



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 2026A -

ANNO: 2016

A P P U N T I

STUDENTE: Donati Francesca

MATERIA: Motori per aeromobili (teoria + esercitazione) - Prof
Pastrone Casalino

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.**

Prestazioni e progetto

Definisco spinta specifica $I_s = \frac{S}{\dot{m}_i}$ ^{spinta unita standard} → do informazioni sulle ~~prestazioni~~ dimensioni del motore (dipende dalla portata in ingresso)

Nel caso dei turbofan Po due flussi → quindi due spinte specifiche
 $(I_s)_f = \frac{S}{\dot{m}_{if}}$
 $(I_s)_c = \frac{S}{\dot{m}_{ic}}$ $\mu = \frac{\dot{m}_{if}}{\dot{m}_{ic}} \Rightarrow$ by-pass ratio rapporto tra portata fredda e calda

TSFC → consumo specifico della spinta $q_s = \frac{\dot{m}_{ib}}{S}$ → massa combustibile
 se definisco $\alpha = \frac{\dot{m}_{bc}}{\dot{m}_{ib}}$ → $q_s = \frac{\alpha \dot{m}_{ic}}{S}$ → $q_s = \frac{\alpha}{(I_s)_c}$ → [più energia calda con meno combustibile dovrà usare]

faccio gli stessi ragionamenti per la potenza:

definisco $L = \frac{P}{\dot{m}_i}$ la potenza specifica e $q_p \Rightarrow$ BSFC consumo specifico di potenza $\frac{\dot{m}_{ib}}{P} = q_p$ BSFC

Le prestazioni dipendono molto dalle U e = 0 ≠ da 0

se $U \neq 0$ $P_N = \frac{S \cdot U}{\eta_e}$ con $\eta_e = \frac{S \cdot U}{P_E}$

se $U = 0$ non posso introdurre η_e e sono $P_N = \left(\frac{P}{S}\right)_E \cdot S$

SPINTA NETTA STANDARD

$$S = (S_f)_e - (S_f)_o = \dot{m}_e w_e + A_e (p_e - p_o) - \dot{m}_i U + A_o (p_o - p_e)$$

ipotesi uguali ad alto $p_o = p_e$ $S = \dot{m}_e w_e - \dot{m}_i U$
 e $\dot{m}_e \approx \dot{m}_i \rightarrow S = \dot{m}_i (w_e - U)$

la potenza cinetica è definita come $P_c = \frac{1}{2} (\dot{m}_e w_e^2 - \dot{m}_i U^2)$

con $\dot{m}_e = \dot{m}_i$ allora $P_c = \frac{\dot{m}_i (w_e^2 - U^2)}{2} = \frac{\dot{m}_i (w_e - U)(w_e + U)}{2} \Rightarrow P_c = \frac{S (w_e + U)}{2}$

↑ U ↑ P_c ↑ consumi (è preferibile uso P_c piccolo)

ma per avere P_c piccolo potrai diminuire w_e ! w_e è legata alla spinta
 $\downarrow w_e \downarrow S$ $S = \dot{m}_i (w_e - U)$ $w_e > U$

quindi posso abbassare w_e (mantenendola $> U$) ed aumentare la spinta aumentando \dot{m}_i

SPINTA NETTA STANDARD E RESISTENZA ADDIZIONALE

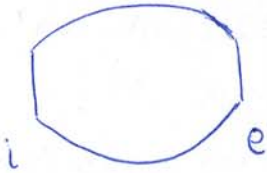
4

Negli esreattori viene considerato il flusso che circonda il motore, quindi è più complicato degli aereoreattori definire la spinta.

Negli aereoreattori bisogna calcolare la spinta considerando il solo flusso uscente.

Negli esreattori si valuta il motore con la spinta netta standard.

Si considera un caso monodimensionale con unico flusso entrante ed uscente.



$$(SF)_e = \dot{m} u_e + A_e (p_e - p_a) \rightarrow \text{stream force usata}$$

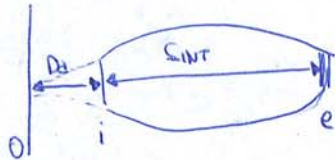
$p_a = \text{press amb}$

Del momento che preferiamo avere dall'esterno il dato una stream force entrante.

Viene definito la spinta interna S_{INT} come

$$(SF)_e - (SF)_i = S_{INT}$$

Soltanto si ragiona con



$0 =$ sezione indisturbata a monte

D_a è la resistenza addizionale

$$D_a = (SF)_i - (SF)_0 > 0$$

La spinta netta standard è definita come $S = D_a + S_{INT} = (SF)_e - (SF)_i + (SF)_i - (SF)_0$

$$(SF)_e - (SF)_0 = \dot{m} u_e + A_e (p_e - p_a) - \dot{m} U - A_0 (p_0 - p_a)$$

$U = \text{velocità flusso a } 0$
 $\leftarrow 0 \text{ forza estera}$

La resistenza addizionale è risultata dai contributi degli sforzi sulla parete del tubo di flusso entrante.

$$D_a = (SF)_i - (SF)_0 = \int_{A_0}^A (p - p_0) dA_x$$

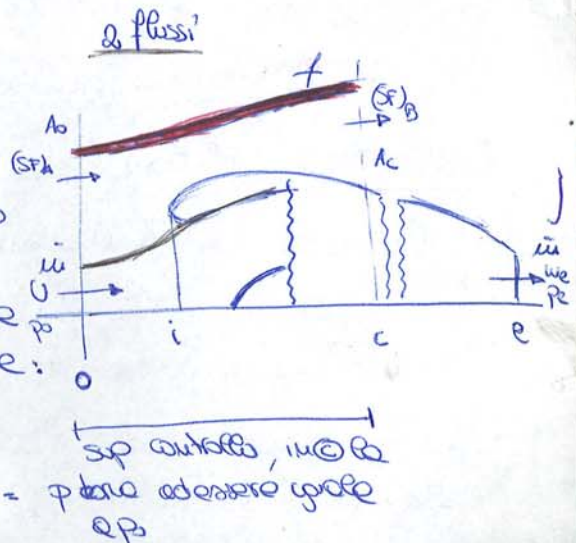
La sup di controllo è attraversata dal flusso che passa internamente al propulsore e da un flusso convogliato dal generico tubo di flusso f.

Si avrà che in ogni condizione di una data sezione c il flusso riguarda tutta la circonferenza di parete:

$$(SF)_{0,est} = (SF)_{c,est}$$

Applicando Teo qdum $(SF)_e + (SF)_{cat} - (SF)_0 - (SF)_{c,est} = p \text{ area ad estere } qdum$

$$= (SF)_e - (SF)_0 = S$$



• NB se flusso reversibile la velocità in c = U

PRESSIONE D'ARIA

(2)

Il consumo della pressione d'aria è quello di fare da interfaccia tra ambiente esterno ed il primo componente del motore.

Dei motori fornire al propulsore una portata d'aria ed un Mach definito (questo perché i compressori attuali gestiscono bene $M=0.5$ a monte che verrà abbassato a 0.2 prima del combustore dove scende e raggiunge $M=1$)

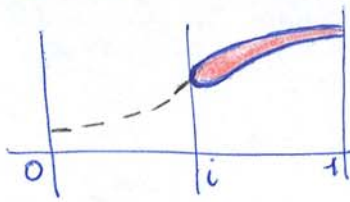
Quindi se stazionando ad alta velocità la presa rallenterà il flusso mentre se vola a basse velocità non dovrà intervenire, le prese minimizzano inoltre perdite di peso e distorsioni del flusso.

Per valutare le prestazioni di una presa devo analizzare efficienza e coeff di portate.

Prese subsoniche

Prese hanno due condizioni $\left\{ \begin{array}{l} \text{rifluito } (M_0 > M_1) \text{ (crisis)} \\ \text{non rifluito (take-off)} (M_0 < M_1) \end{array} \right.$ D = condizione monte
i = ingresso presa
1 = uscita presa

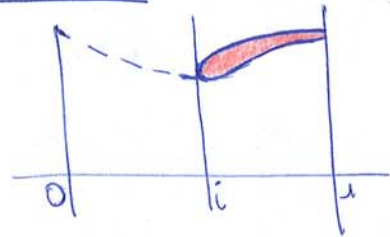
Rifluito



In questo caso il Mach di volo è maggiore di quello richiesto.
Il flusso rallenta fino a condizione i (comprimendosi); all'interno della presa le perdite dovute agli attriti e si continua a comprimere da i ad 1.

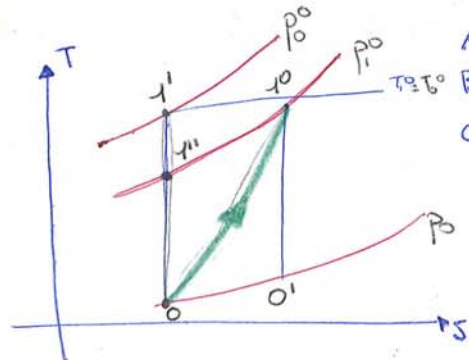
Si conserva la temp totale $T_0 = T_1$ ($T_0 \neq T_1$) ma $p_1 < p_0$ (le grandezze totali sono le grandezze che variano se il flusso si arresta in modo isentropico in un tubo di Pitot, ecc) a causa degli attriti

Richiamo



In questa situazione abbiamo $M_0 < M_1$ ($M_0 = 0$, velocità fino a condizione limite di minimo velocità)
Qui $T_0 = T_1$
Il flusso accelera da 0 a i isentropicamente poi rallenta e si comprime fino ad 1.

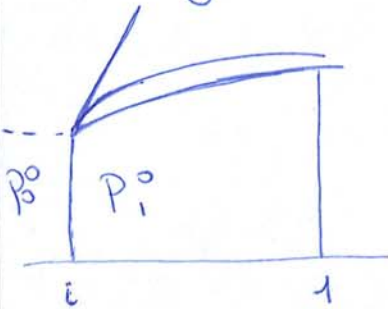
Diagramma Ts



- A: $\overline{0-1}$ = processo ideale isentropico
- B: $\overline{0-1''}$ = processo isentropico nel caso reale
- C: $\overline{0-1'}$ = salto relativo alla compressione se lo stesso flusso più caldo rispetto a B

Prese supersoniche (compressione esterna)

Pitot: presa a compressione esterna che presenta un bordo normale all' M_∞ grosso.



on design

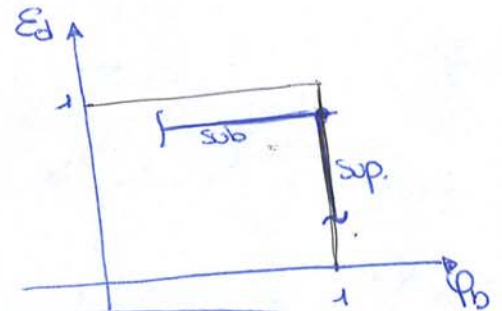
$$D_a = 0$$

$$\phi_D = 1 \quad \text{funzione unitaria critica}$$

devo ottenere $M_1 \approx 0.5$ all'ingresso del compressore

off-design

- Ⓐ vario ϕ_D manovella con $M_0 = \text{cost}$
- Ⓑ vario M_0 e manovella manovella costante
- Ⓒ vario ϕ_D manovella



• M_1 diminuisce \rightarrow sub critico

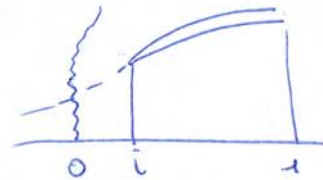
$E_d < 1$, perché B un'orto

Se di un'orto celli ϕ_D bisogno di minor portata corretta. $\phi_D < 1$

$M_i < M_{i0}$ M_i diminuisce di conseguenza ad M_1 è migliore del work a valle dell'orto.

luzia a con primare prima quindi ϕ_D condizione di rifiuto.

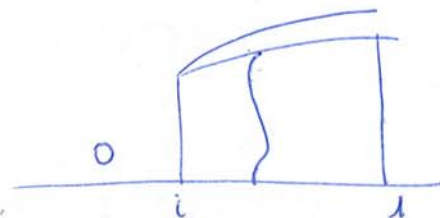
Da questo che $A_0 < A_i$



• M_1 aumenta

ϕ_D presa supersonica più sottile rifiutare non non richiudere quindi se aumento M_1 posso avere portata max ~~cella~~ $u_i = u_{i0} \rightarrow \phi_D = 1$ aumentando u_i $P_i \downarrow$ quindi $E_d \downarrow$.

ho l'orto spostato internamente alla presa perché $P_i < P_{i0}$



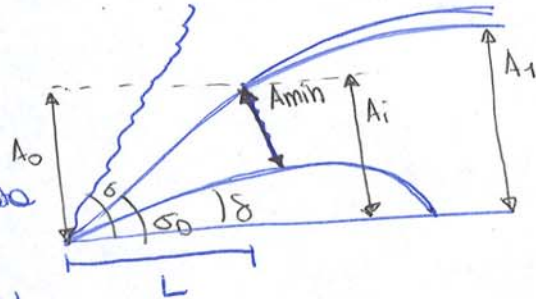
Compressione esterna + rampa prominente

La presa di Pitot è molto dissipativa e lavora bene fino a $M_0 \approx 1.5$.

Se per valori di Mach maggiori devo studiare la presa e forse lavorare anche ad altri Mach \rightarrow USO UNA RAMPA PROMINENTE

Faccio avvenire la compressione con più urti ma dissipativi (urto obliquo + urto retto)

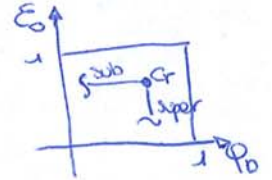
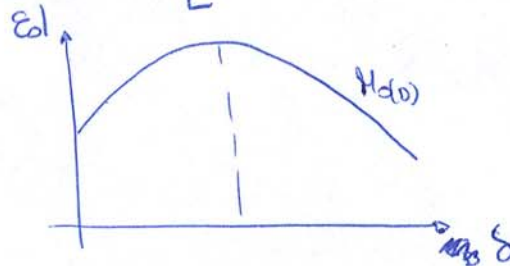
5 inclinazione che dovrebbe avere l'urto per convogliare massima portata ($M_0 = A_1$) $q_0 = 1$



Per prima cosa devo valutare delta

Si può dimostrare che

$$\sqrt{V(M_0, \delta)} \propto \left| \frac{d\delta}{dM_0} \right| \max \epsilon_D$$



$$A = Rb$$

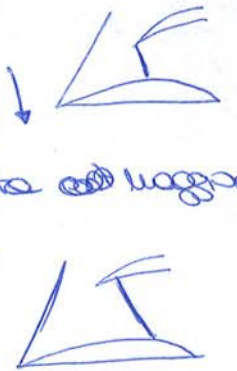
$$A_i = L \cdot \tan \sigma_0 \cdot b \rightarrow R_i b = L \tan \sigma_0 b \quad L = R_i c \tan \sigma_0$$

$$q_0 = \frac{A_0}{A_i} = \frac{R_0}{R_i}$$

anche qui $\left. \begin{matrix} \textcircled{a} \text{ variazione manetta con } M = \text{cost} \\ \textcircled{b} \text{ variazione } M_0 \end{matrix} \right\} \text{ come Pitot}$

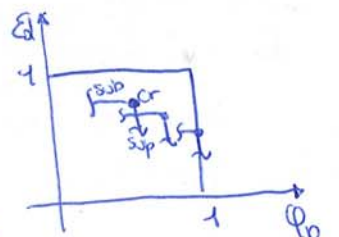
a) vena di manetta

- M_0 di cui misce \rightarrow di cui misce portata corretta quindi $q_0 \downarrow$
- M_0 aumenta \rightarrow portata $m_0 = m_0 \cos$ (non passare portata maggiore di quella antica) quindi $q_0 \downarrow$ $q_0 = q_{0cr}$



b) vena M_0

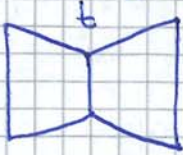
- M_0 aumenta \rightarrow urto più forte, maggiori perdite ed inclinazione urto obliquo \downarrow $q_0 \uparrow$
- M_0 di cui misce \rightarrow urto si sposta prima della rampa (il comportamento di Pitot)



Convergente - Divergente / Kautrowitz - Donaldson

Se voglio un dato M_0 potrei aver bisogno di più rampe \rightarrow NO, disippo troppo.

