



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 1047

DATA: 23/07/2014

A P P U N T I

STUDENTE: Cappelletti

MATERIA: Motori per Aeromobili + Eserc.

Prof. Pastrone_Casalino

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

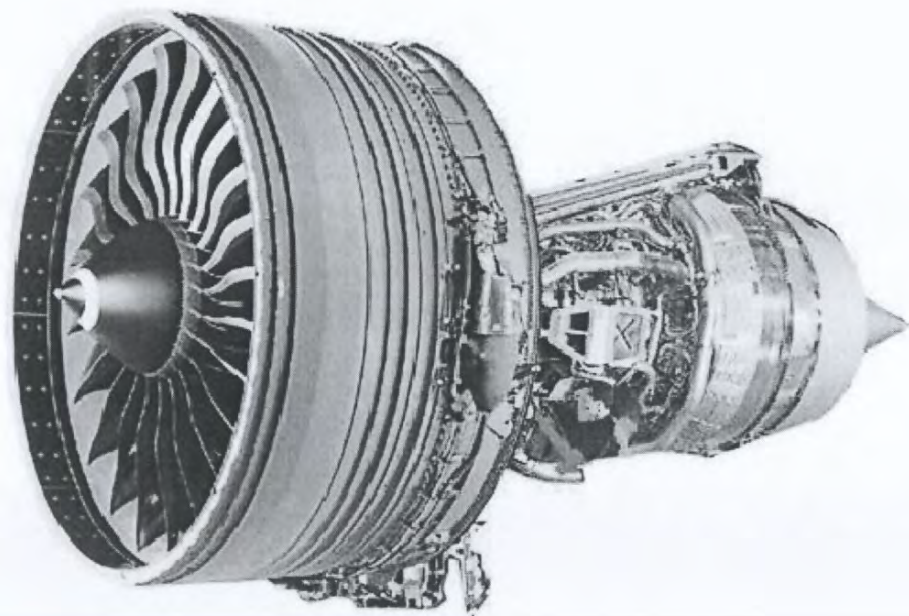
Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica 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.**

Politecnico di Torino
A.A. 2013-2014

Appunti, esercitazioni svolte di

MOTORI PER AEROMOBILI



Corso tenuto dal Prof. **D. Pastrone**
Corso di Laurea Magistrale
Ingegneria Aerospaziale

Appunti di Cappelletto Matteo

INDICE

ENDOREATTORI

1. Introduzione e definizioni
2. Modello di endoreattore ideale
3. Coefficiente di spinta
4. Effetto del mixture ratio su prestazioni
5. Effetti reali
 - a. Perdite in camera di combustione
 - b. Perdite nell'ugello
 - c. Trasmissione del calore
6. Endoreattori a propellenti liquidi
 - a. Sistemi di alimentazione a gas pressurizzante
 - b. Sistemi di alimentazione con turbopompe
 - c. Iniettori
 - d. Regolazione
7. Endoreattori a propellenti solidi
8. Propellenti solidi
9. Propellenti liquidi

ESOREATTORI

1. La spinta
2. Richiami su cicli termici e rendimenti
3. Presa d'aria supersoniche
 - a. Presa Pitot
 - b. Presa con rampa prominente
 - c. Presa convergente-divergente
 - d. Presa a compressione mista
 - e. Presa subsonica
4. Introduzione a OFF-DESIGN: turboalbero
5. TURBOSHAFT - prestazioni

- a. ON-DESIGN (richiami)
- b. OFF-DESIGN monoalbero e turbina libera
- 6. TURBOJET - prestazioni
 - a. ON-DESIGN (richiami)
 - b. OFF-DESIGN monoalbero e bi-albero
 - c. Come migliorare le prestazioni del TJ
- 7. TURBOFAN - prestazioni
 - a. ON-DESIGN (richiami)
 - b. OFF-DESIGN
- 8. ACCOPPIAMENTO PRESA-TURBOJET
- 9. COMBUSTORE
- 10. Varie

Esercitazioni svolte
Riassunti rapidi/schemi

MOTORI PER AEROMOBILI 3/03/2013

Intro e concetti generali

SPINTA → variazione di quantità di moto

Principio di azione e reazione: con qualcosa spingo e ho bisogno di qualcosa su cui spingere
→ UN FLUIDO SU CUI OPERARE

IL MOTORE SPINGE SUI GAS CHE ESPELLE

Working fluid → DA ESTERNO:

ARIA: una grande massa d'aria che viene poco accelerata

▶ Motore alternativo + elica

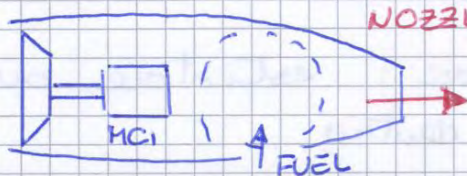
▶ ESOREATTORE (Airbreathing engine)

→ DA INTERNO → ENDOREATTORI

Da interno: piccola portata ad alta accelerazione
es. RAZZI e VEICOLI SPAZIALI, hanno tutto il fluido imbarcato

Classificazione di motori

■ TERMOJET, motore ideato negli anni '40 dove un motore alternativo dava potenza e un compressore.



■ GAS TURBINE ENGINES

■ RAMJET / SCRAMJET → AUTOREATTORI

■ ENDOREATTORI

PRESTAZIONI → EFFETTO UTILE
→ COSTI / CONSUMI

Prestazioni degli esoreattori SONO VINCOLATE dalla PRESSIONE AMBIENTE

→ P_{max} nel ciclo ≈ 40 bar

▲ ENDOREATTORE PUÒ OPERARE ANCHE NEL VUOTO

P_c dipende da come è sogmata la camera, e da

quanto fluido riesco a pomparci dentro!

$$P_{max} \approx 300 \text{ bar}$$

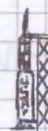
CONSUMO SPECIFICO

$$q_s = \frac{m_{\dot{p}}}{T} \quad \left[\frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}} \right] \quad \Delta \text{ daN} = \pm \text{deca N} = \pm \text{kg}$$

• ENDOREATTORI → MISSILI



ENDOREATTORI



Scopo: generare una forza/coppia sul veicolo per variazione la velocità rotazionale o traslazionale

1. JET ASSISTED TAKE-OFF
2. Fornire un'accelerazione là dove gli esoreattori non ce la fanno più
3. Lanciatori
4. Manovre orbitali: bassi livelli di spinta, alta accuratezza

Esempi stupidi di endoreattori: estintore, airbag, un palloncino con l'aria dentro, ...

NOIENCLATURA

BOOSTER: usato x accelerare durante la salita (grande spinta)

SUSTAINER: usato x mantenere la velocità

THRUSTER: " " dove piccole accelerazioni

MOTOR: SOLID ROCKET MOTOR

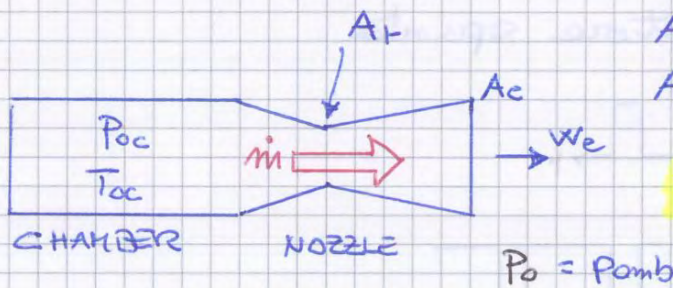
È come un fuoco di artificio, una volta acceso non è possibile una regolazione o controllo

ENGINE: liquid rocket engine

→ Regolazione tramite valvole

MOTORI PER AEROMOBILI 4/03/2013

Definitions



A_e : exit area
 A_t : throat area

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t}$$

$C =$ VELOCITÀ EFFICACE DI SCARICO (è una def.)

$$C = \frac{F}{\dot{m}}$$

È grande: per avere alto livello di spinta e consumare poco. Si prende l'endoreattore a banco e si misura la spinta (forza) che fa e la PORTATA \rightarrow calcoli c.

SPINTA

$$F = \dot{m} w_e + A_e (p_e - p_0)$$

↑
CONTRIBUTO
QDM

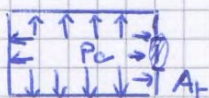
↑
SPINTA
DI PRESSIONE

Date queste definizioni mi creo un MODELLO DI ENDOREATTORE IDEALE e quindi posso poi definire le prestazioni

THRUST COEFFICIENT

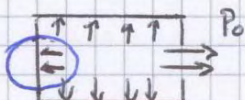
$$C_F = \frac{F}{P_c A_t}$$

Capacità di sopportare P_c (pressione nella camera di combustione) con un buco di sezione A_t .



