reale le trasformazioni non sono ideali e IRREVERSIBILI.

Abbiamo 3 coefficienti di perdita:

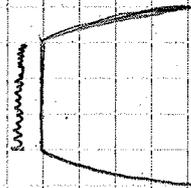
- uno è nella fase di aria $E_d = \frac{P_2^\circ}{P_1^\circ} < 1$
 dovuto alla resistenza dell'aria \rightarrow nel turbogetto
 circa 10-12%

nel RAZJET è dovuta alle onde d'urto presenti nella fase d'aria che non sono altro che limitati di spessore

E_d nel RAZJET è funzione di M_{02} e di geometria della fase d'aria (può variare anche a 0,4 - 0,7)

$$E_d = \frac{P_2^\circ}{P_1^\circ} = E_{d \text{ VISCOSITA}} \cdot E_{d \text{ COMPRESSIBILITA}}$$

La perdita di aria peggiora e la resistenza fa che il vento turbato è nella e portabile ed è la più sintomatica perche tutta l'energia cinetica in questo caso è anche ottenuta aumenti di Q_{max} .



- $E_b =$ perdita nel combustore $\frac{P_2^\circ}{P_3^\circ} \approx 0,97$

- $E_m =$ perdita in ugello $\frac{P_3^\circ}{P_4^\circ} \approx 0,97$

vediamo come evolve il ciclo termodinamico.

L'aria viene in fase d'aria e viene rallentata
 della fase d'aria perché il compressore per essere
 efficace deve lavorare con una $V_{00} \approx 0,3 \div 0,6 M$
 Il COMP. è esistente nella turbina che viene rubata
 Cole scappo e non entra nella spinta.

$\frac{T}{m \cdot s}$ TSFC η_{th} η_p η_a

Tramite non sono più usati per il rimpasto e il consumo
 Nel motore non sono usati a pieno carico perché il
 compressore può essere più stretto (diversi in più versioni)
 ed essere inerte che T non è molto elevato

~~$\frac{T}{m \cdot s}$~~

esempio: B-52

$$\dot{m} = \rho U A$$

per scegliere la fase d'aria considero $\dot{m} = \text{cost}$
 Nel compressore ρ ρ aumenta e \dot{m} è cost. allora la
 A deve diminuire; stesso caso, interna, nella turbina.
 Le sono in fase $z = \phi$ $\left\{ \begin{array}{l} P_{00} \\ T_{00} \end{array} \right.$
 di decollo $M_{00} = \phi$

Dal momento al decollo, in realtà, è l'unico momento in cui
 non vengono usate le sensazioni standard della pressione e
 della temperatura.

Il motore è perché ci sono giunte calde, fredde,
 unisce le teste e quindi le prestazioni cambiano
 notevolmente.

CALDO + UNDO

la situazione peggiore