Come strategia è passo dato rampe ed un convergente - divergente



passo dal super al sub ma dipende da

- geometria
- Mach
- ρ_0
- innesco/disinnesco

INSTABILITÀ: ipotizzo urto nel con
vergente (lo si sposta verso il con)
della perturbazione ρ_0 \uparrow
to di ρ per un aumento di portata
più nel convergente

Disinnesco ρ_0 un urto esterno

Per $M_0 < M_{0D}$ \rightarrow n. flutto di portata
avendo n. flutto $\rho_0 < 1 \rightarrow$ urto esterno

perché aumento $M_0 = M_{0D}$ non avrei innesco perché $\rho_0 < \rho_{0D}$



$$\frac{A_t}{A_c} = \frac{f(M_{0D})}{f(1)} < \frac{f(M_0)}{f(1)}$$

pitot

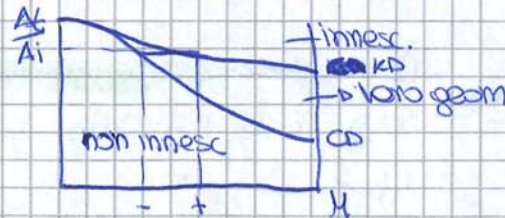
Per innesco devo avere l'urto sulla bocca d'ingresso (con la nozzetta)

definisco un $M_{0II} \rightarrow$ Mach necessario ad avere urto sulla bocca

$$M_{t=1}$$

l'unica presa che lavora così è la Kautrowitz - Donaldson

$$\left(\frac{A_t}{A_i}\right) = \frac{1}{E_d} \left(\frac{A_t}{A_c}\right)_{CD}$$



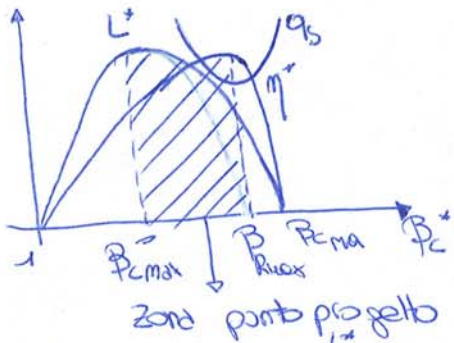
Quando l'urto è sulla bocca, può essere ingiusto ed avvicinato alla gola (diminuendo M_1) così da avere innesco urto migliore. Non avere urto troppo vicino alla gola non va bene perché alla minima perturbazione viene espulso e la presa si disinnesca.

innesco - aumentando $M_0 > M_{0II}$ con fissata geometria

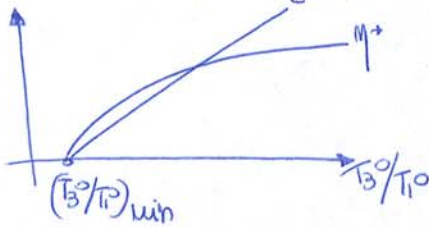
o variando la geometria aumentando A_t

turbomotore / turboshaft monomotoro / birotore

P_c e $T_3^0 \rightarrow$ parametri di progetto



minimo q_3 max rendimento
max L minor peso



prestazioni turboshaft monomotoro (off design) $\Gamma_{T-N} \approx \frac{T_3^0}{T_1^0}$

Anche qui: on-design conosciamo P_c e T_3^0
definisco $P_c = \text{pot compressore}$ e $P_t = \text{pot turbina}$

~~Equation~~ $P = P_t \eta_m - \frac{P_c}{\eta_m}$

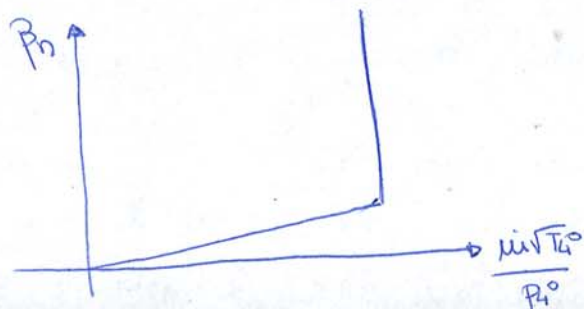
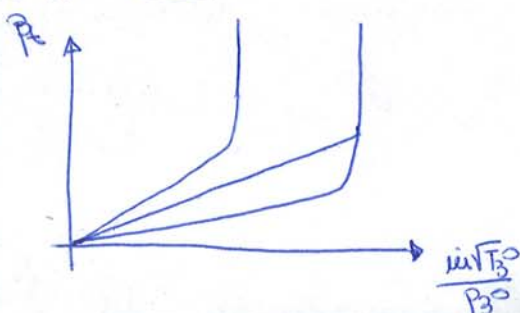
$$P = \eta_m \dot{m} C_p \eta_t T_3^0 \left(1 - \frac{1}{P^{1/\gamma}} \right) - \frac{\dot{m}}{\eta_m} \cdot \eta_c \cdot C_p T_1^0 \left(P^{1/\gamma} - 1 \right) \quad \text{ricavo pot corretta}$$

$$P_{corr} = \frac{P}{\sqrt{T_1^0 P_1^0}} = \eta_m \eta_t \cdot \frac{\dot{m}}{\sqrt{T_1^0 P_1^0}} \cdot T_3^0 \left(1 - \frac{1}{P^{1/\gamma}} \right) - \frac{\eta_c}{\eta_m} \cdot \frac{\dot{m}}{\sqrt{T_1^0 P_1^0}} C_p T_1^0 \left(P^{1/\gamma} - 1 \right)$$

$$= \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \left[\eta_m \eta_t \frac{C_p T_3^0}{T_1^0} \left(1 - \frac{1}{P^{1/\gamma}} \right) - \frac{\eta_c}{\eta_m} C_p \left(P^{1/\gamma} - 1 \right) \right]$$

Tutti termini qui sotto solo ad usare la mappa della turbina e dell'elica

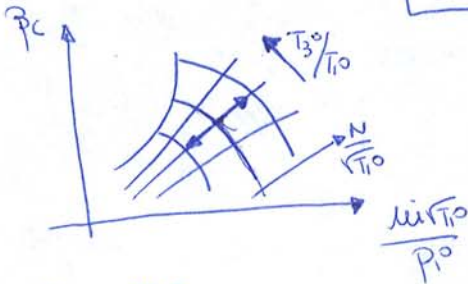
mappe ① ②



funzionamento turbomacchine al variare della macchina

analizziamo il funzionamento variando la macchina con $M_0 = \text{cost}$

$$P_{corr} = \frac{P}{\sqrt{T_0} P_0} = \frac{u \sqrt{T_0}}{P_0} \left[\underbrace{\frac{1+d}{d} \eta_m \eta_c \rho \frac{T_3^0}{T_1^0} \left(1 - \frac{1}{\beta_c^{0.25}} \right)}_{K_1} - \underbrace{\frac{c_p}{\eta_c} \left(\beta_c^{0.25} - 1 \right)}_{K_2} \right]$$



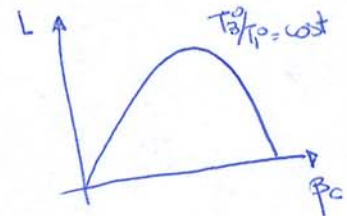
① Fisso $\frac{T_3^0}{T_1^0}$

$$\frac{N}{\sqrt{T_0}} \uparrow \quad \frac{u \sqrt{T_0}}{P_0} \uparrow \quad \beta_c \uparrow$$

$$\frac{N}{\sqrt{T_0}} \downarrow \quad \frac{u \sqrt{T_0}}{P_0} \downarrow \quad \beta_c \downarrow \rightarrow \text{pompeggio}$$

$\beta_0 \beta_c \sim \beta_c$ se $\beta_c \uparrow$ allora $\beta_0 \uparrow$

$$\frac{u \sqrt{T_0}}{P_0} \left[K_1 \left(1 - \frac{1}{\beta_c^{0.25}} \right) - K_2 \left(\beta_c^{0.25} - 1 \right) \right]$$



→ segue l'andamento del lavoro

② Fisso $\frac{N}{\sqrt{T_0}}$

$$\frac{T_3^0}{T_1^0} \uparrow \quad \frac{u \sqrt{T_0}}{P_0} \downarrow \quad \beta_c \sim \text{cost} \quad \text{quindi } \beta_c = \text{cost}$$

$$\frac{T_3^0}{T_1^0} \downarrow \quad \frac{u \sqrt{T_0}}{P_0} \uparrow \quad \beta_c \downarrow \text{ diminuisce}$$

se $\beta_c = \text{cost}$ e $\beta_c = \text{cost}$ aumento percentuale $\frac{d\beta_c}{\beta_c}$ ~~cost~~ aumento lineare



③ ipotizzando turbina critica e scrivendo la portata so che

$$\frac{u \sqrt{T_3^0}}{P_3^0} = \frac{u \sqrt{T_0}}{P_0} \cdot \frac{P_0}{P_3^0} \cdot \frac{P_0}{P_3^0} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_0}} \propto \sqrt{\frac{T_3^0}{T_0}} \quad \text{quindi } \frac{P}{\sqrt{T_0} P_0} = a \sqrt{\frac{T_3^0}{T_0}} - b \sqrt{\frac{T_0}{T_3^0}}$$

$$\frac{dP}{d(T_3^0/T_0)} \gg 0 \quad \text{se } \uparrow T_3^0/T_0 \quad P \uparrow$$

TURBOGETTO

Fornisce spinta con potenze!

motore aereo
barbero

Nel caso del motore aereo da:

• analizzare la linea di funzionamento (turbogetto) / working line con ugello

~~...~~

- sezione di gola
- prestazioni corrette
- effetto uschi sulla spinta

① linea funzionamento + working line

senza ugello

Ⓢ

scelgo dalla mappa del compressore una iso $\frac{N}{\sqrt{T_1^0}}$ e cui corrisponde una certa $\frac{T_3^0}{T_1^0}$. nuovo lo portata e applico la conservazione compressore - turbina

$$\frac{u \sqrt{T_3^0}}{P_3^0} = \frac{u \sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \cdot \frac{P_1^0}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_3^0} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}}$$

\downarrow

da questa portata corretta sulla mappa della turbina Ⓢ nuovo P_t .

Andamento delle turbine a gas (conservazione potenza)

con ugello

~~...~~ conservazione portata

$$\frac{u \sqrt{T_4^0}}{P_4^0} = \frac{u \sqrt{T_3^0}}{P_3^0} \cdot \frac{P_3^0}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_1^0} \cdot \sqrt{\frac{T_4^0}{T_3^0}}$$

\downarrow

ugello ontico

Ⓢ turbine barbero

portata corretta $P_{st} +$

$P_t P_{ss}$

~~...~~ ugello non adattato

$$P_{st} = \frac{P_4^0}{P_3^0} = \frac{P_4^0}{P_3^0} \cdot \frac{P_3^0}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_1^0} \cdot \frac{P_1^0}{P_0^0} \cdot \frac{P_0^0}{P}$$

\downarrow

engine pressure ratio EPR

$EPR = \frac{P_2^0}{P_1^0}$ • capacità del motore di fornire flusso in pressione all'oggetto.

$$S_g = \dot{m}_e w_e + A_e (P_e - P_a)$$

$$\frac{\dot{m}_e \cdot \sqrt{T_4^0}}{P_2^0 A_e} = \text{cost} \quad \bullet \quad \dot{m}_e = \frac{P_2^0 A_t}{\sqrt{T_4^0}} \cdot K_m$$

• $w_e = \sqrt{\gamma R T_4^0}$ ma essendo l'oggetto adiabatico $T_4^0 = T_e^0$

quindi $w_e = \sqrt{\gamma R T_4^0} = K_w \sqrt{T_4^0}$

• $P_e = \frac{P_e^0}{P_{er}} = \frac{P_2^0}{P_{er}} = K_p P_2^0$

quindi $S_g = \frac{P_2^0 A_t \cdot P_2^0}{\sqrt{T_4^0}} K_m \cdot K_w \sqrt{T_4^0} + A_t (K_p P_2^0 - P_a)$

$$S_g = A_t P_2^0 (K_m K_w - K_p) - P_a A_t$$

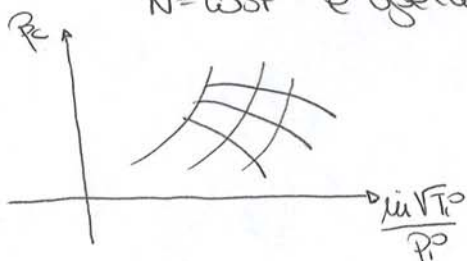
$$\frac{S_g}{P_1^0 A_t} = \frac{P_2^0}{P_1^0} (K_s) - \frac{P_a}{P_1^0} \rightarrow EPR K_s - \frac{P_a}{P_1^0}$$

④ EFFETTO MACH SPINTA NETTA

la spinta e funzione di Mach, Mach e quota

ipotesi $M_0 = \text{cost}$ $z = \text{cost}$

$N = \text{cost}$ e oggetto critico



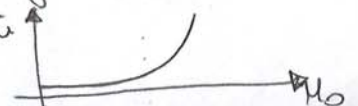
aumento M_0 , aumento T_1^0 quindi $\frac{N}{\sqrt{T_1^0}} \downarrow$
 diminuito M_0 , diminuito T_1^0 aumento $\frac{N}{\sqrt{T_1^0}}$

$S = \dot{m} (w_e - U)$ se spinta netta con $w_e < U$

• Effetto Mach sulla portata

$$\dot{m} \propto \frac{P_1^0}{\sqrt{T_1^0}} = \frac{P_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma-1}{2}}}{\sqrt{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right]}}$$

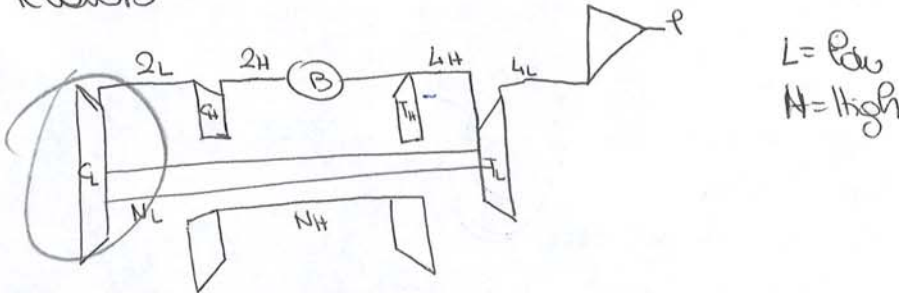
il M_0^2 al denominatore influenza sulla portata quindi con questo aumento



nel caso del biabero:

ho miglior forza momento rispetto al nuovo albero perché:

- con basso numero di giri mi avvicino pericolosamente al pompaggio.
- il lavoro di compressione è limitato da w_1 quindi posso sfruttare il compressore ad alta p per comprimere l'gas + colpo ed evitare il lavoro



$L = \text{low}$
 $H = \text{high}$

ipotesi turbina low ed ugello \rightarrow critica

- conservazione portata \rightarrow turbina-ugello

$$\frac{u \sqrt{T_{4L}^0}}{P_{4L}^0} = \frac{u \sqrt{T_{4H}^0}}{P_{4H}^0} \cdot \frac{P_{4H}^0}{P_{4L}^0} \sqrt{\frac{T_{4L}^0}{T_{4H}^0}} \cdot \frac{1}{A_t}$$

annunciando A_t da un motore P_{EL}

- $L_c \sim L_{tL}$ perché $N = \text{cost}$

$$L_c = L_{tL} = \eta_t c_p T_{4H}^0 \left(1 - \frac{1}{P_{4L}^{1/\gamma}} \right) \quad \text{se } P_{4L} \uparrow \quad T_{4H}^0 \downarrow$$

io so che la turbina low è critica quindi quella high è bloccata

$$P_{4H} = \text{cost}$$

\downarrow se $T_{4H}^0 \downarrow$ e $P_{4H} = \frac{T_{4H}^0}{T_3^0}$ allora $T_3^0 \downarrow$ deve diminuire

- nel compressore ^{alta} avrò:

$$c_{4H} \text{ vede } 2L \text{ in ingresso} \quad \text{quindi } L_c = c_p (T_{2L}^0 - T_1^0) = \text{cost}$$

quindi $T_{2L}^0 = \text{cost}$

~~non~~ ma se $T_3^0 \downarrow$ ~~allora~~ e $T_{2L}^0 = \text{cost}$ il punto di funzionamento si sposta quindi $P_c \downarrow$ $\frac{T_3^0}{T_{2L}^0} \downarrow$ e portate corrette \downarrow

TORBOFAN

riproponiamo anche qui interventi di spunto

Il torbofan è un turbogetto con prestazioni migliorate e adatto a modificare l'architettura del motore.