CAMERA CHIUSA: pressione interna P_c si esercita uniformemente su TUTTE PARETI.

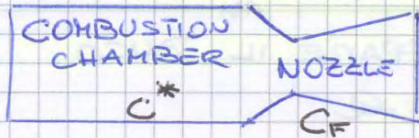
FORZA = 0



CAMERA APERTA: dove c'è il buco il gas esce \rightarrow non esercita forza su parete \Rightarrow NON COMPENSA LA FORZA DEL GAS SU PARETE OPPOSTA, CHE SPINGE IL MISSILE!

$$F = P_c \cdot A_t$$





$$C = C^* \cdot C_F = I_s \cdot g_0$$

$C^* \rightarrow$ "potenza" della chamber
 $C_F \rightarrow$ gain factor
 $C \rightarrow$ MASSA di propellente

$\rho \rightarrow$ Propellant bulk density \Rightarrow VOLUME DEL SERBATOIO

⚠ Peso propellente + PESO SERBATOIO \propto volume serbatoio

dipende dal
 volume del propellente
PRIMA della COMBUSTIONE

⚠ Impulso SPECIFICO \Leftrightarrow DURATA

PROPELLENTE

■ MIXTURE RATIO $MR = \frac{m_{O_2}}{m_{H_2}} = \frac{M_{O_2}}{M_{H_2}}$ OSSIDANTE (O_2)
 COMBUSTIBILE (H_2)

Per 1 kg di H_2 ci sono 5 kg di O_2

$$\rho_{L_{O_2}} = 1140 \text{ kg/m}^3 \quad \rho_{L_{H_2}} = 71 \text{ kg/m}^3$$

↑
LIQUIDO

■ BULK DENSITY (densità media) $\rho = \frac{\rho_0 \rho_F (1 + MR)}{MR \rho_F + \rho_0}$

■ DENSITY SPECIFIC IMPULSE $I_p = I_s \cdot \rho$

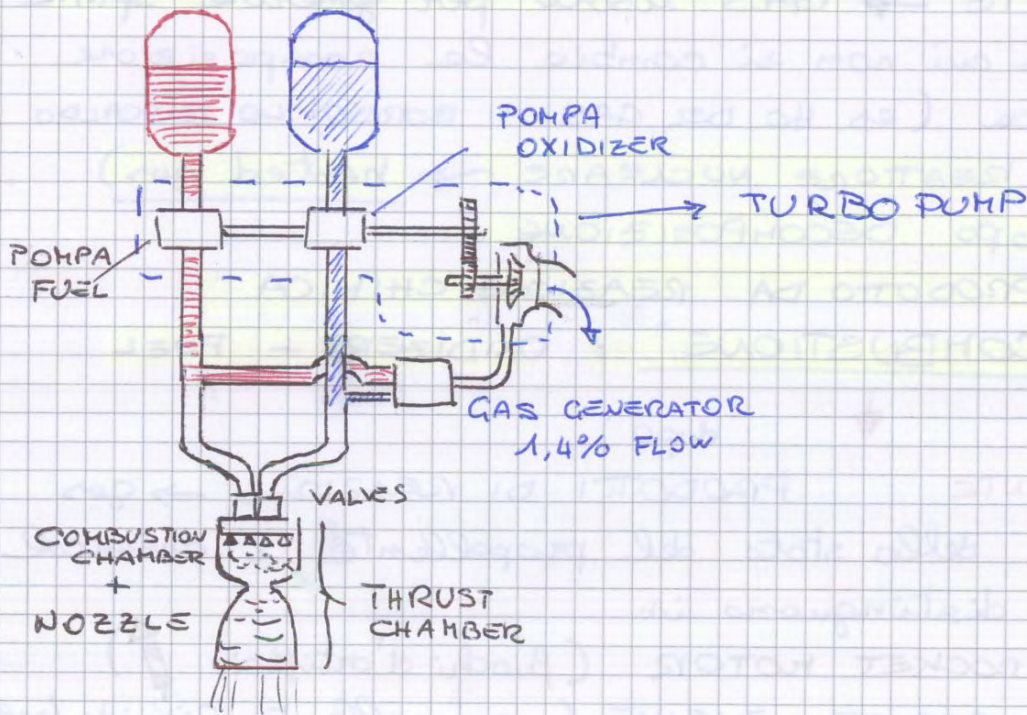
Dato l'impulso per unità di massa per trovare quello per unità di volume basta moltiplicare per ρ

$$I_s = \frac{F d}{g_0 d m} = \frac{F}{g_0 t} = \frac{F}{g_0 v \cdot p} \rightarrow I_s \cdot \rho = \frac{F}{g_0 v}$$

? COME CALCOLO IL PROPELENTE DI CUI NECESSITO

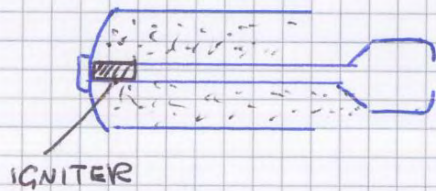
▲ Molte volte RINUNCIO A BASSI CONSUMI PUR DI AVERE UN SERBATOIO + LEGGERO!

SCHEMA DI MOTORE A PROPELLENTE LIQUIDO



SCHEMA DI MOTORE A PROPELLENTE SOLIDO

Ossidante e riducente in grani solidi a contatto, c'è solo bisogno di un IGNITER → CANDELA CHE AVVIA LO SCOPPIO.



Altri tipi di endoreattori:

ELETTROTERMICI

Il riscaldamento del gas non avviene per una reazione chimica (combustione) ma tramite riscaldamento elettrico

→ EFFETTO JOULE : RESISTO JET

Limiti : MAX TEMPERATURA e PARETI

→ spreco molta energia!

→ ARCO ELETTRICO : ARCJET

Riscaldo il gas SOLO in prossimità dell'ugello!

C^* → quanto mi devo usare per mantenere $p_c = \text{cost}$ anche se c'è un buco.

→ GAS MOLTO DILATATO → CALDO

ELETTROSTATICI

Crei ioni, acceleri gli ioni con un campo elettromagnetico e poi "smoltsisci" gli elettroni.

ELETTROMAGNETICI

Tabelle di confronto slide [12]

I propulsori di tipo non chimico vincono su impulso specifico e durata

[IMPULSO SPECIFICO = DURATA SOLO SE SI TRASCURA IL PESO DELL'INVOLUCRO]

... ma come rapporto spinta - peso vincono quelli chimici

⇒ PER FARE UN DECOLLO IL MIGLIORE È QUELLO CHIMICO!

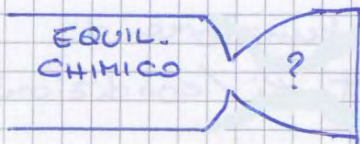
Vediamo ora le 10 ipotesi:

- FLUIDO
- 1) OMOGENEO
 - 2) GAS PERFETTO $\gamma = \text{cost}$
 - 3) EQUILIBRIO CHIMICO
 - 4) COMPOSIZIONE GAS NON CAMBIA DURANTE ESPANSIONE (Frozen equilibrium)

- 1) Combustibile solido, ossidante e riducente sono vicini, mi danno un gas omogeneo
 - Combustibile liquido DEVI FAR ATTENZIONE AL MISCELAMENTO! Serve un buon iniettore
 - Ibridi \rightarrow fon cogore

- 2) GAS PERFETTO: siamo ad alte temperature, il gas si comporta proprio come un gas perf.
 - $\gamma = \text{cost} \Rightarrow$ IPOTESI MOLTO FORTE

- 3) MIXING + CHIMICA \rightarrow il tempo di mixing e chimica deve essere CONFRONTABILE con quello di residenza nella camera



È UNA QUESTIONE DI TEMPO

Finché sono nella camera ho l'equilibrio ma quando il fluido poi accelera ($P \downarrow T \downarrow$) non sempre le reazioni riescono ad avvenire completamente

- 4) 2 CASI ESTREMI DURANTE L'ESPANSIONE

a) FROZEN EQUILIBRIUM: la composizione NON CAMBIA. È la migliore dal punto di vista del calcolo ma la peggiore x le prestazioni

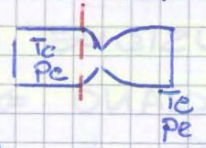
b) SHIFTING EQUILIBRIUM: la composizione è SEMPRE IN EQUILIBRIO CHIMICO durante l'espansione isentropica.
È un equilibrio mobile però!