Distinguiamo 2 architetture $\left\{ \begin{array}{l} \text{flussi separati} \\ \text{flussi miscelati} \rightarrow \text{dopo turbobina e prima dell'ugello c'è un mixer} \end{array} \right.$

flussi separati (non subsonico)

a progetto ho 4 parametri P_c e T_3^0 (come nel turbogetto) + BPR e P_{cF} rispettivamente by-pass ratio $\frac{w_{up}}{w_{lc}}$ e rapporto compressione del flusso freddo

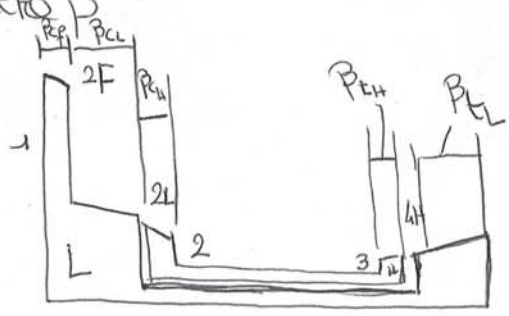
flussi miscelati (non subsonico)

qui ho solo 3 parametri perché $P_{cF} = \frac{P_{2F}}{P^0}$ è miscelato alle condizioni di miscelamento P_c e T_3^0 con BPR

flussi progetto (flussi separati)

in questa configurazione si semplifica il motore turbobina dedicato al fan ed il cuore riceve il flusso compresso dal compress. bassa pressione. non c'è dipendenza tra le compressioni

Altra usiamo una diversa configurazione dove il compressore di bassa compressione il flusso freddo e anche quello caldo così da evitare quello di alto



• BPR

usetti oncia

$$\frac{\dot{m}_p \cdot \sqrt{T_{10}^0}}{P_{10}^0} = \text{cost}$$

$$\frac{\dot{m}_c \cdot \sqrt{T_{4H}^0}}{P_{4H}^0} = \text{cost}$$

$$\dot{m}_p = \text{cost} \cdot \frac{P_{10}^0}{\sqrt{T_{10}^0}}$$

$$\dot{m}_c = \text{cost} \cdot \frac{P_{4H}^0}{\sqrt{T_{4H}^0}}$$

$$\frac{\dot{m}_p}{\dot{m}_c} = \frac{P_{10}^0}{\sqrt{T_{10}^0}} \cdot \frac{\sqrt{T_{4H}^0}}{P_{4H}^0} \cdot K'$$

$$\left[\begin{array}{l} \frac{P_{F}^0}{P_{10}^0} = \beta_{cf} \quad \frac{T_{2F}^0}{T_{10}^0} = \beta_{cf}^{\gamma} \\ \frac{P_{4H}^0}{P_{10}^0} = \left(\frac{\beta_{cH} \beta_{cL}}{\beta_{cH} \beta_{cL}} \right) \cdot \epsilon_b \quad T_{4H}^0 \propto T_{30}^0 \end{array} \right.$$

$$\mu \propto \frac{P_{10}^0}{P_{4H}^0} \sqrt{\frac{T_{30}^0}{T_{10}^0}} \Rightarrow \frac{P_{4H}^0}{P_{10}^0} \cdot \left(\frac{\beta_{cH} \beta_{cL}}{\beta_{cH} \beta_{cL}} \right) \sqrt{\frac{T_{30}^0}{T_{10}^0}} =$$

$$\mu \propto \frac{\beta_{cf}}{\beta_{cL} \beta_{cH}} \sqrt{\frac{T_{30}^0}{\beta_{cf}^{\gamma}}} \sim \frac{\beta_{cf}^{1-\frac{\gamma}{2}}}{\beta_{cL} \beta_{cH}} \sqrt{\epsilon}$$

dal rapporto tra forze compressive base pressione nuova β_{cL}

e risulta che $\mu = \frac{1}{\beta_{cf}^{\frac{\gamma}{2}-1} \beta_{cH}} \sqrt{\epsilon}$ con $1.2 < \epsilon < 2$

aumento manovella $\mu \downarrow$ perché l'aumento di ϵ non è sufficiente.

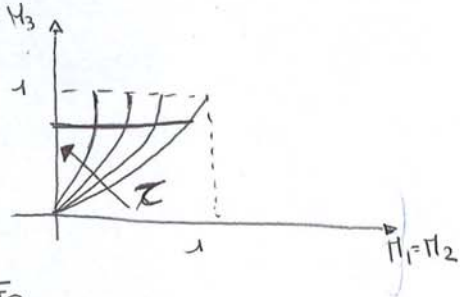
Ripristino spinto giorno caldo

ACCOPIAMENTO PRESA RAMJET

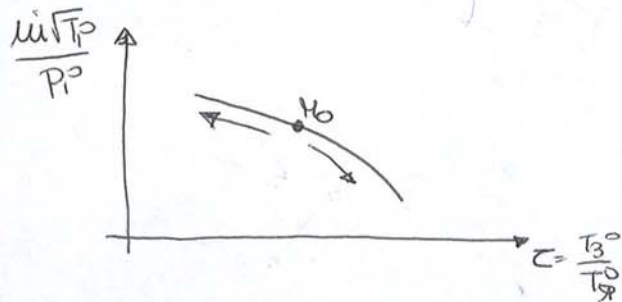
Il ramjet dipende da quota, M_0 e T_3 .

Si ipotizza $z = \text{cost}$, combustione subsonica ed ugello critico.

Il funzionamento del ramjet è descritto attraverso il flusso di Rayleigh

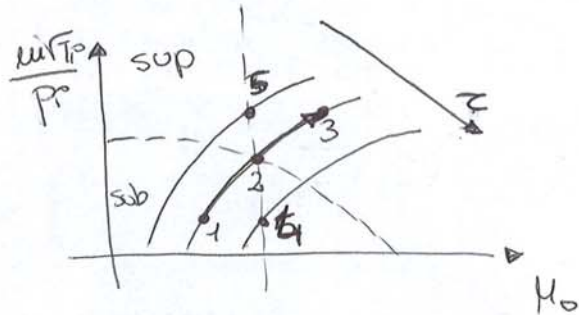
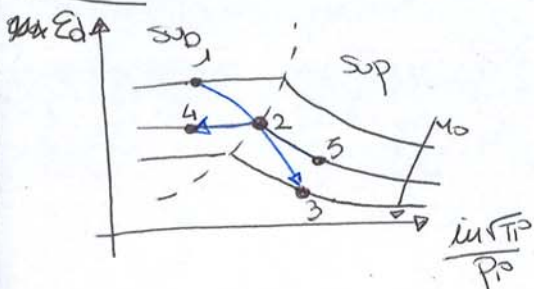


con ugello critico si può considerare
flusso $M_3 = \text{costante}$



~~no es...~~
 $\uparrow z \rightarrow \downarrow \frac{m\sqrt{T_{30}}}{P_{30}}$
 $\uparrow M \rightarrow \uparrow \frac{m\sqrt{T_{30}}}{P_{30}}$

PRESA



2 punti funzionamento

123
 $z = \text{cost}$ e $M_0 \uparrow$ da sub a sup

$\frac{m\sqrt{T_{30}}}{P_{30}} \uparrow$ $E_{d1} < E_{d2}$ e h_{12}

3214
 $M_0 = \text{cost}$ e $z \uparrow$ da sup a sub

$\frac{m\sqrt{T_{30}}}{P_{30}} \downarrow$ $E_{d1} > E_{d2}$ e h_{12}

~~Effetto~~ $\frac{P_0}{P}$

$$C_F = C_{FV} - \epsilon \frac{P_0}{P}$$

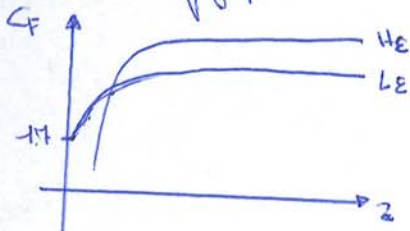
Abbiamo $C_{F \max}$ se $\frac{P_0}{P} = 0 \rightarrow$ nel vuoto

Sappiamo che C_{FV} $f(\gamma, \epsilon) = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\delta-1}} \left[1 - \left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{\epsilon}{\delta-1}} \right] + \epsilon \left(\frac{P_0}{P} \right)$

Il C_F massimo è ottenibile nel vuoto \rightarrow il cui valore è dato da $P_0 = P = 0$

$$C_{F \max} = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\delta-1}} \rightarrow$$

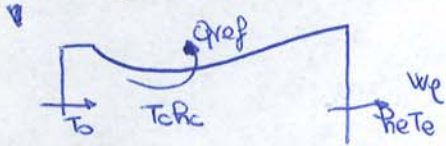
si nota subito che $C_F \downarrow$ se $\gamma \uparrow$



Però facciamo 2 commenti
 se ϵ è basso non abbiamo separazione di z bassi
 ma abbiamo $C_F \downarrow$
 se ϵ è alto il $C_F \uparrow$ ma c'è il rischio di separazione a quote basse.

Effetti diabatici (Refrigerazione)

Ipoteziamo un flusso ~~diabatico~~ con scambio di calore.
 Partiamo da T_0 temperatura in camera di combustione ed ipotizziamo che il flusso ceda calore all'esterno $\rightarrow Q_{ref} =$ calore refrigerazione.



senza rigenerazione $T_c = T_0$ nutrimento calore dai gas esausti
 con " " $T_c = T_0 + \frac{Q_{ref}}{C_p}$

$\frac{P_c}{P_0} = \text{cost}$ vogliamo valutare w_e e I_s

ipotesi di gas perfetto adiabatico $P_c = P_0$ ed $I_s = \frac{w_e}{\beta}$

Definisco $Q_{ref} \rightarrow -Q_{ref} = \Delta h + \Delta E_c$

$\Delta h = h_c - h_0 = -C_p(T_c - T_0) = -\frac{\gamma}{\gamma-1} R T_c \left(1 - \left(\frac{P_c}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)$ $\gamma = n$ polipropico

$\Delta E_c = \frac{w_e^2}{2} - \frac{w_0^2}{2} = \frac{w_e^2}{2}$ $w_0 = 0$

$-Q_{ref} = -\frac{\gamma}{\gamma-1} R T_c \left(1 - \left(\frac{P_c}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) + \frac{w_e^2}{2}$

dal primo principio possiamo ricavare che $w_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} R T_c \left(1 - \left(\frac{P_c}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}$

$Q_{ref} = \frac{-\gamma + \eta}{(\gamma-1)(\eta-1)} R T_c \left[1 - \left(\frac{P_c}{P_0} \right)^{\frac{\eta-1}{\eta}} \right]$

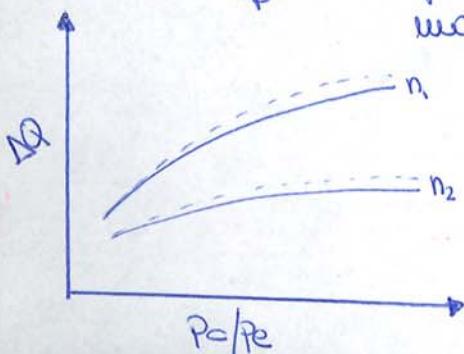
• senza rigenerazione $T_c = T_0$ quindi $Q_{ref} = f(n, \frac{P_c}{P_0}, T_c = T_0)$

~~$w_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} R T_c \left[1 - \left(\frac{P_c}{P_0} \right)^{\frac{\eta-1}{\eta}} \right]}$~~

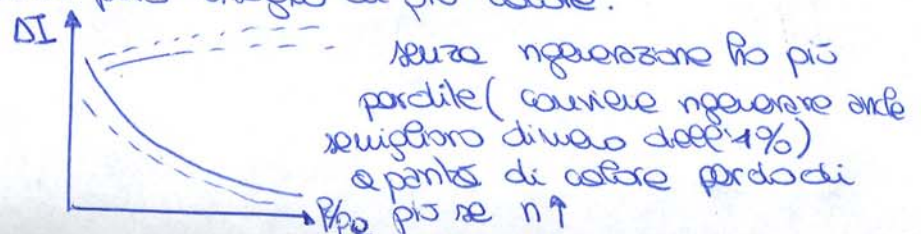
• con rigenerazione

$T_c = T_0 + \frac{Q_{ref}}{C_p}$

finalmente w_e ha la stessa espressione precedente ma essendo T_c maggiore avrà w_e maggiore



maggiore è l'espansione maggiore sarà il calore di refrigerazione. A parità di n per rigenerare c'è però bisogno di più calore.



conoscendo E e la lunghezza dell'oggetto $L = Lp\%$ $L_{unico} 15\%$
possiamo andare a trovare la prima ottimale che ~~spiega~~ ~~creatura~~ massima
ze $C_f \rightarrow TOC$

Il fenomeno molto simile al paradosso ~~TOP~~ che viene identificato
con:

D_i = costo ricambio con ingegnere

D_e = costo di usata.

A parità di E il unico modo per accorciare l'oggetto conio e di
aumentare l'oggetto di ~~dei~~ $e\text{per}k\text{e}\theta$.

$$C_v = \frac{R}{\gamma - 1} \quad pV = RmT \quad mT = \frac{pV}{R}$$

$$R = C_v(\gamma - 1) \quad mT = \frac{pV}{C_v(\gamma - 1)}$$

$$pV_p = C_v \cdot \frac{p_0 V_0}{C_v(\gamma - 1)} - C_v \cdot \frac{p_3 V_3}{C_v(\gamma - 1)} - C_v \frac{p V_p}{C_v(\gamma - 1)}$$

$$pV_p(\gamma - 1) = p_0 V_0 - p_3 V_3 - pV_p$$

$$\cancel{\gamma pV_p} - \cancel{pV_p} = p_0 V_0 - p_3 V_3 - \cancel{pV_p}$$

$$V_0(p_0 - p_3) = \gamma pV_p$$

$$V_0 = \frac{\gamma pV_p}{p_0 - p_3}$$

$$pV = mRT$$

$$p_0 V_0 = m_0 RT_0 \quad m_0 = \frac{p_0 V_0}{RT_0} = \frac{p_0}{RT_0} \cdot \frac{\gamma pV_p}{p_0 - p_3} = m_0$$

$p = p$ regolazione

$p_3 = p$ finale gas nel tank

- Ⓐ la scelta del gas è influenzata da massa motore e γ . Vogliamo un bassa e γ il più piccolo possibile → usiamo etil ed azoto
- Ⓑ la pressione p deve essere alta. Isolizzando pareti laterali, la perdita di massa questa non influisce in modo significativo sul volume.

Blowdown

Sistema di pressurizzazione dove liquido e gas sono nello stesso serbatoio e non ci sono valvole di apertura e/o regolazione.