• VELOCITÀ DI USCITA

$$w_e = \sqrt{2 c_p T_c \left(1 - \frac{1}{\beta_e^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right)}$$

$$\beta_e = \frac{p_c}{p_e}$$

SI RICAVA DALLA DEF. DI ENTALPIA TOTALE CONSIDERANDO UGELLO ADIABATICO



$h_o = \text{cost}$
 $h_o = c_p T_c = c_p T_e + \frac{w_e^2}{2}$

in sez. uscita

$$h_o = c_p T_e + \frac{w_e^2}{2} \rightarrow c_p T_c = c_p T_e + \frac{w_e^2}{2}$$

$$w_e = \sqrt{2 c_p (T_c - T_e)}$$

$$\rightarrow w_e = \sqrt{2 c_p T_c \left(1 - \frac{T_e}{T_c} \right)}$$

$$\frac{T_e}{T_c} = \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \beta_e^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

• PORTATA

$$\dot{m} = \frac{p_c A_t}{\sqrt{R T_c}} \Gamma$$

$$\Gamma = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{2(\gamma-1)}} \approx a + b \gamma$$

$a = 0,176$ $b = 0,438$

$\gamma \in [1,1; 1,6]$

■ UGELLO CRITICO $\rightarrow M=1$ IN GOLA

■ LE PROPRIETÀ CHIMICHE DEI GAS COMBUSTI NON SONO COSTANTI

$$\dot{m} = \frac{p_e A_e}{\sqrt{R T_e}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}$$

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} \quad \epsilon = \frac{\Gamma}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}}$$

$$T_o = T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \quad p_o = p \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

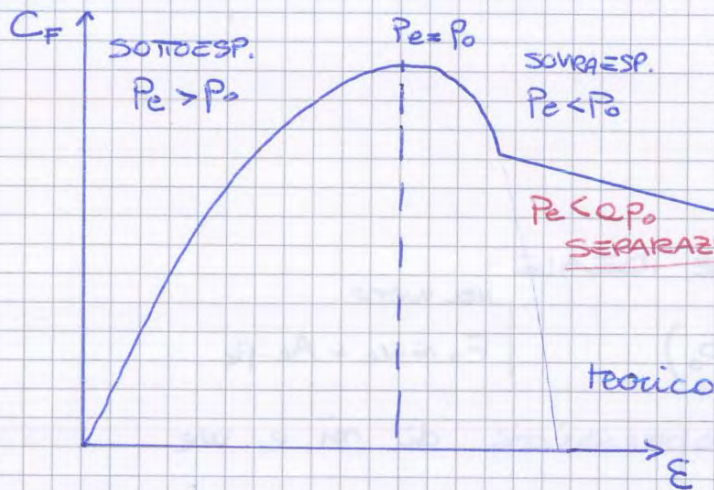
FUNZIONE DI MACH = portata corretta

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

se $M=1 \rightarrow f(1) = \frac{\sqrt{\gamma} \cdot 1}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$

$$= \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \rightarrow \Gamma$$

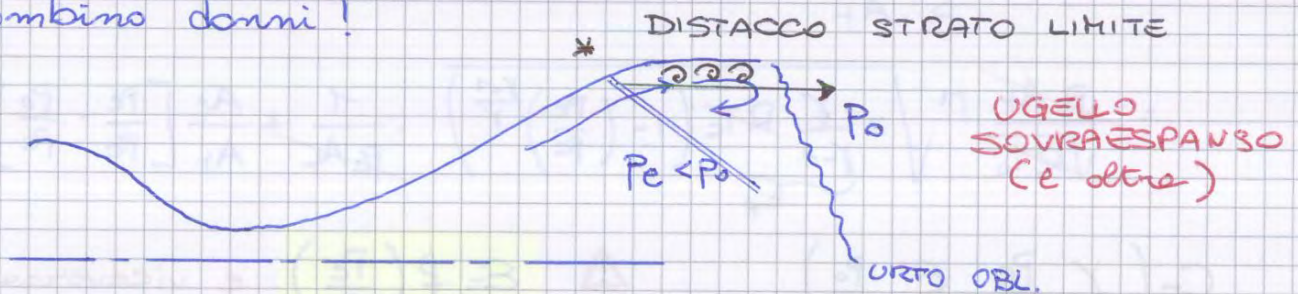
EFFETTO DI ϵ su C_F



Fissati γ e $\frac{P_0}{P_c}$, la MAX spinta si ha con ugello adattato

ADATTAMENTO $p_e = p_0$
 → OPTIMUM EXPANSION

Se "POMPO" troppo il rapporto di espansione geometrico combino danni!

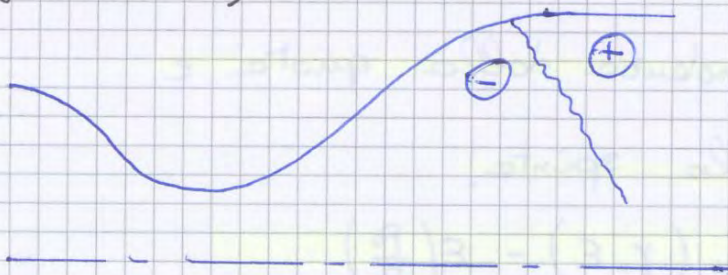


* Arrivato alla sezione di uscita il fluido sente una pressione esterna $> p_e \Rightarrow$ DEVE COMPRIMERSI ATTRAVERSO UN URTO

\Rightarrow GETTO SOVRAESPANSO: posto da una pressione P_c , il gas man mano che espande riduce la sua pressione (condiz. ottimale: press. scende fino a $P_{esterno}$ proprio sulla sez. di uscita).

Se $P_e \ll P_0$ HO UN REVERSE FLOW E UN URTO !

L'URTO RISALE IL CONDOTTO e vedendo una $p +$ oltre al tornare indietro vede urti + deboli (fin quando trova p generica $= P_0$)

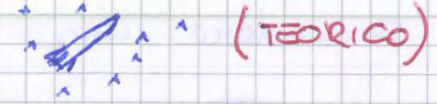


La posizione dell'urto non è stabile quindi le pareti dell'ugello vengono compresse oppure sentono una depressione

\Rightarrow OSCILLAZIONE POSIZ. URTO = FATICA \leadsto ROTURA!

Qual è il MASSIMO DEI MASSIMI ideale?

→ ADATTAMENTO NEL VUOTO!



MAX GLOBALE

$P_0 = P_e = 0$

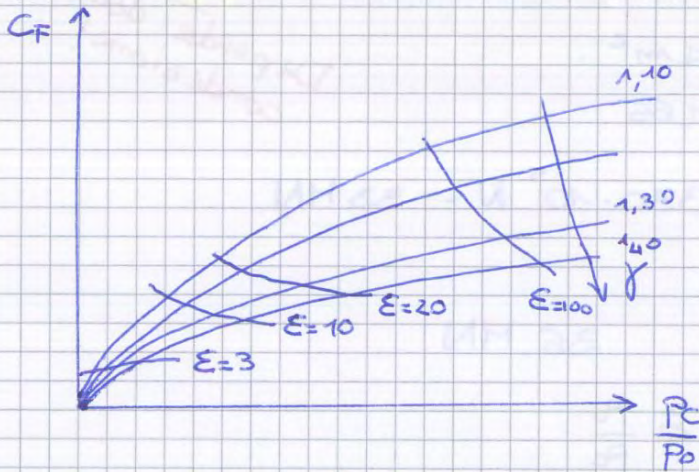
$(C_F)_{MAX} = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}$