Abbiamo andamento adiabatico ed isentropico: in caso adiabatico

$$B = \frac{V_{0f}}{V_{0i}} \quad \text{mentre nel caso isentropico} \quad B = \frac{p_{0f}}{p_{0i}} \quad \text{dove } B \text{ è il Blowdown ratio}$$

(con $B \uparrow$ la tanto variazione di pressione quindi volo delle prestazioni)

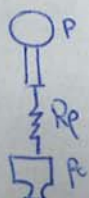
$$\text{definisco} \quad m_0 = \frac{p_{0i} V_{0i}}{RT_0} \quad \text{ma} \quad \frac{V_p}{V_{0i}} = \frac{V_{0f} - V_{0i}}{V_{0i}} = B - 1$$

$$\text{quindi} \quad V_p = V_{0i} (B - 1) \quad \text{quindi} \quad \frac{p}{RT_0} \cdot \frac{V_p}{(B - 1)} = m_0$$

analizzando dal punto di vista temporale le prestazioni

una serie di resistenze da il salto di pressione ottenute con una resistenza idraulica R_p .

Possò quindi scrivere $R_{pump} = \Delta p = (p - p_e)$



Analizzo il ciclo aperto.

~~Analizzo il ciclo aperto.~~

Noi sappiamo che se vogliamo grandi prestazioni allora dovremo avere pressioni elevate → perché il gas generator si blocca?

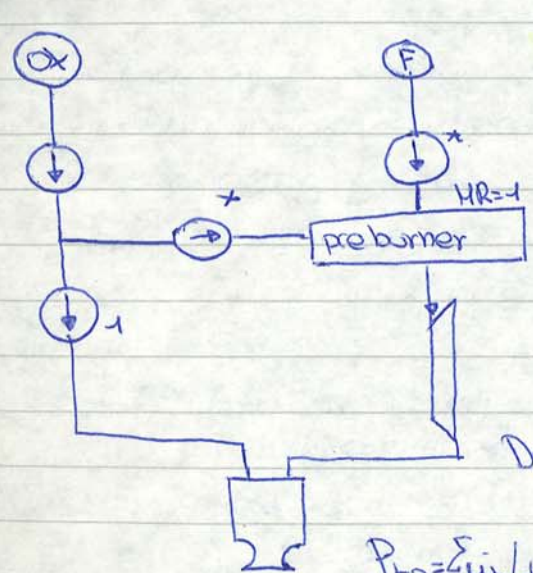
Definiamo la potenza di turbina $P_t = \dot{m}_t L_t$ con $L_t = \eta_t c_p T_3 \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right)$

quindi $P_t \propto \dot{m}_t L_t$ quindi \dot{m}_t e L_t devono crescere:

$L_t \uparrow$ vuol dire che $\beta_t \uparrow$ ma con $\beta_t \rightarrow \infty$ $L_t = \eta_t c_p T_3 \rightarrow$ Po il lavoro è limitato a questo valore

$\dot{m}_t \uparrow$ aumentare portata ~~esiste~~ comporta avere perdite di intermittenza di punto perché non lo passaggio in camera di combustione
 ciclo APERTO → β_t elevati in base

Analizzo il ciclo chiuso



2 correnti
 / ossidante
 / combustibile

tutto il combustibile e parte dell'ossidante finiscono nel preburner.
 il fluido in uscita dal preburner va ad alimentare la turbina e finisce in camera principale

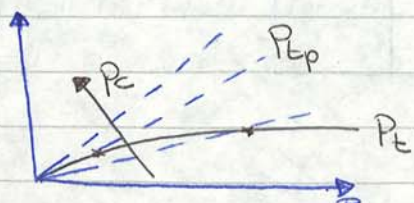
Definisco $P_t = \dot{m}_t L_t = \dot{m}_t \eta_t c_p T_3 \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right)$

$P_{tp} = \dot{m}_t L_{tp}$ con $L_{tp} = \frac{\Delta P}{\rho \eta_p}$

le turbo pompe * neutrali con $\Delta p = \bar{p}_c - P_{amb}$
 la turbo pompa 1 sente solo β_c

→ Po P_t è influenzata da β_t e β_c

$P_{tp} = a + b\beta_c + c\beta_c^2$



8

aumentando β_c la turbina non riesce a
 soddisfare le richieste della turbo pompa

A differenza del caso aperto non lo perdite di fluido che viene sfruttato meglio in compressore lo L_t è limitato (accoppiamento turbina-turbopompa) quindi con $\dot{m}_t \uparrow$ e β_t ridotti

REGOLAZIONE PROP LIQUIDI

Analizziamo la regolazione dello spinta (atterraggio ed attacco)

Non sappiamo che $F = P_{at} G$ e che $G = G(\gamma, \epsilon \frac{P_0}{P_c}) = G_V(\gamma \epsilon) - \epsilon \frac{P_0}{P_c}$

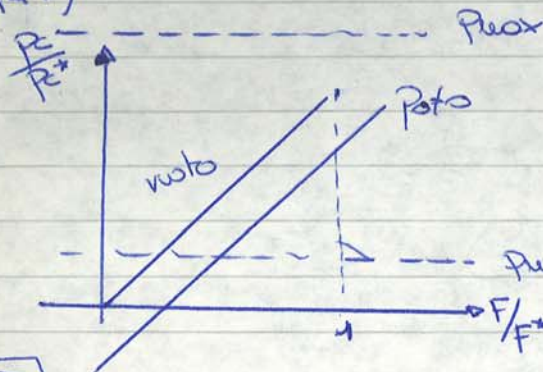
$G = G_V - \epsilon \frac{P_0}{P_c}$ quindi $F = f(P_c, A_t, \gamma, \epsilon \frac{P_0}{P_c})$ Di questi termini possono variare P_c , A_t ed ϵ quindi:

- ① variazione pressione
- ② variazione geometria

① VARIANZA DI pressione

sostituisco G in F ed ottengo $F = A_t (G_V P_c - \epsilon P_0) \rightarrow P_c$ quindi una dipendenza lineare della pressione in camera

(4P)



Press

passare oltre 1 no P_0 due limiti di pressione:

- P_{max} da non superare per limiti strutturali

- P_{min} da non diminuire ulteriormente per il ruolo di refrigerazione

sgo

entrare il fenomeno del sgo: oscillazioni di P_c portano ad avere delle oscillazioni del liquido

prata

per i jetton sappiamo che $u \propto \sqrt{P_{in} - P_c}$. ~~Ipotesi $P_{in} = cost$~~ errore da $P_c = P_{in}$ quindi ne scatta la pressione oltre la prata. Non voglio quindi ~~errore~~ aumento P_{in} .

proporzionale

Definisco $I_s = \frac{c}{g_0} = \frac{c^* G}{g_0}$. I_s ~~non viene~~ nel vuoto perché $c^* = const$ e $G = const$

All'atterraggio P_c ~~non~~ cambia $I_s = \frac{c^*}{g_0} \cdot (G_V P_c - \epsilon P_0) = k - \epsilon \frac{P_0}{P_c}$

se $P_c \downarrow$ $I_s \downarrow$

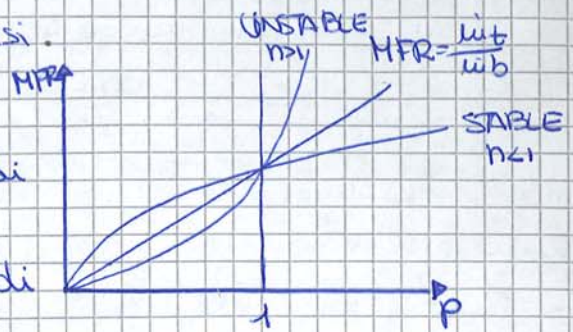
quindi da tenere la portata $u = C_d A_i \sqrt{(P - P_c) P}$:

- sono A_i \rightarrow da mettere a geometria variabile
- sono $P, P_0 \rightarrow$ sono da mantenere re (non sgo)
- sono P : non molto usato

$$\frac{A_b}{A_t} = \text{Kleinberg Factor} = k$$

A parità di n, due rendimenti diversi.
 prezzo equilibrio e grado di instabilità:

- $n < 1$ $p_e \uparrow$ $\mu_f \uparrow$ molto più che μ_b quindi
 torna all'equilibrio \rightarrow stabile
- $n > 1$ $p_e \uparrow$ $\mu_b \uparrow$ " " μ_f quindi
 non torna \rightarrow instabile



A parità di T, μ_f non cambia mentre μ_b si \rightarrow a temp più elevate
 il grado brucia meglio $\rightarrow p_e \uparrow$
 cambiano le prestazioni

$$r = \sigma_p \frac{\partial r}{\partial T_b} \frac{\Delta T_b}{p_e} \quad \text{con}$$

$$\sigma_p = \left(\frac{\partial r}{\partial T_b} \right)_{p_e = \text{cost}} \rightarrow \sigma_p = \frac{1}{r} \left(\frac{\partial r}{\partial T_b} \right)_{p_e}$$

possiamo stimare la percentuale di regressione

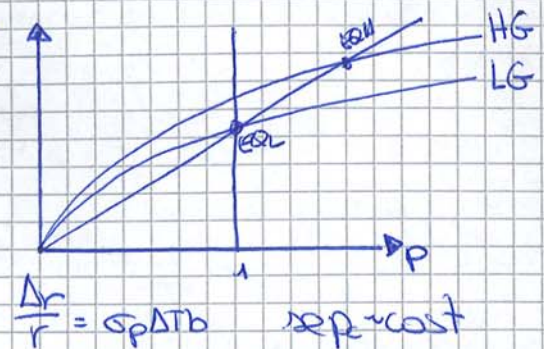
Ma se $T_b \uparrow$ $p_e \uparrow \rightarrow$ cambio strada

definisco k (Kleinberg factor) = cost

$$\pi_p = \left(\frac{\partial r}{\partial T_b} \right)_{k = \text{cost}} \quad p_e = \left(k p_b \text{ cost} \right)^{\frac{1}{1+n}} \quad \text{E}$$

$k = \text{cost} \equiv p_e = \text{cost}$ se T_b non varia. Quindi se $k = \text{cost}$ $\Delta r \equiv \Delta p_e$ e la dipendenza da T_b è nell'espressione di p_e

$$\pi_p = \frac{1}{p_e} \left(\frac{\partial p_e}{\partial T_b} \right)_{k = \text{cost}} \quad \pi_p = \frac{1}{1+n} \sigma_p \quad \rightarrow \frac{\Delta p}{p} = \pi_p \Delta T$$



gioco sulla geometria

r r piccolo A_b grande parte $\mu = \rho r A_b$



① uso tanti micro grani a contatto \rightarrow spreco spazio

② uso forme 2 no esse forme differente per la al collare delle strutture

③ agisco sul combustibile = scoppio di produrre + ossidante MR

② basso efficienza \rightarrow perché effetto che in uscite portatore carburante che non è entrato in contatto con le fiamme \rightarrow spreco combustibile

③ livello controllo automatico ~~specifica~~

$$\mu_{tot} = \mu_{gr} + \mu_{ip}$$

$$A_b r \rho = \underbrace{\left[\rho \alpha A_b \frac{1}{A_p^n} \right]}_{K_b} \omega_0^n = K_b \omega_0^n$$

μ $\omega_0 = \text{cost}$ e geometria fissa

$$MR = \frac{\mu_{gr}}{\mu_{ip}} = \frac{\omega_0}{\mu_{ip} K_b} \rightarrow \frac{\omega_0^{1+n}}{K_b} \rightarrow \text{passo catalizzatore} \begin{cases} C^- \\ C^+ \end{cases}$$

in un certo istante

K_b non è costante nel tempo ma $\propto \frac{A_b}{A_p^n}$ ~~perché~~

nel caso di filo arcobaleno

$$A_b = 2\pi R L$$

$$A_p = \pi R^2$$

$$K_b = \frac{2\pi R L}{\pi R^2 n}$$

$$K_b \propto R^{1-2n}$$

$$MR = \frac{\omega_0^{1+n}}{K_b}$$

$$\propto \frac{\omega_0^{1+n}}{R^{1-2n}}$$

MR non varia se $n = 0.5$

EFFETTI REALI

$$F = (p - p_0) dA$$

~~$$\rho_0 (u_s (v_s + dv_s) + (v_s + dv_s) u_s -$$~~

$$(u_s v_s + u_s v_s) + (A + dA) (p + dp - p_0) - A (p - p_0) = A (p - p_0)$$

$$\boxed{-A dp = u_s dv_s + u_s dv_s} \quad \text{I} \quad \begin{matrix} u_s = \beta A v_s \\ u_s = \beta A v_s \end{matrix} \quad x = \frac{u_s}{u_s + v_s}$$

$$-A dp = \beta A v_s dv_s + \beta A v_s dv_s$$

$$-\frac{dp}{\rho_0} = \left(\frac{\beta}{\rho_0} v_s dv_s \right) + v_s dv_s$$

$$\frac{\frac{u_s}{v_s}}{\frac{u_s}{v_s} - 1} \cdot v_s ds$$

$$\boxed{-\frac{dp}{\rho_0} = v_s dv_s \left(1 - \frac{x}{1-x} \right)} \quad \text{II}$$

$$\frac{\frac{u_s}{v_s}}{\frac{u_s}{v_s} - 1} \cdot v_s ds$$

BILANCIO EN

$$\rho_0 u_s c_p (T_s + ds - T_s) + \rho_0 u_s c_p (T_s + dt_s - T_s) + \rho_0 u_s \left(\frac{(v_s + dv_s)^2}{2} - \frac{v_s^2}{2} \right) + \rho_0 u_s \left(\frac{(v_s + dv_s)^2}{2} - \frac{v_s^2}{2} \right)$$

$$\rho_0 u_s c_p ds + \rho_0 u_s c_p dt_s + \rho_0 u_s v_s dv_s + \rho_0 u_s v_s dv_s = 0 \quad \text{III}$$

$$\boxed{x c_p ds + (1-x) c_p dt_s + x v_s dv_s + (1-x) v_s dv_s = 0} \quad \text{IV}$$

II in (4)
ottengo 5

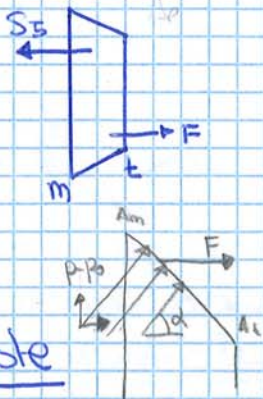
ESERCITAZIONI MOTORI PER AERONOBILI

ESERCITAZIONE I

ugello rampa convergente

SPINTA LORNA, CONTRIBUTO ALLA SPINTA DATO DALL'UGELLO ED ADATTAMENTO DELLA SPINTA.

Si considera un ugello convergente



Dati (m=monle t=gola)

$$A_m = 0.15 \text{ m}^2$$

$$T_m = 1000 \text{ K}$$

$$p_m^0 = 3 \text{ bar}$$

$$p_m = 2.6 \text{ bar}$$

$$R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \text{ (simile a quello aria)}$$

$$\gamma = \frac{4}{3}$$

$$p_{\text{amb}} = p_0 = 1 \text{ bar}$$

Richieste

$$F = \int_{A_t}^{A_e} (p-p_0) dA_y$$

F → componente assiale distribuzione di pressione

- valutare spinta lorna
- valutare forza esercitata sul condotto
- vantaggi dell'aggiunta di un divergente

Sul convergente abbiamo una forza F opposta alla spinta. Quest'ultima dipende dalle condizioni di uscita e si ottiene facendo uscire l'aria alla W_e più elevata possibile ($W_e > 1$ grazie all'espansione nell'ugello MA non è quest'ultimo che genera la spinta).

La pressione dentro l'ugello è maggiore della p_0 (il flusso passa da dentro a fuori) quindi sull'ugello agisce una $p-p_0$ che produce una componente esterna al moto del veicolo. Questo componente assiale negativo è la F .

Nonostante la presenza di un contributo negativo l'ugello è necessario a mantenere all'interno del motore una pressione maggiore della p_0 . Questa differenza di pressione è necessaria per la spinta. Eliminando l'ugello diminuisce F ma riduce la p nel motore e di conseguenza viene a mancare il contributo positivo alla spinta. Di conseguenza la W_e alta è dovuta alla differenza di pressione.