$\Gamma = a + b\gamma$

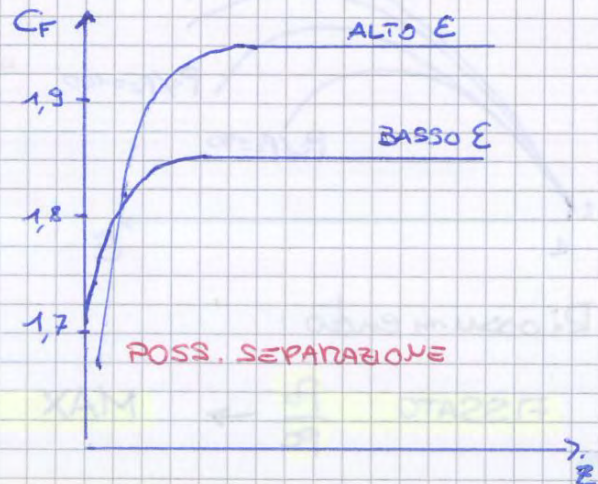
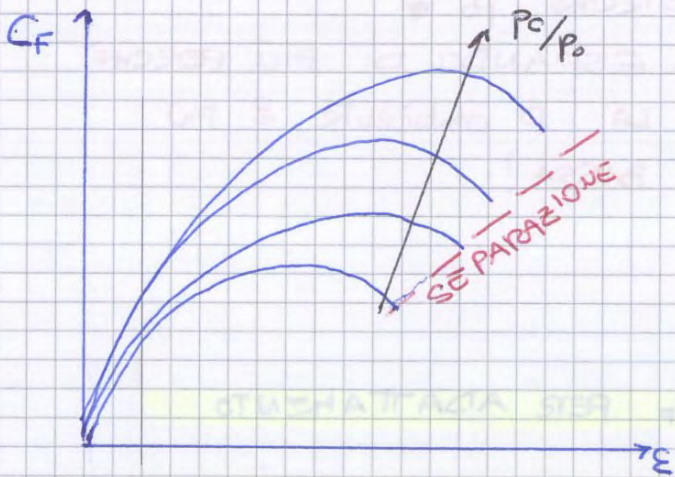
γ	$(C_F)_{MAX}$
1,2	2,246
1,3	1,964

Il max C_F si ha per γ piccoli!

EFFETTO DI γ



Gli ENDOREATTORI HANNO UCELLI A GEOMETRIA FISSA → E è fissato! E me lo devo tenere per tutto il volo!



ALTO E → max separazione a basse quote!

Quale E si sceglie? DIPENDE DALLA MISSIONE!

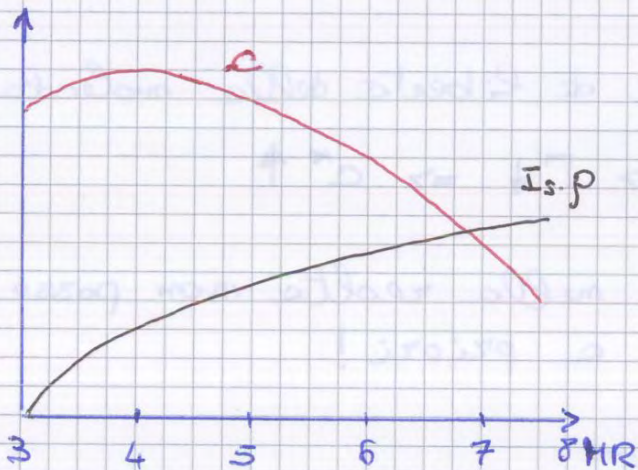
ATTENZIONE che c^* è solo UN PARAMETRO!

Quello che interessa di + è

$$c = c^* \cdot C_F \left(\gamma, \epsilon, \frac{p_0}{p_c} \right) \rightarrow c = \frac{F}{\dot{m}}$$

$$\gamma \downarrow \Rightarrow C_F \uparrow$$

C_F mi sposta IL MASSIMO per $T +$ alte e $\gamma +$ bassi



$$\rho_{LOX} = 1140 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_{LH_2} = 70 \text{ kg/m}^3$$

I motori reali però non usano un $MR = 3$ ma un $MR = 6$!!! Perché?

Esempio [se $MR \uparrow \rho \uparrow$]

MR	ρ [kg/m ³]	M_{Ox} [kg]	M_F [kg]	V_0 [e]	V_0 [e]	V_{TOT}
4	280	8	2	7	28,6	36
6	357	8,6*	1,4	7,6	20,4	28

A PARITÀ DI MASSA DI PROPELLENTE IMBARCATO (10kg) SE HO UN MR + ELEVATO AVRÒ UN VOLUME DEL SERBATOIO INFERIORE \Rightarrow meno peso ma con prestazioni ancora buone

\Rightarrow si perde un po' in c ma si hanno pesi inferiori! \Downarrow

Δ DENSITÀ MEDIA
$$\rho = \frac{\rho_{LOX} \cdot \rho_{LH_2} (1 + M_F)}{MR \rho_{LH_2} + \rho_{LOX}}$$

* $M_{TOT} = M_{Ox} + M_{H_2} = (MR+1)M_{H_2} \rightarrow M_{H_2} = \frac{10}{2} = 5,2 / M_{TOT} = \left(1 + \frac{1}{MR}\right) M_{Ox} \rightarrow 8,57$

$$c = \frac{\Gamma}{m} = c^* \cdot C_F \rightarrow c^* = \frac{c}{C_F} = \frac{F}{m} \cdot \frac{p_c A_T}{F} = \frac{p_c A_T}{p_c A_T} \cdot \frac{V_c}{\Gamma} = \frac{V_c}{\Gamma}$$

$$\tau^* = \frac{V_c}{A_T} \cdot \frac{1}{\Gamma \sqrt{RT_c}}$$

considerando che $c^* = \frac{\sqrt{RT_c}}{\Gamma}$

dimensionalmente è una lunghezza

$$\tau^* = \frac{1}{\Gamma^2} \cdot \frac{L^*}{c^*}$$

L^* = lunghezza caratteristica data dalla chimica in modo da avere l'equilibrio chimico.

τ → tempo di INIEZIONE, VAPORIZZAZIONE, COMBUSTIONE ($t_{chimico} + t_{voce}$)

MOTORI per AEROMOBILI 13/03/2014

Formule considerando volaci medi di $\frac{1}{\Gamma}$:

$$\tau^* \approx 2,38 \frac{L^*}{c^*}$$

$$L^* = \frac{V_c}{A_T}$$

$$C_{F_{max}} = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}$$

A_T → livello di spinta

$$F = C_F \cdot (p_c \cdot A_T) \quad , C_{F_{max}} = 2$$

Quanto voglio SPINGERE F → mi dà A_T

La CHIMICA → mi dà V_c

Visto che non siamo chimici ci sono tabelle che ci danno range di L^* a seconda dei VARI TIPI DI PROPELLENTI (MEMO: $p_c \uparrow$ $T_c \uparrow$ tempi chimici \downarrow)

Se voglio ridurre le perdite per combustione incompleta LA CAMERA DI COMBUSTIONE DEVE ESSERE LUNGA ALMENO L^*

2 numeri:

$$L^* \begin{cases} \text{LIQUID OXYGEN/LIQUID HYDROGEN (GH}_2 \text{ injection)} : 22-28 \text{ in} = 55-71 \text{ cm} \\ \text{LIQUID OXYGEN/LIQUID HYDROGEN (LH}_2 \text{ injection)} : 30-40 \text{ in} = 76-101 \text{ cm} \end{cases}$$

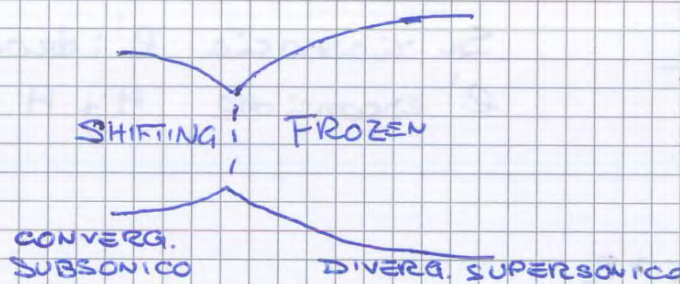
$\text{CO}_2 \rightleftharpoons \text{CO} + \frac{1}{2} \text{O}_2$	$10^{-2} = 10^{-3} \rightarrow$
$\text{H}_2 \rightleftharpoons 2\text{H}$	$10^{-5} = 10^{-6} \rightarrow$
τ^* NOZZLE	$10^{-3} = 10^{-6} \rightarrow$

L'idrogeno ce lo più forte! ... ma le CO_2 no!
 Allora cerchiamo di fare un modello + vicino alle realtà:

▶ CONVERGENTE → SUBSONICO ⇒ lì c'è tempo per riassociazione

→ SHIFTING

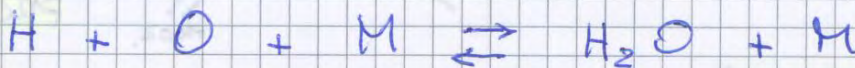
▶ DIVERGENTE → SUPERSONICO → FROZEN



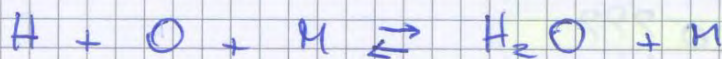
Modello + vicino alle realtà: nei calcoli si considera

- SHIFTING nel CONV
- FROZEN nel div.