L'ugello è critico o no?

Per prima cosa devo andare ad analizzare e confrontare i seguenti rapporti: $\frac{p_m^0}{p_0}$ e $\left(\frac{p_0}{p}\right)_{cr} =$ rapporto critico tra p_t e $p_{statico}$ con

SEZIONE GOA

Avendo un ugello critico conosciamo il Mach.

Ipotizzo:

Adiabatico $T_t^0 = T_{m^0}$

Reversibile $P_t^0 = P_{m^0}$

Soltanto le grandezze totali si conservano.

$$T_t = \frac{T_{t^0}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2\right)} = \frac{1000}{\left(1 + \frac{1.4-1}{2} \cdot 1\right)} = \frac{1000}{\left(1 + \frac{1}{6}\right)} = 857,143 \text{ K}$$

$$P_t = \frac{P_{t^0}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = \frac{3 \cdot 10^5}{\left(1 + \frac{1}{6}\right)^4} = \frac{3}{1.853} = 1.619 \text{ bar}$$

P_t può anche essere ricavata tramite $P_t = \frac{P_{t^0}}{(p^0/p)_c}$

quindi $w_t = M_t \sqrt{\gamma R T_m} = 1 \cdot \sqrt{\frac{4}{3} \cdot 283 \cdot 857,143} = 568,408 \text{ m/s}$

Per valutare l'area A_t da passare attraverso la portata.

$$\dot{m}_m = \dot{m}_t = P_t w_t A_t = \dot{m}_m \quad \text{oppure} \quad \frac{P_{m^0} A_m}{\sqrt{\gamma P_{m^0}}} f(M_m) = \frac{P_t^0 A_t}{\sqrt{\gamma P_t^0}} f(M_t)$$

$$A_m f(M_m) = A_t f(M_t) \quad A_t = \frac{A_m f(M_m)}{f(M_t)} \approx 0,106 \text{ m}^2$$

\rightarrow calcolato con $f(M_m)$

SEZIONE USCITA

e=t nel nostro caso l'uscita coincide con la gola. Ho la stessa portata per le due sezioni

$$S_g \text{ (spinto lordo)} = \dot{m}_t w_t + A_t (P_t - P_0) = 29480 \text{ N} \quad \text{I}$$

N.B. con due metodi otteniamo lo stesso risultato (differenza dovuta alle arrotondature)

$$F = \dot{m} w_m + A (P_m - P_0) - S_g = \text{I}$$

Ma $S_g = (\tilde{p}_m - P_0) A_t$ dove $\tilde{p} = \text{din} \rho p$

dim

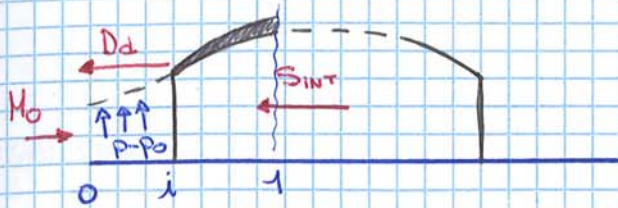
$$\dot{m} w + A p = \rho w A \cdot w + A p = \rho A \left(\gamma \frac{\rho w^2}{\gamma p} + 1 \right) = \rho A \left(\gamma M^2 + 1 \right)$$

$\tilde{p} = \rho \left(\gamma M^2 + 1 \right) p$

ESERCITAZIONE II

resistenza addizionale e presa pitot

VALUTAZIONE RESISTENZA ADDIZIONALE DI UNA PRESA DI PITOT IN VOLO SUPERSONICO



D_a agisce tra 0 e 1

Dati

$$M_0 = 1.5$$

$$A_e = 1.25 A_i$$

Richieste

- ① Esplicitare la resistenza addizionale
- ② Ipotizzando $M_0 = 1.5$ valutare D_a nel caso di funzionamento subcritico e la portata corretta.

La resistenza addizionale D_a è una forza che si oppone alla sezione di ingresso della presa e lo recupera monte; da un contributo positivo allo spunto (è uno spunto aggiuntivo sulla coreutona)

$$S = S_{INT} + D_a \rightarrow \text{lo spunto è dato dalla somma di due contributi (valutiamo } S \text{ come spunto standard)}$$

$$S_{INT} = S - D_a \rightarrow \text{da qui si capisce che lo } D_a \text{ è la forza da sottrarre allo spunto standard per ottenere lo spunto effettivo del motore}$$

$$D_a = \int_0^L (p-p_0) n \cdot i \, dA = \int_0^L (p-p_0) \, dA_x \quad (\text{nelle realtà si usano dei coeff. adimensionali})$$

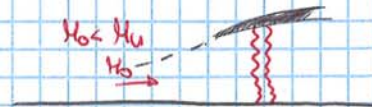
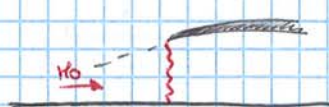
La presa di Pitot presenta 3 funzionamenti:

in passare teoria!

SUBCRITICO

CRITICO

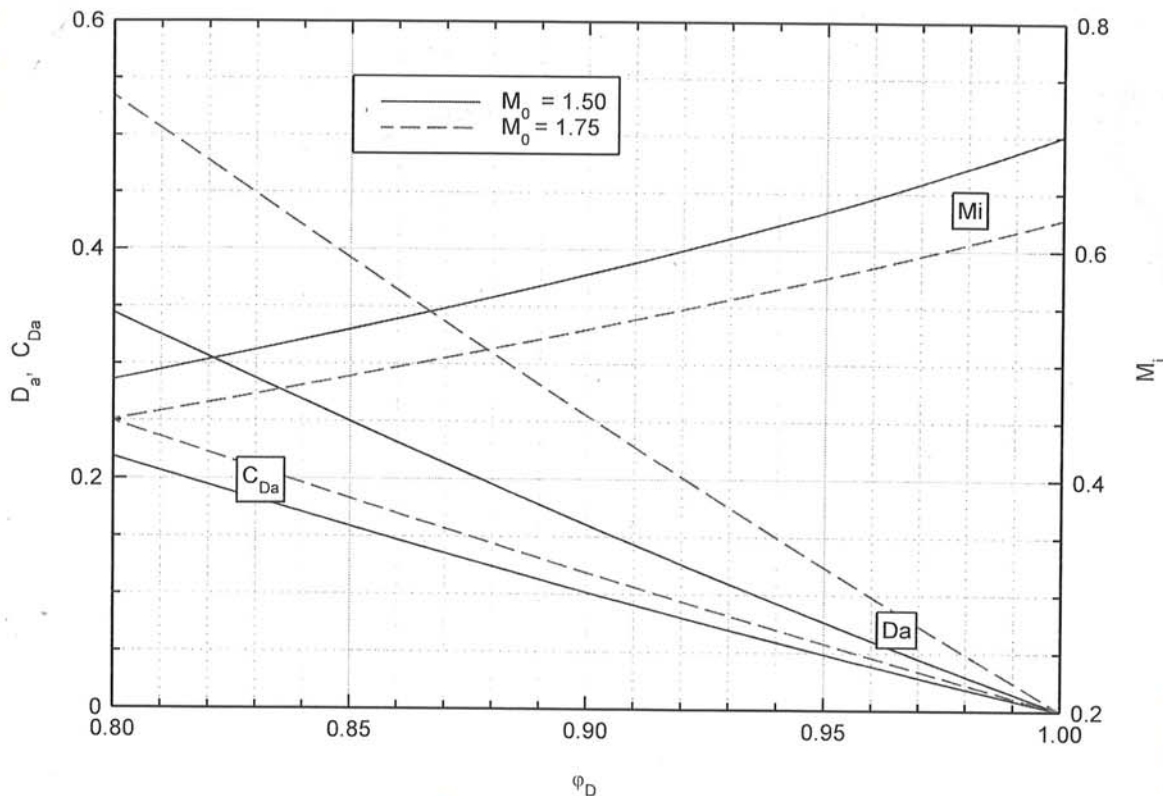
SUPERCRITICO



- Urto fuori dalla presa
- Dopo il flusso diventa subsonico
- $u/p_0 \downarrow$

- Urto retto nella sezione d'ingresso
- $(u/p_0)_{cr}$

- Il flusso arriva all'ingresso
- da presa fanno curve diverse e accelerano il flusso
- Urto retto nella sezione interna
- $u/p_0 \uparrow$



DA NZ SUBCRITICO E ROTATA

Si sceglie $\phi_D \in [0,3-1]$ ed $M_i \in [M_0, M_v]$ (nel caso in cui $M_i = M_v$ lo urto si fa verso il bordo dell'ugello)

definisco $M_v^2 = \frac{M_0(\gamma-1)+1}{2\gamma M_0^2 - (\gamma-1)} = \frac{M_0^2+5}{4M_0^2-1} = 0.4915$ $M_v = \sqrt{0.4915} = 0.7011$

Ipotesi $M_i = 0.6$ $T^0 = \text{cost}$ $p^0 = \text{cost}$ \rightarrow flusso edico reversibile

$\frac{P_i}{P_0} = E_{ms} \cdot \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 0.9298 \cdot 2.8781 = 2.6761$

Nella pratica la data edo press si regola fornendo un certo M_i .

$\frac{A_0}{A_i} = \frac{P_0}{P_i} \frac{f(M_i)}{f(M_0)} = E_d \cdot \frac{f(M_i)}{f(M_0)}$

$f(M_i) = \frac{\sqrt{\gamma} M_i}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} = 0.57627$

$f(M_0) = \frac{\sqrt{\gamma} M_0}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} = 0.58217$

$\frac{A_0}{A_i} = 0.9298 \cdot \frac{0.57627}{0.58217} = 0.92038 \rightarrow$ valore ϕ_D che si legge anche sul grafico

$$L_t = c_p (T_3^0 - T_4^0) = c_p T_3^0 \left(1 - \frac{T_4^0}{T_3^0}\right) = c_p T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} M_{t,4}^2}\right) \text{ poltropica}$$

TOT $\beta_t = \frac{p_3^0}{p_4^0}$ $L_{tid} = c_p (T_3^0 - T_4)$

TTS $\beta_t = \frac{p_3^0}{p_4}$ $L_{tid} = c_p (T_3^0 - T_4)$ \rightarrow temp totale de aria con un'espansione isentropica inversa con velo critico

ON-DESIGN / OFF-DESIGN

ON-DESIGN

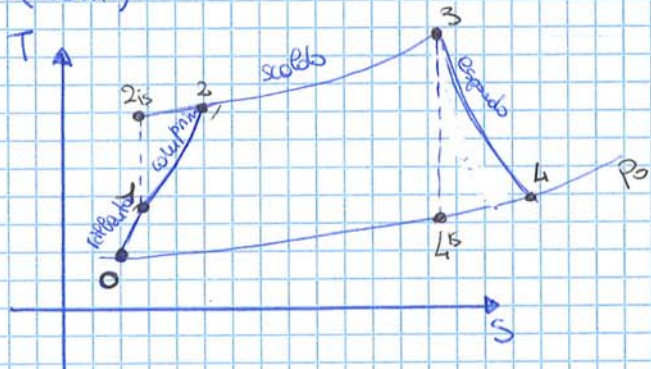
Conoscere le condizioni ambiente/velo (work)

$p_0 = 1 \text{ bar}$ $T_0 = 288 \text{ K}$ $M_0 = 0$

I parametri di progetto sono

$\beta_c = 9$ $T_3^0 = 1300 \text{ K}$

$R = R(1 + c_A)$



$p_0^0 = p_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ ma $M_0 = 0$ quindi $p_0^0 = p_0$ e di conseguenza $T_0^0 = T_0$

0-1 (raffreddo isobarico)

Si considera presa adiabatica (perdite di pressione trascurate con E_d):

$E_d = \frac{p_1^0}{p_0^0} = 1$ (isentropico) quindi $p_1^0 = p_0^0 E_d = 1 \text{ bar}$ e di conseguenza

za $T_0^0 = T_1^0 = 288 \text{ K}$

1-2 (compressione)

$\beta_c = \frac{p_2^0}{p_1^0} = 9$ $p_2^0 = 9 p_1^0 = 9 \text{ bar}$

$L_c = c_p T_1^0 \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right) = c_p T_1^0 \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)$

Il c_p varia con la temperatura quindi noi andremo ad utilizzare un c_p medio $\rightarrow c_{p,m} = c_p \left(T_{m,2} = \frac{T_2^0 + T_1^0}{2}\right)$

$T_2^0 = T_1^0 + \frac{L_c}{c_{p,m}}$

Dal momento che $c_{p,m}$ dipende da T_2^0 per calcolare T_2^0 devo andare a tentativi (usando metodo iterativo)

$$q_B = \frac{1}{\alpha L} = 8,245 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg/s}}{\text{KW}} \quad q_B \cdot \frac{3600}{\text{ore}} = q_p = 0,2971 \frac{\text{kg}}{\text{KW/h}}$$

Definisco δ il fattore di potenza installata $\rightarrow \delta = \frac{P_{t/lu}}{P_{lu}}$

$$\frac{P_t}{\dot{m}} = \frac{1 + \alpha}{\alpha} \eta_{int} L_t = 560,457 \frac{\text{KW}}{\text{kg/s}}$$

$$\delta = \frac{P_{t/lu}}{P_{lu}} = \frac{560,457}{240,958} = 2,3259$$

$$\eta_g = \frac{P}{\dot{m}_g h_i} = \frac{1}{q_B h_i} = \frac{1}{8,245 \cdot 10^{-5} \cdot 43100} = 0,2814$$

Il calcolo della portata va effettuato a posteriori dopo aver assegnato la potenza richiesta al motore.