Semplificazione: delle tante reazioni che si verificano durante la combustione ne scegliamo UNA SQA
 → LENTA e CHE SVILUPPA PIÙ ENERGIA



M = molecole varie, ^{CHIMICAMENTE} non partecipano alla creazione di legami ma assorbono/riprendono energia. È qualcosa che "devo mettere" per che collabora x l'energia...



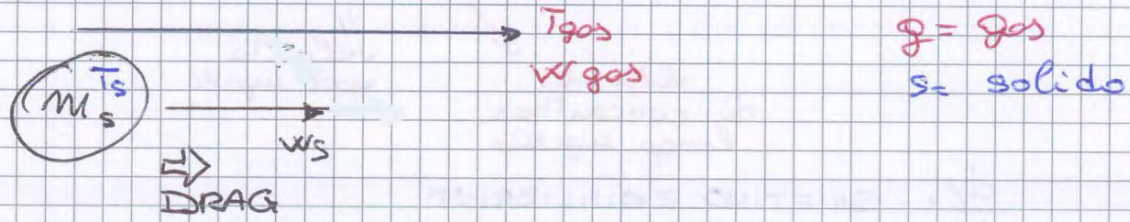
← rate backward

→ rate FORWARD

(equilibrio: tante si spaccano quante si riassociano)

formano nella camera di combustione xk poi influenzano tutto il processo.

INTERAZIONE PARTICELLA-GAS



Più la particella è piccola + saranno vicine w_s e w_g .

$$D = \frac{1}{2} \rho (w_g - w_s)^2 S C_D \propto \phi^2$$

$$D = m_s \cdot \frac{dw}{dt} = \underbrace{\rho_s}_{\text{volume}} \cdot V_s \cdot \frac{dw}{dt} \propto \phi^3 \rightarrow \phi^2 = \phi^3 \frac{dw}{dt}$$

$$\rightarrow \frac{dw_s}{dt} \propto \frac{1}{\phi}$$

L'ACCELERAZIONE DELLA PARTICELLA È INVERSA. PROP. AL SUO DIAMETRO.

meccanismi di interaz.

- I) SCAMBIO DI Q. D. M.
- II) SCAMBIO TERMICO gas-particella
La particella cede calore al gas durante l'espansione

$$\text{Heat transfer} = \frac{\text{Superficie scambio}}{\text{Volume (CAPACITÀ TERMICA)}}$$

- Si trascura
- III) La particella può aumentare o diminuire la sua massa [MASS TRANSFER]
 - IV) MOTI BROWNIANI → agitazione termica

Noi consideriamo solo i meccanismi (I) e (II)

Andiamo ora a scrivere le eq. di bilancio della QDM e dell'energia.



Però occhio, ha anche del solido nel fluido!
 + solido c'è + si "cimecia" energia

EQ. ENERGIA

Entalpia tot. in sezione 1 = entalpia tot. sezione 2

$$[\dot{h}_{A+dA}^0 - \dot{h}_A^0] = 0$$

$$\underbrace{m_s c_s dT_s + m c_p dT_g}_{\Delta h_{STATICO}} + \underbrace{m_s w_s dw_s + m_g w_g dw_g}_{\Delta E_k} = 0$$

Ora a $m_s \rightarrow x$, $m_g \rightarrow 1-x$ e si ha (*)

Sostituendo (Eq. 2) in (*) si ha:

$$x c_s dT_s + (1-x) c_p dT_g + x (w_s - w_g) dw_s = (1-x) \frac{dp}{\rho_g} \quad (**)$$

Se le particelle sono grosse come mattoni le cose vanno male; se c'è scambio di qdm e calore fra gas e solido \Rightarrow avremo PRESTAZIONI + ALTE!

4 CASI:

(A) $dw_s = dw_g \rightarrow w_s = w_g$ GAS = SOLIDO
 $dT_s = dT_g \rightarrow T_s = T_g$ SCAMBIANO SIA ENERGIA
 SIA QDM
 Caso migliore 😊

(D) Caso peggiore 😞 NESSUNO SCAMBIO
 $dw_s = 0 \rightarrow w_s = 0 = \text{cost}$
 $dT_s = 0 \rightarrow T_s = \text{cost}$

(B) $dw_s = dw_g \rightarrow w_s = w_g$ II
 $dT_s = 0 \rightarrow T_s = \text{cost}$

(C) $dw_s = 0 \rightarrow w_s = 0 = \text{cost}$ II
 $dT_s = dT_g \rightarrow T_s = T_g$

→ Politropica con esponente γ .

$$(*) \rightarrow (1-x) c_p dT_g + x w_g dw_g + (1-x) w_g dw_g = 0$$

$$(1-x) c_p dT_g + w_g dw_g (\cancel{x+1-x}) = 0$$

$$(1-x) dT_g + w dw = 0$$

La velocità sente il salto di entalpia ridotto di un fattore "-x"

⇒ parte dell' H la usò x accelerare il solido

$$w = \underbrace{\sqrt{2 c_p T_g \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}}_{\Delta h} \cdot \sqrt{1-x}$$

$$w_B = \sqrt{1-x} w_0$$

w_0 = velocità gas nel caso omogeneo

$$w_s = w_g \rightarrow (I_s)_B = \frac{w_B}{g_0} = \sqrt{1-x} \frac{w_0}{g_0}$$

$$\Rightarrow (\bar{I}_s)_B = \sqrt{1-x} (\bar{I}_s)_0$$

(C) $dT_s = dT_g$ $dw_s = 0$

$T_s = T_g$ $w_s = 0$

(**) → vedi caso (A)

$$x c_s dT_g$$

Esponente $\bar{\gamma} = \frac{\bar{c}_p}{\bar{c}_p - \bar{R}}$

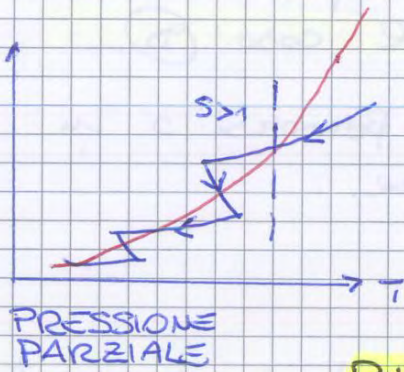
$$(*) \underbrace{[x c_s + (1-x) c_p]}_{\bar{c}_p} dT_g + (1-x) w_g dw_g = 0$$

$$w_0 = \sqrt{2 \bar{c}_p T_0 \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\bar{\gamma}-1}{\bar{\gamma}}} \right]} \cdot \frac{1}{\sqrt{1-x}}$$

Condensazione: $X_i \downarrow$ x_k una parte diventa liquida \rightarrow non è + contenuta nel gas

$T \uparrow$

... se continuo a espandere potrebbe esserci un 2° voto di condensazione



CONDENSO

Rilascia il calore latente di condensazione

RISCALDAMENTO DI FLUSSO SUPERSONICO in condotto a sezione costante

FLUSSO DI RAYLEIGH

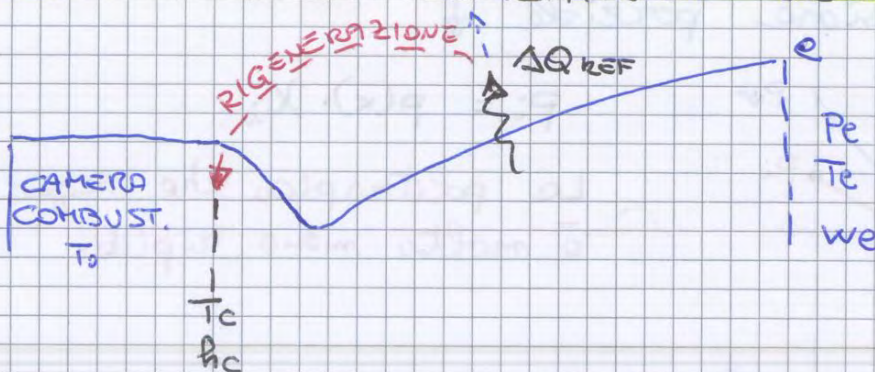
$$P_1(1 + \gamma M_1^2) = P_2(1 + \gamma M_2^2)$$

$T \uparrow$, supersonico $\Rightarrow M \downarrow \Rightarrow P \uparrow$

(*) PRESSIONE "TOTALE" \rightarrow complessiva, non pressione d'arresto

Tutto ciò avviene nella parte finale dell'espansione \Rightarrow perdite $< 1\%$.