Ipotezando $P = 900 \text{ KW}$

$$\dot{m} = \frac{P}{P_{lu}} = \frac{P}{L} = \frac{900}{240,958} = 3,735 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

OFF-DESIGN

In condizioni off-design possiamo definire la potenza corretta come:

$$P_{corr} = \frac{P}{B \sqrt{T_3^0}} = f\left(\lambda_0, \frac{n}{\sqrt{T_3^0}}, \frac{T_3^0}{T_3^0}\right)$$

Cambiando una delle tre grandezze bisogna ripre P_{lu} del motore (per avere i parametri adimensionati non cambia il modo di ripre P_{lu} si del motore; conoscendo P^0 e T_3^0 posso calcolare la potenza del air)

Effetto Mach: compressione dinamica decumulo λ_0 quindi aumento P_c (effetto visibile in potellino corretto)

EFFETTO CONDIZIONI AMBIENTE

La potenza P è definita come funzione di tre grandezze: $P = f(z, \lambda_0, \text{umidità})$

$$\text{La potenza corretta } P_{corr} = \frac{P}{B \sqrt{T_3^0}} = f\left(\lambda_0, \frac{n}{\sqrt{T_3^0}}, \frac{T_3^0}{T_3^0}\right)$$

Suppongo di mantenere tutte le grandezze invariate quindi $\lambda_0, \frac{n}{\sqrt{T_3^0}}, \frac{T_3^0}{T_3^0} \rightarrow$ costanti

Quindi se questi parametri rimangono costanti anche il consumo sp_o aff_o rimarrà costante

REGOLAZIONE

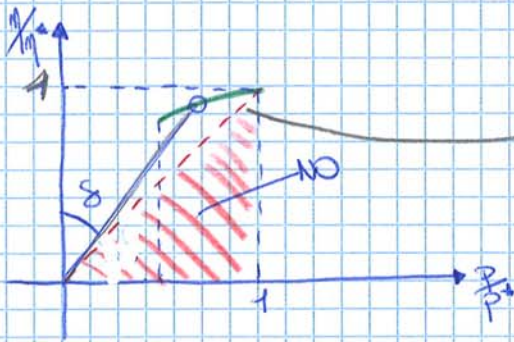
- ① introduzione
 - come si regola
 - come viene regolato
 - ipotesi

② generale

③ nuovo albero, albero con libera potenza, nuovo albero con compressione

④ Partendo da $\frac{P}{P_0 T_0} = f\left(\frac{u}{T_0}, \frac{T_0}{T_0}\right)$ considero condizioni ambie

le, u_0 e u costanti; considero la turbina con T_0 variabile



- cone di regolazione (più e alta moglie)
- la diagonale divide lo zona di funzionamento da quella "proibita" dove il consumo maggiore rispetto a quello di progetto (Sui dice il consumo rispetto a quello di progetto)

NBS $\eta = \frac{P}{u_{ib} h}$

$\frac{\eta}{P} = \frac{1}{u_{ib}}$

$\lg S = \frac{u_{ib}}{u_{ib}^*}$

minore è S meglio è (conepiate)

è definito il consumo rispetto al consumo a progetto. Se scendo sotto la diagonale, Poche $u_{ib} > u_{ib}^* \rightarrow q$ (consumo) maggiore che a progetto

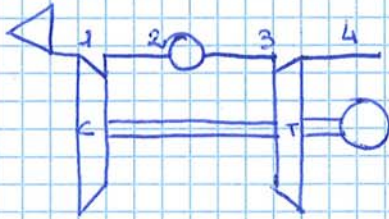
ipotesi

- η, ρ, ϵ (perdite pressione), $\frac{1+\alpha}{\alpha} =$ constant nei valori di progetto
- turbina di potenza antica = nuova sezione si raggiunge $M=1$ (portata costante) (Nel biottero turbina alla pressione nuova bloccata)
- $L_c \propto n^3$ = lavoro di compressione proporzionale al numero di giri quadro (solo solo per un compressore centrifugo a pale radiali, in un compressore assiale $L_c \propto u^2 u$)

$\frac{q}{q^*} \rightarrow$ varia

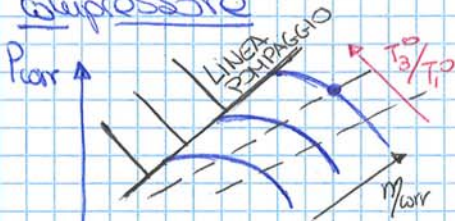
③ Proiezioni in regolazione

manovalbero



Compressore e turbina sono collegati allo stesso albero quindi hanno stesso vol motore

Compressore



Durante la regolazione si sposta il punto di funzionamento diminuendo T_3^0

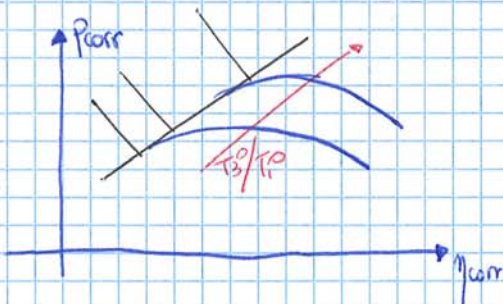
- $L \propto n^3, n = \text{cost} \rightarrow \frac{L}{L^*} = 1$
- $T_0, P_0, E_d = \text{cost} \rightarrow p_0^* T_0^* = p_0^{**} T_0^{**}$
- $\frac{L}{L^*} = 1, T_0 = \text{cost} \rightarrow T_2^0 = \text{cost} \rightarrow \frac{T_2^0}{T_2^{**}} = 1$
- $\frac{L}{L^*} = 1 \rightarrow P_c = \text{cost}$

Il compressore manovra funzionando nel punto

Diminuendo T_3^0/T_3^* la potenza scade

$$\text{cioè } \frac{T_3}{T_3^*} = X$$

turbina



Da ① (pag precedente) posso scrivere

$$\frac{\alpha}{\alpha^*} = \frac{1 - \frac{T_2^*/T_3^*}{X}}{X - \frac{T_2^*/T_3^*}} = 1 - \frac{T_2^*/T_3^*}{X - \frac{T_2^*/T_3^*}}$$

quindi se $T_3 \downarrow \alpha \uparrow$

$$L_t = C_p T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_t \frac{\alpha}{\alpha^*}} \right) \text{ con } \beta_t = \frac{P_3^0}{P_0^0} = \frac{P_3^0}{P_0^0} \cdot E_d \cdot \beta_c \cdot E_p = \text{cost}$$

per condizioni imposte $\beta_t = \beta_t^*$

$$\text{quindi } \frac{L_t}{L_t^*} = \frac{T_3^0}{T_3^{**}} = X$$

Sostituendo nell'espressione di L si ottiene $L = kX - k$ e la portata corretta diventa:

$$\frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_c^*} = \frac{P_3^0}{P_3^{**}} \sqrt{\frac{T_3^{**}}{T_3^0}} = \sqrt{\frac{1}{X}} \rightarrow \downarrow T_3 \quad \uparrow \text{portata corretta}$$

Ipotesi

- $L_c \propto n^2$
- $\varepsilon, \eta = \varepsilon^*, \eta^*$
- La turbina a bassa pressione è critica $\rightarrow \frac{u \sqrt{T_1^0}}{P_1^0} = \text{cost}$; se turbina BP è critica allora quello AP è bloccato $\rightarrow P_t, P_t^*, u_{\text{corr}} = \text{cost}$

Come detto prima $P_c = P_{AP}$ ovvero:

$$X = \frac{L_c}{L_c^*} = \frac{L_{TAP}}{L_{TAP}^*} \quad \text{dove } L_{TAP} = C_p T_3^0 \left(1 - \frac{1}{P_{TAP}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{1}{\sqrt{\gamma}}}} \right) \rightarrow \propto T_3^0$$

quindi $\frac{L_c}{L_c^*} = \frac{L_{TAP}}{L_{TAP}^*} = \alpha \frac{T_3^0}{T_3^{0*}} = X$

N.B. T_3 a 1000°C \rightarrow dati della linea di funzionamento

Posso analizzare le condizioni di uscita del compressore

$$L_c = C_p (T_2^0 - T_1^0) = C_p T_1^0 \left(P_2^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{1}{\sqrt{\gamma}} - 1 \right) \quad \text{e ripartendo condizioni a progetto e non si ottiene:}$$

$$T_2^0 = T_1^0 + X (T_2^{0*} - T_1^0)$$

$\rightarrow P_2 > P_1^0$ e non T_1^{0*} perché siamo a quota $z = \text{cost}$

Abbassando $T_3^0 \downarrow$ diminuisce il lavoro $L_{TAP} \downarrow$ e si abbassa P_c con $T_2^0 \downarrow$ (compriamo di meno)

portata

la portata TAP (bloccata) = $\frac{P_3^0}{P_3^{0*}} \cdot \sqrt{\frac{T_3^{0*}}{T_3^0}}$

$$\frac{L_t}{L_t^*} = \frac{T_3^0}{T_3^{0*}} \frac{\left(1 - \frac{1}{P_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{1}{\sqrt{\gamma}}} \right)}{\left(1 - \frac{1}{P_t^* \frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{1}{\sqrt{\gamma}} \right)} \rightarrow P_t = \frac{P_3^0}{P_3^0} \cdot \left(\frac{P_3^0}{P_3^{0*}} \right) P_t^* \quad \text{dove } P_3^0 \text{ è:}$$

$$P_3^0 = \frac{P_3^0}{P_2^0} \frac{P_2^0}{P_1^0} \frac{P_1^0}{P_0^0} \frac{P_0^0}{P_0^0} \frac{P_0^0}{P_0^0} \frac{P_0^0}{P_0^0}$$

$\rightarrow P$ statica ambiente

quindi $\frac{P_3^0}{P_3^{0*}} = \frac{P_2^0}{P_2^*}$

allora $\frac{u}{u^*} = \frac{P_2^0}{P_2^*} \sqrt{\frac{1}{X}}$

$$X = \frac{T_3^0}{T_3^{0*}}$$

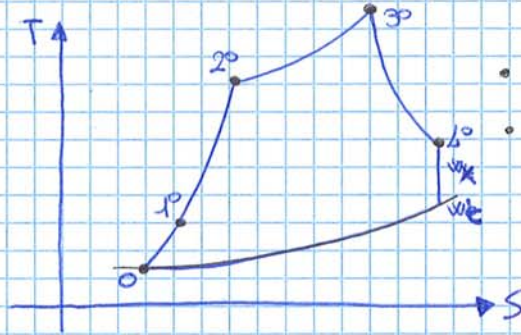
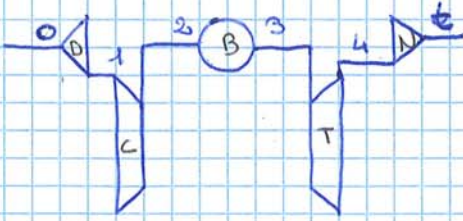
perché $\frac{P_2^0}{P_2^*} \downarrow$ e perché $u \downarrow$

con $T_3^0 \downarrow$ allora $\sqrt{\frac{1}{X}} \uparrow$ e $\frac{P_2^0}{P_2^*} \downarrow$. Il punto di funzionamento si sposta a sinistra quindi $u_{\text{corr}} \downarrow$. Il comportamento posto alla turbina meno allora: per i comportamenti di turbina però non devono essere troppo elevati

ESERCITAZIONE IV

turbogetto monogetto monoalbero

$$\frac{T_3^0}{T_1^0} = \frac{P_3}{P_1} \frac{N}{N_{FD}}$$



- w_{sc} se ugello convergente
- w_{sc} se ugello divergente

Per il turbogetto vale $P_c = P_t$ ovvero $\frac{w_{sc}}{\eta_{mc}} (T_2^0 - T_1^0) = w_{sc} \eta_{me} (T_3^0 - T_4^0)$

In [0] con $M_0 = 0.85$, $z = 30000$ ft si calcolano $T_0 = 228.4$ K e $p_0 = 0.3$ bar

[0-1] presa d'aria (diffuser)

Da calcolare la velocità d'ingresso $u = M_0 \sqrt{\gamma R T_0} = 0.85 \sqrt{1.4 \cdot 287 \cdot 228.4} = 257.666$ m/s

$$T_0^0 = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right) = T_1^0 \rightarrow 228.4 \cdot 1.1445 = 261.747$$
 K

$$P_0^0 = P_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \rightarrow 0.3 \cdot 1.604 = 0.4811$$
 bar

$$P_1^0 = \epsilon_d P_0^0 \quad P_1^0 = P_0^0 = 0.4811 \quad \frac{P_0^0}{P_0} = 1.604$$

[1-2]

Per il calcolo di T_2^0 del compressore faccio la stessa cosa della turbina a gas, solo al contrario.

Dopo circa 5 tentativi si ottiene $T_2^0 = 583.5$ e $\frac{P_2^0}{P_0} = 14.661$ ovvero

$$P_2^0 = 14.661 \cdot P_0 = 5.2883$$
 bar

$$L_c = 43.61 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

- 1) scelta T_2 (tentativa)
- 2) calcolo T_2 media
- 3) calcolo η_{me}
- 4) calcolo L_c

5) calcolo T_3 → iterazione con η_{me} punto 2

[2-3]

Per il combustore uguamo il ragionamento fatto nel combustore della esercizio 3 (si ipotizza ad esempio che in a e mischiamo alle uguali):

$$\alpha = 53.22$$

$$P_3^0 = \epsilon_b P_2^0 = 0.85 \cdot 5.2883 = 5033.6$$
 bar

$$\frac{P_3^0}{P_0} = \frac{5033.6}{0.3} = 16778$$

e caso adiabatico $p_e = p_0$ $P_n = \frac{p_n}{p_0} = \frac{1.418}{0.3} = 5.73$

T_0 principio \rightarrow da ciclica = ΔH

$p_0 = p_e = c_p T_e + \frac{w_e^2}{2} \rightarrow T_e = T_0 - \frac{w_e^2}{2c_p} \rightarrow w_e = \sqrt{2c_p (T_0 - T_e)}$

$w_e = \sqrt{2c_p T_0 \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{p_n}{p_0} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}} \right]} = \sqrt{2 \cdot 1000 \cdot 287 \cdot 288 \left[1 - \frac{1}{5.73^{\frac{1.4+1}{1.4}}} \right]} \approx \boxed{900.022 \text{ m/s}}$

$Ma = \frac{w_e}{\sqrt{\gamma R T_e}} = \frac{900.022}{501.243} = \boxed{1.796}$

con $T_e = T_0 - \frac{w_e^2}{2c_p} = \boxed{646.411 \text{ K}}$

Proiezioni specifiche

e caso adiabatico

Definisco $I_a = \frac{S}{u} = \left(\frac{\alpha+1}{\alpha} \right) w_e - u \Rightarrow \left(\frac{53.20+1}{53.20} \right) \cdot 900.022 - 257.666 = \boxed{659.275 \text{ m/s}}$

$q_s = \frac{m \dot{u}}{S} = \frac{1}{\alpha I_a} = \frac{1}{53.20 \cdot 659.275} = 2.8503 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{s} \cdot \text{N}} \approx \boxed{1.026 \frac{\text{kg/R}}{\text{daN}}}$

t non adiabatico

Definisco $I_a = \frac{S}{u} = \frac{w_e m_e + A_e (p_e - p_0) - u u}{u} = \left(\frac{\alpha+1}{\alpha} \right) w_e - u + \frac{A_e (p_e - p_0)}{u} \cdot \frac{w_e}{w_e}$

quindi $N = \frac{A_e (p_e - p_0)}{u} \cdot \frac{w_e}{w_e} \cdot \frac{w_e}{w_e} \cdot \frac{\gamma}{\gamma}$

$\frac{w_e}{u} = \frac{\alpha+1}{\alpha}$ $w_e = p_e w_e A_e$ $w_e^2 = M_e^2 \gamma R T_e$ $p_e R T_e = p_e$

sostituisco le espressioni precedenti in N ottengo:

$N = \left(\frac{\alpha+1}{\alpha} \right) w_e \frac{1 - \frac{p_0}{p_e}}{\gamma^2 M_e^2}$ quindi $\frac{p_0}{p_e} = P_n \rightarrow p_e = 0.3 / 1.0288 = \boxed{0.288}$

$I_a = \left(\frac{\alpha+1}{\alpha} \right) w_e \left(1 + \frac{1 - \frac{p_0}{p_e}}{\gamma^2 M_e^2} \right) - u = \left(\frac{54.3}{53.2} \right) \cdot 900.022 \left(1 + \frac{1 - \frac{0.288}{0.311}}{1.331 \cdot (1.796)^2} \right) - 257.666$

EPR (Engine pressure Ratio)

$$\frac{P_4}{P_1} = \frac{P_4}{P_3} \frac{P_3}{P_2} \frac{P_2}{P_1} = \frac{1}{P_t} \cdot P_c = \frac{0.95}{2.932} \cdot P_c = 0.324 P_c$$

Il valore di P_c si calcola dal bilancio di potenza all'albero

$$L_c = L_t \rightarrow \frac{1}{\eta_{mc}} c_p T_1 \left(P_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) = \eta_{mt} \frac{1+\alpha}{\alpha} c_p T_3 \left(1 - \frac{1}{P_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma} \eta_{yt}}} \right)$$

diviso per $c_p T_1$ → $\frac{1}{\eta_{mc}} \left(P_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) = \eta_{mt} \frac{1+\alpha}{\alpha} \frac{T_3}{T_1} \left(1 - \frac{1}{P_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma} \eta_{yt}}} \right)$

$$P_c = \left[1 + \eta_{mc} \eta_{mt} \frac{1+\alpha}{\alpha} \frac{T_3}{T_1} \left(1 - \frac{1}{P_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma} \eta_{yt}}} \right) \right]^{\frac{\gamma \eta_{yt}}{\gamma-1}}$$

costante

$$P_c = \left(1 + K_c \frac{T_3}{T_1} \right)^{\frac{\gamma \eta_{yt}}{\gamma-1}} \quad K_c = \frac{L_{c,t}}{c_p T_3^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (\text{alternativo}) = \frac{4361 \cdot 4184}{1223.8 \cdot 1250} = 0.2404$$

$$c_p \left(T_m = \frac{T_3 + T_1}{2} \right) = c_p(412, 965) = 946 + 0.1884 \cdot T_m = 1023.8 \frac{J}{kg \cdot K}$$

$$\frac{\gamma \eta_{yt}}{\gamma-1} \Rightarrow \frac{1.4 \cdot 0.88}{0.4} = 3.0810$$

Per ipotesi $L_c \propto n^3$ ed L_t (αT_3 perché $P_t = \text{cost}$ con bilancia bilanciata) è uguale a L_c → quindi $T_3 \propto n^2$ ovvero $\sqrt{\frac{T_3}{T_1}} \propto \frac{n}{\sqrt{T_1}}$

A questo punto ruota tabella con EPR, P_c , $\frac{T_3}{T_1}$, portata del compressore con cui costruisco la linea di funzionamento (i punti della linea corrispondono ai giri corretti) etago conto di:

$$\frac{\frac{n}{\sqrt{T_1}}}{\left(\frac{n}{\sqrt{T_1}} \right)^*} = \frac{\sqrt{T_3/T_1}}{\left(T_3/T_1 \right)^*}$$

Spianta bordo corretto al motore della ventola

$$\frac{S_5}{P_1 A_t} = f \left(\frac{n}{\sqrt{T_1}}, M_0 \right)$$

dipende da $M_0 = E d \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right) =$
 $= 1 \cdot \left(1 + \frac{1.408-1}{2} \cdot 0.85^2 \right) \frac{1.408}{0.608} = 1.608$

$$\frac{S_5}{P_1 A_t} = \left[\frac{\rho_0 v_0}{P_1 A_t} + \frac{P_t}{P_1} \right] - \frac{P_0}{P_1}$$

questo indice quindi dipende solo da $\frac{n}{\sqrt{T_1}}$

Da noi tutti i dati per calcolare il rapporto tra aree:

$$\frac{A_1}{A_t} = 1.9159 \sqrt{\frac{284}{292.02}} \sqrt{\frac{262.39}{848.1}} \cdot \frac{0.645}{0.44266} = 1.509$$

Da qui passo al calcolo diretto di k_n

$$k_n = \frac{1+53.2}{53.2} \cdot 574.39 \cdot \frac{1}{\sqrt{284 \cdot 1250}} \cdot 1.509 = 1.4743$$

calcolo quindi $\frac{u_{inve}}{P_0 A_t}$ in funzione di $\frac{T_3^0}{T_1^0}$; il secondo termine $\frac{P_c}{P_0}$

non calcolato come: $\frac{P_c}{P_0} = \frac{P_c}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_1^0} = \frac{1}{\beta_r} \text{EPR} = 0.5345 \text{EPR}$

però $\beta_r = \frac{P_2^0}{P_c} = \frac{P_2^0}{P_3} \frac{P_3}{P_c} = \frac{5721}{3.075} = 1.86$

Valore le prestazioni fornite nelle al nome del numero di giri

Ipotesi $z = \text{cost}$, $M_0 = \text{cost} = 0.85$, $T_1^0 = 262.39 \text{K}$

$$\frac{L_c}{L^*} = \left(\frac{n}{n^*}\right)^2 = x^2 = \frac{T_2^0 - T_1^0}{T_2^{0*} - T_1^{0*}} = \frac{(T_2^0/T_1^0) - 1}{(T_2^0/T_1^0)^* - 1}$$

Da questa relazione ricavare il rapporto tra T_2^0 e manetta, ovvero come varia il rapporto di compressione.

$$\frac{T_2^0}{T_1^0} = x^2 \left[\left(\frac{T_2^0}{T_1^0}\right)^* - 1 \right] + 1 \rightarrow \beta_c = \left(\frac{T_2^0}{T_1^0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1} \eta_c} = \left(\frac{T_2^0}{T_1^0}\right)^{3.139}$$

Quasi copioso aumentando n con $T_1^0 = \text{cost}$ il compressore lavora di più (comprime di più) quindi il fluido si scaldi di più.

Per la turbina deve valere il bilancio di potenza $P_c = P_t$

(Da ipotesi P_0 uguali entrante e $P_t = \text{cost}$ perché turbina bloccata)

$$L_c = L_t = c_p T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_c^{\frac{\gamma}{\gamma-1} \eta_c}}\right) \propto T_3^0 \rightarrow n^2 \propto T_3^0 \text{ quindi } \frac{T_3^0}{T_3^{0*}} = x^2$$

da ipotesi della turbina è costante $\frac{u \sqrt{T_3^0}}{P_3^0} = \text{cost}$ però

$$E_b = \text{cost}, p_1^0 = \text{cost}, P_3^0 \propto P_c \rightarrow \text{allora } P_3^0 = \frac{P_3^0}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_1^0} \cdot P_1^0 = E_b \beta_c P_1^0$$

$$\text{Ho quindi } u \propto \frac{P_3^0}{\sqrt{T_3^0}} \propto \frac{P_c}{x} \text{ ovvero } \frac{u}{u^*} = \frac{P_c}{P_c^*} \frac{1}{x}$$

Ho due effetti opposti perché aumentando n , $\frac{1}{x} \downarrow$ e $\beta_c \uparrow$. Ma vediamo però lungo la linea di funzionamento (sulla mappa del compressore)

Valore prestazioni nelle e corde al varare del Mach di volo

$n = \text{cost}$ $z = \text{cost}$

$a_0 = \sqrt{\gamma R T_0} = \sqrt{1.409 \cdot 287 \cdot 228.7} = 326.108 \text{ m/s}$ dove a_0 è la velocità del suono alla quota di progetto. Forando varare il Mach, con a_0 costante, dove ambreca varare $U \rightarrow U = a_0 M_0$

Sopprimendo che aumentando il Mach la temperatura totale aumenta e che avviene anche il contributo della compressione dinamica.

$\frac{T_0}{T_0} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2$ $\frac{P_0}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

$T_0^* = T_1^*$ $P_1^* = \epsilon_d P_0^* = P_0^*$ ($\epsilon_d = 1$)

Con la manovella bloccata varare il lavoro del compressore

$\frac{L_c}{L_c^*} = 1, n = \text{cost}$ ovvero $L_c = C_p (T_2^{0*} - T_1^{0*}) = C_p T_1^{0*} \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 = \text{cost}$

quindi $\frac{T_2}{T_1} = \left[1 + \frac{L_c^* / C_p}{T_1^*} \right]$

Aumentando il Mach T_2 aumenta ma il rapporto di compressione diminuisce (Paccio + fatica a comprimere un gas già caldo)

$P_2 = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} P_1 = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{3.139}$

Se voglio calcolare portata in massa e densità devo vedere cosa succede in turbina. Essendo uguali omica allora ho che la turbina è bloccata quindi $P_3 = \text{cost}$ (è fissato) e pure la portata corretta è costante. L_c non varia è per la conservazione (bilancio lavoro) $L_c = 4$ quindi molto da pure $T_3^* = \text{cost}$.

la portata dipende solo da P_3^* :

$P_3^* = \frac{P_3}{P_3^*} \frac{P_0}{P_0} \frac{P_1}{P_1} \frac{P_2}{P_2} P = \epsilon_b P_c \epsilon_d f(M)$ $\epsilon_b = \text{cost}$
 $\epsilon_d = 1$

P_3^* dipende da P_c e dalla perdita dinamica. $\frac{P_3}{P_3^*} = \frac{P_c}{P_c^*} \frac{P_0/P_0}{(P_0/P_0)^*} = \frac{u}{u^*}$

Sotto portata in massa influenza il primo effetto del Mach quindi è come se avessi fluido più denso aumentando il Mach e $u \uparrow$

ESERCITAZIONE II

Si vuole dimensionare un razzo non rielaborabile (EVL = expendable launch vehicle) a 3 stadi. Lo si vuole inviare in orbita geostazionaria.

I° STADIO (LOX/RP-1): ossigeno liquido + rocket propellant

si possono usare sia kerosene che idrogeno liquido: il primo, con ρ "simile" all'acqua permette serbatoi più piccoli rispetto a quelli dell'idrogeno a parità di massa; il secondo le migliori prestazioni

II° STADIO (LOX/LH2): ossigeno liquido + idrogeno liquido

il secondo stadio ha dimensioni e indole quasi simili alle prestazioni

III° STADIO (NTO/MMH): propellenti inorganici cioè liquidi a Tamb. Escato per aggiustamenti di orbita o manovre correttive

Per il sistema di alimentazione del motore prima di scegliere:

① Pressione in camera alta

- Vantaggi: a parità di spinta, \dot{m} quindi motore più leggero; le migliori prestazioni in atmosfera
- Svantaggi: maggior peso del sistema di alimentazione

② Propellente

- Se ho "tutto" propellente meglio turbopompe (perforare nei primi stadi)
- Se ho "poco propellente" pressurizzo attraverso gas (p base negli ultimi stadi)

Lo spinto a cui riferiamo è lo spinto in camera di spinto F_{non} quello del motore F_0 .

$$c_{id}^* = \frac{\sqrt{RT}}{\Gamma}$$

$$\text{I) } T_1 = 3580 \text{ K} \quad c_{id1}^* = \frac{\sqrt{359.532 \cdot 3580}}{0.652} = 1466.549 \text{ m/s}$$

$$\text{II) } T_2 = 3360 \text{ K} \quad c_{id2}^* = \frac{\sqrt{682.843 \cdot 3360}}{0.650} = 2344.348 \text{ m/s}$$

$$\text{III) } T_3 = 3250 \text{ K} \quad c_{id3}^* = \frac{\sqrt{385.924 \cdot 3250}}{0.656} = 1429.201 \text{ m/s}$$

quindi la velocità caratteristica per i 3 stadi sarà $c^* = c_{id}^* \cdot \eta^*$

$$\text{I) } \eta_1^* = 0.945 \quad c_1^* = 1466.549 \cdot 0.945 = 1385.385 \text{ m/s}$$

$$\text{II) } \eta_2^* = 0.945 \quad c_2^* = 2344.348 \cdot 0.945 = 2215.634 \text{ m/s}$$

$$\text{III) } \eta_3^* = 0.981 \quad c_3^* = 1429.201 \cdot 0.981 = 1402.246 \text{ m/s}$$

Pressione usata oggetto P_e

uguaglianza portata in gas ^{prelavoro} con usata oggetto

$$\rho_{inf} u_{inf} = \rho_e u_e \quad \frac{P_e A_e}{\Gamma R T_e} \eta = \frac{P_c A_c}{\Gamma R T_c} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}$$

da cui $\frac{A_e}{A_c} = \epsilon =$

$$= \frac{\Gamma}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}$$

Conoscendo $\frac{P_e}{P_c}$ ricavare direttamente ϵ , ~~completando~~ altrimenti usare metodo iterativo:

$$X = \frac{P_e}{P_c} \rightarrow X^{\frac{2}{\gamma}} - X^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} = K \quad \text{con } K = \left(\frac{\Gamma}{\epsilon} \right)^2 \frac{\gamma-1}{2\gamma}$$

da cui $X = \left(\frac{K}{1 - X^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}} \right)^{\frac{\gamma}{2}}$

Porto da valori arbitrari per X (come X=0 o X=ε) e itero fino ad avere la convergenza della soluzione.

N.B. processo iterativo come nel turboshaft e turbogelso

Per il calcolo della velocità efficace di scarico C devo applicare la seguente formula: \rightarrow serve per l'impulso specifico

$$C = \frac{F}{m} = \frac{F}{p \cdot A \cdot t} = c^* \cdot c_f$$

Per velocità efficaci sono:

I $c^* = 1422,385$ $c_f = 1,628$ $C_1 = 1422,385 \cdot 1,628 = 2316,043 \text{ m/s}$

II $c^* = 2288,694$ $c_f = 1,886$ $C_2 = 2288,694 \cdot 1,886 = 4316,444 \text{ m/s}$

III $c^* = 1695,366$ $c_f = 1,812$ $C_3 = 1695,366 \cdot 1,812 = 3073,449 \text{ m/s}$

Da qui vedo a calcolare l'impulso specifico come $I_s = \frac{C}{g_0}$

I $I_{s1} = \frac{C_1}{g_0} = \frac{2316,043}{9,81} = 236,089 \text{ s}$

II $I_{s2} = \frac{C_2}{g_0} = \frac{4316,444}{9,81} = 440,005 \text{ s}$

III $I_{s3} = \frac{C_3}{g_0} = \frac{3073,449}{9,81} = 313,307 \text{ s}$

Da qui vedo a calcolare l'impulso specifico per densità definito come:

$$I_p = I_s \cdot \rho = \frac{I_{tot}}{V_{prop}} \quad \text{con } \rho = \text{densità media}$$

I $I_{p1} = I_{s1} \rho_1 = 236,089 \cdot 1014 = 239094,195 \frac{\text{kg} \cdot \text{s}}{\text{m}^3}$

II $I_{p2} = I_{s2} \rho_2 = 440,005 \cdot 333 = 146522,664 \frac{\text{kg} \cdot \text{s}}{\text{m}^3}$

III $I_{p3} = I_{s3} \rho_3 = 313,307 \cdot 1163 = 364409,953 \frac{\text{kg} \cdot \text{s}}{\text{m}^3}$

Passo ora al calcolo dell'area A_t :

$$A_t = \frac{m \cdot c^*}{p_c} = \frac{F}{p_c}$$

con $F = \text{spinta}$

$p_c = \text{pressione ugetta}$

ESERCITAZIONE VII

Dimensionamento del sistema di alimentazione a gas pressurizzato per combustore a propellenti liquidi "stabili".

Dobbiamo andare a dimensionare il modo fatto da garantire il ΔV richiesti.
volumi serbatoio ossigeno liquido del liquido
 ↑
 del serbatoio

① Dimensionamento basando il problema di viaggio e considerando un unico processo adiabatico.

Si considera unica accensione quindi $\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2$ con ΔV_1 e ΔV_2 riferite alle due accensioni del motore. Andiamo a calcolare quanto olio devo portare e bruciare nel combustore per garantire la pressione di regolazione.

Dall'equazione del peso $w_p = w_i e^{-\frac{\Delta V}{c}}$ dove passeremo a risolvere un caso $w_i = w_{O_2} + w_{T} + w_S + w_{He} + 1.15 w_p$

dove

- w_{O_2} = massa ossigeno
- w_T = massa struttura + tank (del propellente)
- w_S = massa dei serbatoi di He
- w_{He} = massa di He
- w_p = massa di propellente (si considera anche il 15% di riserva)

La massa di propellente w_p è definita come $\rightarrow w_p = w_i - w_p$

mentre la massa di He è $w_{He} = \frac{P_0 V_0}{R T_0}$
 V_0 = volume serbatoi He
 R = costante dell'He

La massa serbatoi è definita come $w_S = 4 (4 \pi r^2 s) P_0$
↓
 numero serbatoi

Il volume dei serbatoi V_0 è definito come $V_0 = 4 \left(\frac{4}{3} \pi r^3 \right)$

Possiamo mettere in relazione massa dei serbatoi con il loro volume:

$k_p \pi r^2 = 2 \pi r s P_0 \rightarrow s = \frac{k_p P_0}{2 \sigma T_0}$ che rappresenta la forza di nelle infiltrazione il serbatoio e la tensione all'interno del materiale.