EFFETTI DELLA DIABATICITÀ DEL FLUSSO



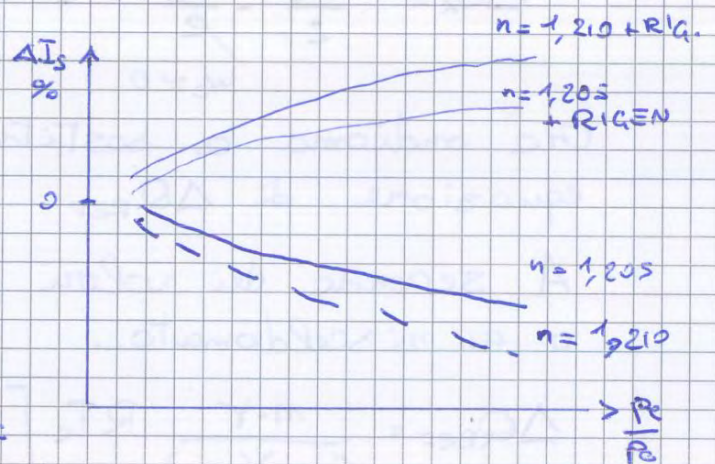
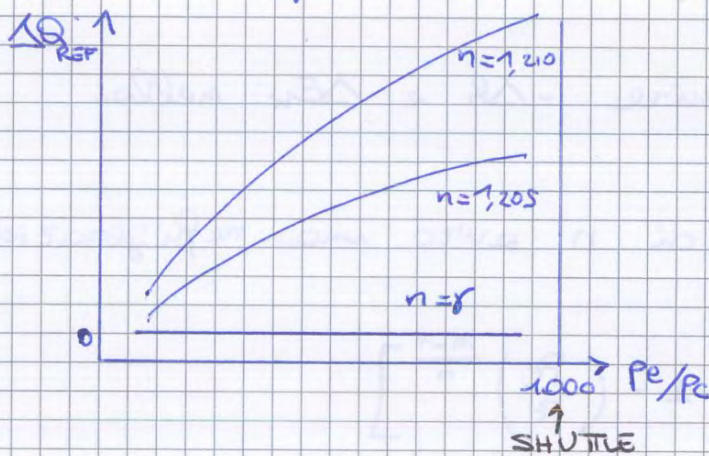
$$\left\{ \begin{aligned} \Delta Q_{REF} &= \frac{n-\gamma}{(n-1)(\gamma-1)} R T_c \left[\dots \right] \\ T_c &= T_0 + \frac{\Delta Q_{REF}}{C_p} \end{aligned} \right.$$

$$T_c = \frac{T_0}{1 - \frac{n-\gamma}{(n-1)(\gamma-1)} \frac{R}{C_p} \left[1 - \left(\frac{P_c}{P_0} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}$$

W_e = SCRITTA COME AL SOLITO MA LA T_c È + ALTA POICHÉ HO PIÙ CALORE IN CAMERA DI COMBUSTIONE
 → QUELLO ASPORTATO DALL'UGELLO ASR REFRIGERARLO

↔ $W_e \text{ RIGEN} > W_e \text{ NON RIGEN}$

Vedi diagramma

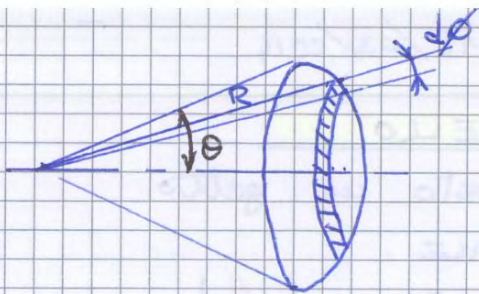


PERDITE STRATO LIMITE

- ▶ SFORZO D'ATTRITO
- ▶ SCAMBIO TERMICO
- ▶ INTERAGISCE CON URTI (separaz.)
- ▶ SPESORE

Vedi pag 18 fig. 57

Perdite di strato limite è comunque inferiore a quella per scambio termico (EFFETTI DIABATICI...)



$$dA = 2\pi R \sin\phi \cdot R d\phi$$

$$\vec{w} \cdot \vec{n} = w_e$$

$$w_x = w_e \cos\phi$$

[...]

$$F = m w_e \frac{1 + \cos\theta}{2} + (p_e - p_a) A_e$$

QUI DOVREI METTERCI A_e'

cioè la superficie della colotta, ma se gli angoli non sono enormi $A_e \approx A_e'$.

$$\lambda = \frac{1 + \cos\theta}{2}$$

è un COEFFICIENTE CORRETTIVO da moltiplicare per la spinta del modello ideale

$$F_{\text{reale}} = \lambda \cdot F_{\text{id}}$$

Più è basso l'angolo di semi-apertura θ e meno spinta perdo!!

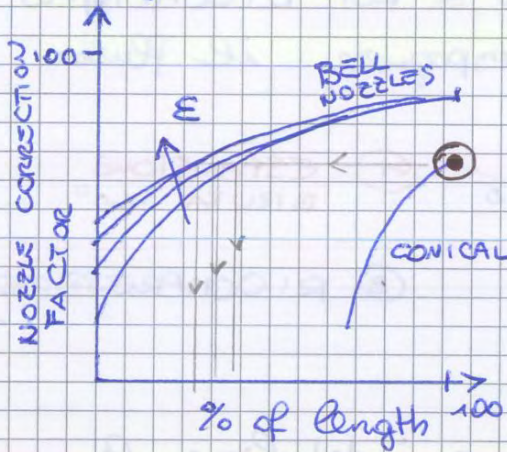
... però se $\theta \downarrow$ per espondere mi servirebbe lunghezza $\uparrow \Rightarrow$ PESO, RISCALDAMENTO!

$$\theta_{\text{ottimale}} \approx 15^\circ$$

- ▣ UGELLO: convergente \rightarrow NO PROBLEM
- divergente \rightarrow va disegnato con cura!
- Se no DISTACCO SL!

Diagramma pag. 24

A pari area di uscita, quanto deve essere lungo in % rispetto a un ugello conico a 15° il mio ugello per avere un certo ϵ eccettuando una certa perdita?



TIC = Truncated Ideal Contour

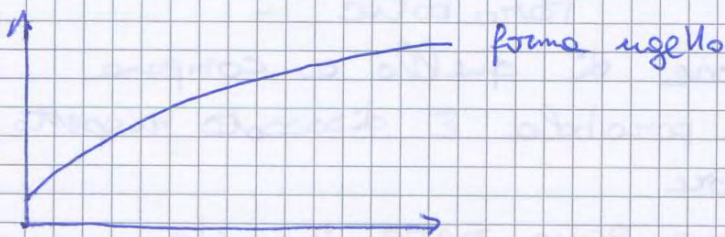
Prendo l'ugello ideale con un $\epsilon = 10.000$ e lo tranco a una lunghezza intelligente. Alla fine dell'ugello ideale il flusso sarebbe assiale.

Prestazioni

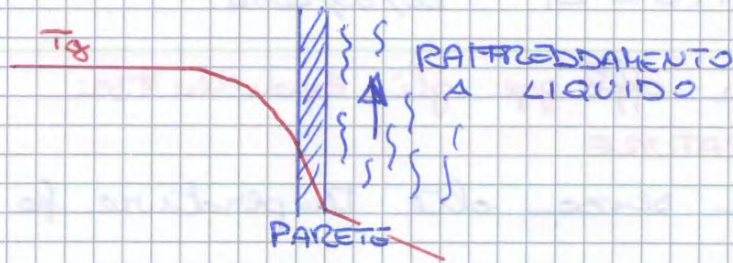
Diagramma con $\frac{R}{R^*} = f\left(\frac{L}{R^*}\right)$ mi dà info su

- FORMA
- SPINTA
- ESTENSIONE SUPERFICIE BAGNATA

Curve isolivello
 $\rightarrow C_F$ nel vuoto



Fine effetti reali



SE LA PARETE NON È RAFFREDDATA ESSA SI PORTA ALLA T_{REC} , che è $< T^0$ HA BASTA A FARLA FONDERE!!

Temperatura adiabatica di parete

≡ TEMPERATURA DI RECUPERO [VEDI GAS DINAMICA]



Caso reale: a parete gas rullente → T ↑

$$q = h_g (T_{aw} - T_{wg})$$

$T_{aw} = T_{REC}$
 $T_{wg} = T_w$

NOTAZIONI GAS DINAMICA

$$R = \frac{T_{aw} - T_g}{T_0 - T_g}$$

FATTORE DI RECUPERO

$$\dot{q}_w = -\frac{T_w}{A \sqrt{V_0}} \cdot c_p (T_{REC} - T_w) = h (T_{REC} - T_w)$$

Da correlazioni SEMIEMPIRICHE esce che

$$Nu = 0,026 Re_D^{0,8} Pr^{0,4}$$

$$\rightarrow h_g = 0,026 \left(\frac{\rho w D}{\mu} \right)^{0,8} Pr^{0,4} \frac{k}{D}$$

■ Nel tempo il flusso di calore negli endoreattori è solito a bestia... perché?

→ **PRESSIONE + ALTA IN CAMERA COMBUSTIONE**

PRESSIONE ⇔ SCAMBIO TERMICO

↑ ? ↑
come

A: data geometria e T_c (rapporto di miscela)

$$h_g \propto \left(\frac{\rho w D}{\mu} \right)^{0,8} Pr^{0,4} \frac{k}{D}$$

$$h_g = 0,026 \left(\frac{\rho_w D}{\mu} \right)^{0,8} Pr^{0,4} \frac{k}{D} \propto$$

m_i

$$h_g = 0,026 \left(\frac{m_i}{D \mu} \right)^{0,8} Pr^{0,4} \frac{k}{D} \rightarrow h_g \propto \frac{1}{D^{1,8}}$$

$D \downarrow \quad h_g \uparrow \uparrow$

DIAMETRO PICCOLO \rightarrow FLUSSO TERMICO \uparrow

Formulazione di BARTI

$$h_g = \left[\frac{0,026}{D_r^{0,2}} \left(\frac{\mu^{0,2} c_p}{Pr^{0,3}} \right)_{T_c} \left(\frac{Pr}{c^*} \right)^{0,3} \left(\frac{D_r}{R_N} \right)^{0,1} \right]$$

RAGGIO RACCORDO UGELLO

PROCESSO DI CALCOLO + SNELLO e + SEMPLICE
 xk non devi collocarti ogni cosa sezione x sezione.

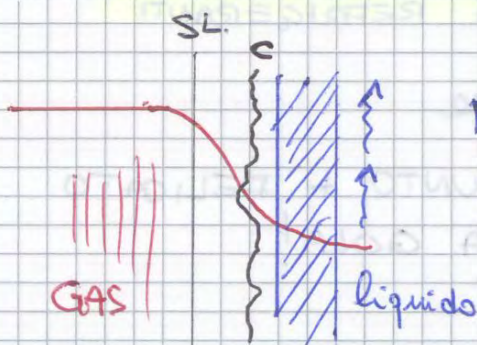
DEPOSITI CARBONIOSI

Uso Kerosene, accendo il motore poi lo spengo:
 sulla parete si è depositato carbonio

È una cosa che ci piace o ci è nemica? ↓
grafite

STRATO GRAFITE = RESISTENZA TERMICA

PROTEGGE LA PARETE

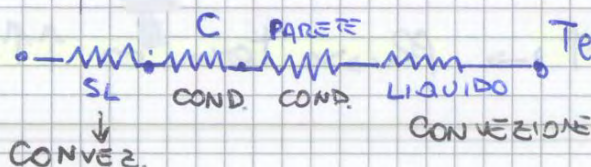


Facciamo una analogia elettrica:

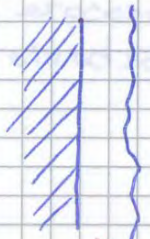
q FLUSSO TERMICO $\rightarrow I$

STRATI LIQ + CARB $\rightarrow R$

$\Delta T \rightarrow \Delta V$



Se $T_w \uparrow$: **BALLE SEMPRE + GROSSE** finché formano un **FILM BOILING** (Stabile o instabile)



⇒ **FA UNO STRATO D'ARIA CHE HA CONDUCEBILITÀ TERMICA 25 VOLTE + PICCOLA DELL'ACQUA!**

↳ **bolla d'aria**

La parete si scalde così tanto che inizia a **IRRADIARE!** ... poi scoppia la camera!

Per smaltire lo stesso flusso di calore la parete si riscalda da bestia!

Curva 2

A pressione + alta il colore rotante è + basso

Curva 3

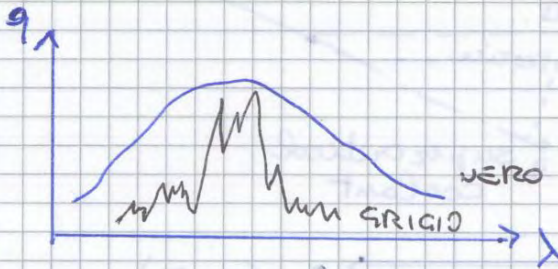
La pressione è > di $p_{critica}$ ⇒ NON SI HA FILM BOILING (anche se c'è un cambio di fase) → **SUPERCRITICAL COOLANT**

▣ Irraggiamento

Emissione di onde elettromagnetiche, dipende da **temperatura del corpo che emette.**

$q = \sigma T^4$

↳ legata anche a **LUNGHEZZA D'ONDA**



SOLIDI

CORPO NERO → caso ideale

GRIGIO $q = \epsilon \sigma T^4$

$\epsilon =$ **emissività emisferica**



MI RIDUCE EMISSIONE RISPETTO A CORPO NERO

METODI REFRIGERAZIONE

→ PROTEZIONE TERMICA

ATTIVA:

c'è un fluido che agisce da refrigerante

CONTATTO CON GAS

SEPARATO DA GAS

FUNZIONAMENTO STAZIONARIO

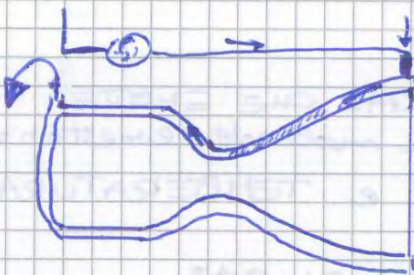
PASSIVA

NO REFRIGERANTE

NON STAZIONARIO

METODI ATTIVI:

• RIGENERAZIONE



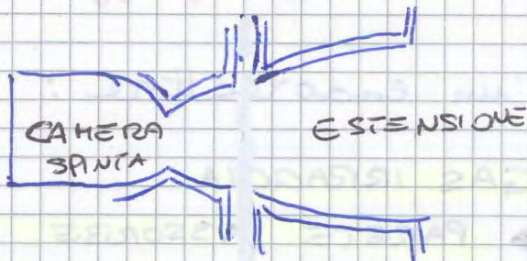
Flusso di calore MAX se sezione piccola

⇒ PER ASPORTARE + CALORE

⇒ FLUSSO + VELOCE DI REFRIGERANTE

CONTROFLUSSO

Se ho alti flussi di calore → problemi
→ sdoppio il circuito

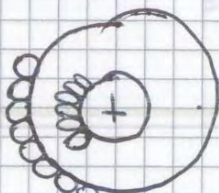


▣ CONDOTTO A ELICA ATTORNO A UGELLO



→ si fa stare il fluido + in contatto con la parete

▣ CONDOTTO CHE STA SU ESTERNO UGELLO TUTTO ATTORNO



sezione

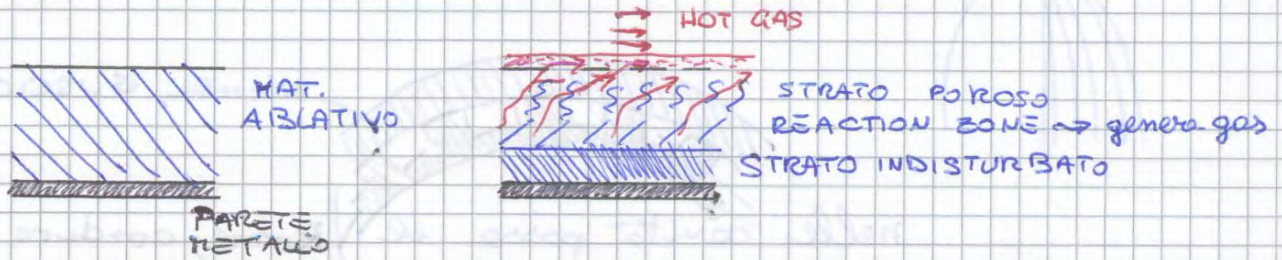
La sezione di passaggio A ↓ in corrispondenza della gola