$k = 1.2$ fattore di sicurezza

ovvero
$$m_p = 2300 + 0.15 m_p + 336.4755 V_0$$

II) dall'eq di stato auto $V_0 = \frac{\delta P_r}{P_0 - P_r} \frac{m_p}{\rho_p}$ con $P_r = P_0$
 allora
$$V_0 = \frac{\delta P_r}{P_0 - P_r} \frac{m_p}{\rho_p} = \frac{1.67 \cdot 2 \cdot 10^8}{(30 - 2) \cdot 10^8} \frac{m_p}{1163} = 1.0254 \cdot 10^{-4} m_p = V_0$$

Con tre equazioni e tre incognite non è risolvere il sistema in funzione di m_p

$$336.4755 \cdot 1.0254 \cdot 10^{-4} m_p + 0.15 m_p + 2300 - m_p = 0$$

$m_p = m_i - m_f \rightarrow m_f = m_p + m_p$ e sostituisco nell'eq del rasoio si ha:

$$m_p = (m_p + m_p) e^{-\frac{\Delta V}{c}} \rightarrow m_p e^{\frac{\Delta V}{c}} = m_p + m_p \quad m_p (1 + e^{\frac{\Delta V}{c}}) = m_p$$

quindi
$$m_p = \frac{m_p}{e^{\frac{\Delta V}{c}} - 1}$$

$$-2300 = 336.4755 \cdot 1.0254 \cdot 10^{-4} m_p + 0.15 m_p - \frac{m_p}{e^{\frac{\Delta V}{c}} - 1}$$

$$-2300 = 0.03451 m_p + 0.15 m_p - 0.3818 m_p$$

$$-m_p \left(\frac{1}{\frac{3364}{3104} - 1} \right) = -m_p (0.3818)$$

$$2300 = 0.1843 m_p \rightarrow m_p = 11657.375 \text{ Kg}$$

$$V_0 = 1.0254 \cdot 10^{-4} \cdot 11657.375 = 1.195 \text{ m}^3 = V_0$$

$$m_f = 11657.375 \cdot 0.3818 = 4450.78 \text{ Kg} = m_f$$

da qui vedo a trovare i termini restanti

$$m_i = m_p e^{\frac{\Delta V}{c}} = 4450.78 \cdot e^{\frac{3894}{3104}} = 16080.94 \text{ Kg} = m_i$$

$$m_{us} = 287.1489 V_0 = 287.1489 \cdot 1.195 = 343.2 \text{ Kg} = m_{us}$$

$$V_p = \frac{m_p}{\rho_p} = \frac{11657.375}{1163} = 10 \text{ m}^3 = V_p \quad \text{volume propano}$$

$$V_r = 0.15 V_p = 1.5 \text{ m}^3 = V_r \quad \text{volume propano residuo}$$

$$V_u = 0.05 (V_p + V_r) = 0.05 (10 + 1.5) = 0.545 \text{ m}^3 = V_u$$

FASE 2 (Prima Accensione (processo adiabatico) ^{per causa dei tempi rapidi})

Si accendono i motori e si brucia il propellente necessario a generare la dolo ΔV ; contemporaneamente muoto e' He necessario per mantenere la pressione nel tank.

PROPELLENTE

$$\frac{m_i}{m_{in} - m_{PI}} = e^{\frac{\Delta V_i}{c}}$$

m_{PI} = massa propellente per la prima manovra

$$m_{PI} = m_{i1} \left(1 - \frac{1}{e^{\frac{\Delta V_i}{c}}}\right) = 16080.97 \left(1 - \frac{1}{e^{\frac{2464}{3.07}}}\right) = 8805.2 \text{ kg} = m_{PI}$$

$$V_{PI} = \frac{m_{PI}}{\rho_{PI}} = \frac{8805.2}{1163} = 7.571 \text{ m}^3 = V_{PI} \rightarrow \text{volume usato nella prima accensione da sostituire con He}$$

SERBATOIO HE \rightarrow il volume e' $= \alpha V_{PI}$

$$\gamma P_r \Delta V_p = (P_1 - P_2) V_0$$

ovvero $P_2 = P_1 - \gamma P_r \frac{V_{PI}}{V_0} = 29.28 \cdot 10^6 - 1.64 \cdot 2 \cdot 10^6 \frac{7.571}{1195} = 8.092 \text{ MPa} = P_2$ ^{es. spostamento}

$$T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 293 \cdot \left(\frac{8.092}{29.28}\right)^{\frac{1.64-1}{1.64}} = 174.90 \text{ K} = T_2 \text{ (esp. isentropica)}$$

$$m_2 = m_1 \frac{P_2}{P_1} \frac{T_1}{T_2} = 54.49 \cdot \frac{8.092}{29.28} \cdot \frac{293}{174.90} = 26.61 \text{ kg} = m_2 \rightarrow \text{massa della legge dei gas}$$

dove m_2 e' la massa di He rimasto nel serbatoio

SERBATOIO PROPELLENTE

Nel serbatoio deve avere pressione costante quindi $P_{b2} = P_r$ (ecco perche' aggiungo He)

$$m_{b2} = (m_{i1} + m_1) - m_2 = 1.89 + 54.49 - 26.61 = 32.77 \text{ kg} = m_{b2}$$

$$V_{b2} = V_0 + V_{PI} = 0.575 + 7.571 = 8.146 \text{ m}^3 = V_{b2}$$

$$T_{b2} = \frac{P_r V_{b2}}{R m_{b2}} = \frac{2 \cdot 10^6 \cdot 8.146}{32.77 \cdot 2074} = 239.37 \text{ K} = T_{b2}$$

La massa diminuisce ma la pressione rimane costante grazie all'efflusso di He

Finito lo fase di blowdown usso quello di regolazione

PROPONENTE

Amanti alla pressione di regolazione us il volume nuovamente per effettuare la seconda occasione; il volume di proppellente de rudo a cololare ora è quello usato per abbassare la pressione nel serbatoio:

$$V_{PI} = V_{PI} - (V_{b3} - V_{b3}) = 2.43 \cdot (9.19 - 8.146) = \boxed{1.38 \text{ m}^3 = V_{PI}}$$

SERBATOIO HE

Vado a cololare P_4 rrebbando P_0 di svuotamento

$$\frac{(\gamma_4) P_r \cdot V_{PI}}{V_0} = P_3 - P_4 \quad P_4 = P_3 - \frac{(\gamma_4) P_r \cdot V_{PI}}{V_0} = 13.56 - \frac{(1.07) \cdot 2 \cdot 1.38}{1.195} = \boxed{9.403 \text{ MPa} = P_4}$$

$$T_4 = T_c \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 293 \left(\frac{9.403}{13.56} \right)^{\frac{0.67}{1.07}} = \boxed{256.184 \text{ K} = T_4} \text{ (esp isentropico)}$$

la massa nuovamente nel serbatoio di He è:

$$m_4 = \frac{P_4 V_0}{R T_4} = \frac{9.403 \cdot 10^6 \cdot 1.195}{2077 \cdot 256.184} = \boxed{21.49 \text{ Kg} = m_4}$$

Probleme di He inusso nel serbatoio è uguale al volume di proppellente utilizzato per la seconda occasione $V_{L4} = V_{PI}$

SERBATOIO ERPELLENTE

Das mantenere il tank in pressione quindi modifigo le caratteristiche present nel serbatoio di He.

Si presenta un caso di temperatura ed un aumento di volume:

$$T_{L4} = \frac{P_{L4} V_{L4}}{R m_{L4}} = \frac{2.106 \cdot 10.57}{2077 \cdot 34.59} = \boxed{240.44 \text{ K} = T_{L4}}$$

$P_{L4} = P_r$ → sempre por avere $p = \text{cost}$ → inulto He

$$V_{L4} = V_{b3} + V_4 = 9.19 + 1.38 = \boxed{10.57 \text{ m}^3 = V_{L4}}$$

la massa m_{L4} è: $m_{L4} = m_{L3} + (m_3 - m_4) = 32.44 + (26.61 - 21.49) = \boxed{37.59 \text{ Kg} = m_{L4}}$

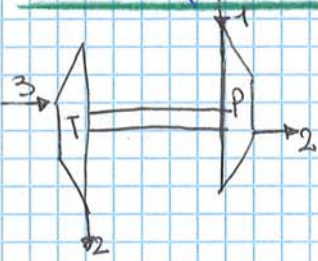
Sostituendo V_{L4} ed m_{L4} nell'espressione della temperatura ricavo T_{L4} .

ESERCITAZIONE VII

Sistema di alimentazione con turbopompe serie (Space Shuttle Main Engine)

Sperte analizzando la potenza delle turbopompe, numero giri specifici e diametro specifici.

1) LPOTP (Low Pressure Oxygen Turbopump)



considero fluido incompressibile $P_d = \dot{m} \frac{\Delta p}{\rho}$

FATTORE CONVERSIONE

lb → Kg 2.2046

psi → Pa 6895

$\rho = 1140 \text{ Kg/m}^3 \rightarrow$ densità ossigeno (dal testo)

travaso $L_w = \dot{m} \Delta h_{tot}$

colpello $L_{tis} = \frac{P_3 - P_2}{P}$ cono salto di entalpia (flusso isentropico)

e la potenza ideale delle turbine come $P_{tid} = \dot{m}_3 \cdot L_{tis}$

$$L_{tis} = \frac{26.21 - 2.9}{1140} = \boxed{0.0204 \text{ Mg} = L_{tis}}$$

$$P_{tid} = 84.4 \cdot 0.0204 \cdot 10^6 = 1.72 \cdot 10^6 \text{ W} = \boxed{1.72 \text{ MW} = P_{tid}}$$

le potenze reali di pompa e turbina sono equivalenti $P_p = P_t$

$$P_{pid} = \dot{m}_1 \frac{P_2 - P_1}{\rho} = 423.4 \cdot \frac{2.9 - 0.69}{1140} = \boxed{0.821 \text{ MW} = P_{pid}}$$

le potenze reali sono

$$P_p = \frac{P_{pid}}{\eta_p} \quad P_t = P_{tid} \cdot \eta_t$$

$$\boxed{\eta_t \text{ (dal testo)} = 0.14}$$

L'olio è liquido nuovo l'ossigeno nuovo range di pressione dove la densità non è costante; si usa un valore medio per evitare confusione.

	\dot{m} lps	\dot{m} kg/s	P psi	P MPa
12	155	40.31	30	0.207
13	155	40.31	298	2.05
16	28 33	13.15 13.15	4217	29.08
17	28	13.15	3169	21.85

$$\rho = 42.64 \text{ kg/m}^3$$

Il lavoro della pompa elica potenza si calcola come:

$$L_{ps} = \frac{P_2 - P_1}{\rho} = \frac{2.05 - 0.207}{42.64} = 0.025 \text{ M}_g = L_{ps}$$

$$P_{pid} = \dot{m}_{12} \cdot L_{ps} = 40.31 \cdot 0.025 \cdot 10^6 = 1.79 \text{ MW} = P_{pid}$$

$$P_p = \frac{P_{pid}}{\eta_p} = \frac{1.79}{0.41} = 2.52 \text{ MW} = P_p$$

con $\eta_p = 0.41$

Per quanto riguarda l'entropia, per calcolare lavoro e potenza in base alle entropie (dal grafico del testo):

$$L_{t15} = P_{16} - P_{14(s)} \quad L_t = P_{16} - P_{14} \quad P_{16} = 4072.5 \text{ kJ/kg}$$

$$P_{pid} = \dot{m}_{16} \cdot L_{t15} = 13.15 \cdot (4072.5 - 3417.5) =$$

$$= 4668.25 \text{ kW} = 4.67 \text{ MW} = P_{pid}$$

$$P_{14} = 3881.5 \text{ kJ/kg}$$

$$P_{14(s)} = 3417.5 \text{ kJ/kg}$$

$$P_t = \dot{m}_{16} L_t = 13.15 (4072.5 - 3881.5) = 2511.65 \text{ kW} = 2.5 \text{ MW} = P_t$$

$\eta_p = 0.41$ dal testo (rendimento pompa)

$$\eta_t = \frac{P_t}{P_{pid}} = \frac{2.5}{4.67} = 0.54 = \eta_t$$

$$\eta_g = \frac{P_{pid}}{P_p} = \frac{1.79}{2.52} = 0.38 = \eta_g$$

Quanto vale ψ nei 3 stadi?

$$\psi_I = \frac{\Delta P}{1U_{max}^2} = \frac{498650}{600^2} = 1.385$$

$$\psi_{II} = \frac{\Delta P}{2U_{max}^2} = \frac{498650}{2 \cdot 600^2} = 0.693$$

$$\psi_{III} = \frac{\Delta P}{3U_{max}^2} = \frac{498650}{3 \cdot 600^2} = 0.462$$

n_s = numero giri specifico

$$n_s = \frac{\omega \sqrt{Q}}{(gHu)^{3/4}} = \frac{3591 \sqrt{0.91}}{(1662.664)^{3/4}} = 0.414$$

(in misura anglosassone $N_s = n_s \cdot 2430 = 1138.41$)

$$d_s = \frac{D(gHu)^{1/4}}{\sqrt{Q}} = \frac{0.32 (1662.664)^{1/4}}{\sqrt{0.91}} = 6.44 \quad \text{diametro specifico}$$

(in misura anglosassone $D_s = d_s \cdot 0.0198 = 0.134$)

LOX (HPOTP)

$$D = 0.16 \text{ m}$$

$$22250 \text{ rpm} = 2330 \text{ rad/s} = \omega$$

$$\dot{m}_m = 508.02 \text{ kg/s}$$

$$Q = \frac{\dot{m}_m}{\rho} = \frac{508.02}{1140} = 0.4456 \text{ m}^3/\text{s} = Q$$

P_0 portata va divisa in due $\frac{Q}{2} = \frac{0.4456}{2} = 0.2228 \text{ m}^3/\text{s}$

$$gHu = \frac{\Delta P}{\rho} = \frac{P_1 - P_4}{\rho} = \frac{24.45 - 2.48}{1140} = 22166.4 \text{ J/kg}$$

$$n_s = \frac{2330 \cdot \sqrt{0.2228}}{(22166.4)^{3/4}} = 0.6054$$

$$N_s = 0.6054 \cdot 2430 = 1653.56$$

$$d_s = \frac{0.16 (22166.4)^{1/4}}{\sqrt{0.2228}} = 4.134$$

$$D_s = 4.134 \cdot 0.0198 = 0.08185$$

Il spinta specifica è calcolata come:

$$I_s = \frac{c}{\rho_0} = \frac{2314 \cdot 1315}{9.81} = 236.2 = I_s$$

Dall'espressione del q_f posso ricavare $A_t = \frac{F}{\rho \cdot q_f}$ dove $F = \frac{I_{for}}{t_b}$

$$F = \frac{5000000}{24} = 2.083 \text{ MN}_w = F$$

$$A_t = \frac{2.083 \cdot 10^6}{50 \cdot 10^5 \cdot 1.494} = 0.248 \text{ m}^2 = A_t$$

Il probato in massa sarà $u_i = \frac{\rho \cdot A_t}{c^*} = \frac{50 \cdot 10^5 \cdot 0.248}{1564.85} = 898.02 \frac{\text{kg}}{\text{s}} = m$

la massa del granosarà quindi $m_p = u_i \cdot t_b = 898.02 \cdot 24 = 21552.5 \text{ Kg} = m_p$

l'area di uscita sarà $A_e = \epsilon \cdot A_t = 6.293 \cdot 0.248 = 1.449 \text{ m}^2 = A_e$

DIMENSIONAMENTO GRANO

grano a stoffa con $n=6$ punte

$\epsilon = \%$ dedicata allo punto elementore

$\theta =$ angolo tra due punte

$r =$ raggio base del cilindro

$w =$ distanza da bruciare per avere spinta costante

picoli ϵ raggio grande, punto piccolo
grandi ϵ raggio piccolo, punto grande

Per avere grano neutro $A_b =$ costante

Se il grano fosse puro cilindrico allora

per S (perimetro complessibile) = cost.

In questo caso $0 < y < w$ ($y =$ ricordo)

$$u_i = r \rho_b A_b \rightarrow u = r \rho_b S L$$

Porto dall'espressione di S

$$\frac{S}{\rho} = 2n \left[\frac{\sin \epsilon \frac{\pi}{n}}{\sin \frac{\theta}{2}} + \frac{y+f}{\rho} \left(\frac{\pi}{2} + \frac{\pi}{n} - \frac{\theta}{2} - \alpha \frac{\theta}{2} \right) + (1-\epsilon) \frac{\pi}{n} \right] \text{ e pongo uguale a zero}$$

il termine $\frac{y+f}{\rho} \left(\frac{\pi}{2} + \frac{\pi}{n} - \frac{\theta}{2} - \alpha \frac{\theta}{2} \right) = 0$ pongo $f=0$ e risolvendo

della $\frac{\theta}{2} \approx 33.53^\circ$