METODI PASSIVI:

24/03/2014

- **MATERIALE ABLATIVO**: si sacrifica per proteggere la struttura

RESINA + FIBRA = COMPOSITO



Calore → pirolisi delle resine



CAMBIA FASE + ROTTURA = ASSORBIMENTO CALORE
(rilascia gas)



film di gas protettivo

- Le fibre non si distruggono del tutto ma accumulano carbonio

- **BUON ISOLANTE!** Materiale che si sacrifica → assorbe calore
Il resto fa da isolante

SPESORE dello strato è calcolato sul TEMPO DI FUNZIONAMENTO DEL MOTORE

$T_{CRITICA}$

↓
inizio consumo materiale

$H_{ABLAZIONE}$

↓
calore trasportato per unità di massa

K

→ conducibilità termica

MATERIALE SI CONSUMA ⇒ NON SI CONSERVA FORMA UGUELLO!

⚠ In gola: **INSERTO IN TUNGSTENO** (peso, \$\$\$)

... MA tungsteno non si consuma ma è un buon conduttore di calore

→ deve mettere **ISOLANTE SOTTO!**

- **TURBOPOMPE** : sistema complesso MA + LEGGERO!
(non ho i serbatoi in pressione quindi potrò risparmiare sulla struttura)

Turbopompe: posso avere $P_c \uparrow \uparrow$, tanto con la pompa pompa il propellente a stecca!

... COSA USO? DIPENDE, è una questione di bilancio tra il tutto.

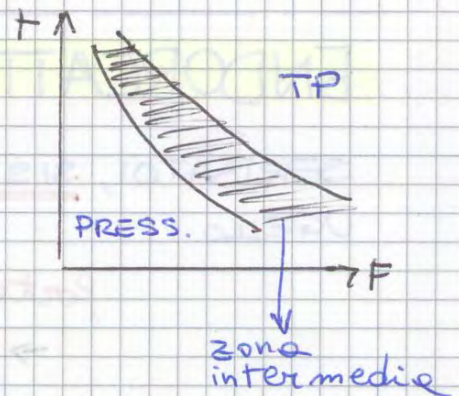
MOLTO PROPELLENTE

→ è meglio turbopompa, piccolo peso rispetto al totale.

Non appesantisco ancora di + con strutture serbatoio che debbono tenere alta pressione

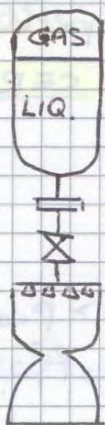
↳ **CRITERIO**

- QUANTITÀ PROPELL.
- IMPULSO TOTALE



I_{batter} = spinte basse x tempi brevi → PRESSURIZZAZIONE

PRESSURIZZAZIONE SERBATOIO



- VALVOLA APRI/CHIUDI, NON REGOLA
- CARICA PIROTECNICA fa saltare il tappo di protezione.

Ho un certo V_p (volume di propellente) da espellere.

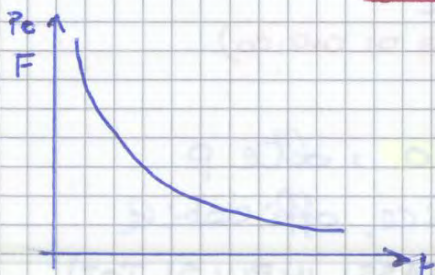
Quanto gas mi serve per ESPELLERE IL PROP? **BLOWDOWN***

↓ funziona come un palloncino

Faccio scelta di progetto

↳ QUANTO GAS rispetto a V_{tot} serbatoio

*GAS ESPANDE e spinge prop.



• P_c dipende dalla portata $P_c = \frac{m \dot{C}^*}{A_T}$

$P_T - P_c = R_{idr} \cdot m^2 \rightarrow \text{eq. 2° GRADO IN } m$

$\rightarrow P_T - \frac{m \dot{C}^*}{A_T} = R_{idr} \cdot m^2 \Leftrightarrow R_{idr} \cdot m^2 + \left(\frac{\dot{C}^*}{A_T} \right) m + p(f) = 0$

cost

⇒ Se conosco la $p(f)$ nel tank
 ⇒ conosco come varia $m \rightarrow P_c \rightarrow F$

Per non avere grosse variazioni di spinta

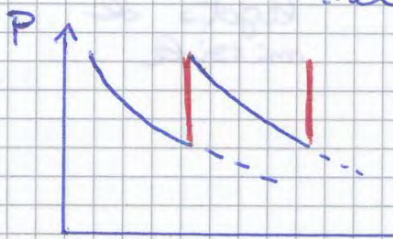
NON VOGLIO CHE $p \downarrow$ TROPPO!

Come risolvere?

[RIPRESSURIZ.]

⇒ **RI-PRESSURIZZAZIONE con GAS IN PRESSIONE!** è una ricorica

Uso motore, stoppo colleg. e pressurizzo poi RITAPPO (il GAS PRESSURIZZANTE è COMPRESSO nel suo serbatoio)

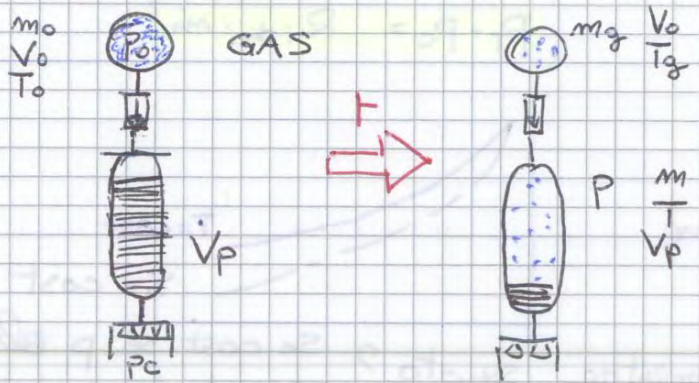


REGOLAZIONE DI SCRETA, il blowdown non è regolato.
PROBLEMA: spreco! NON LO USO, o lo uso troppo presto / tardi

... e allora anziché fare ri pressurizzazioni

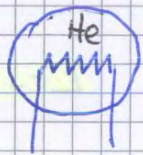
MANTENGO p tank COSTANTE [REGOLAZIONE]

⇒ non meno che esce propellente faccio entrare gas!



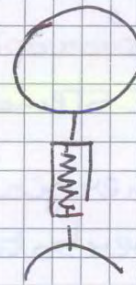
MOTORI per AEROMOBILI 27/03/2014

GAS INERTE RISCALDATO

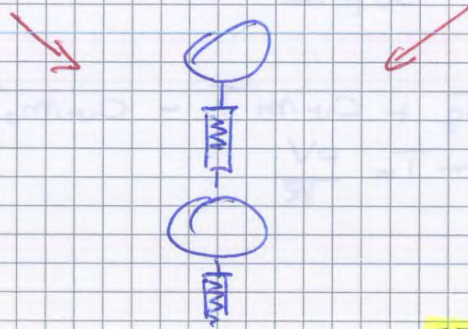


RESISTENZA DENTRO SERBATOIO

⚠ Soldature e alta p = RISCHI



COSÌ PERÒ NON SI SCALDA IL SERBATOIO ed è meglio!



Pressurizzazione TANK

STORED INERT GAS

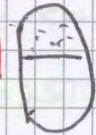
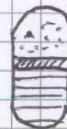
PROPELLENTE VAPOORIZZATO

Il gas può essere

DIRETTAMENTE A CONTATTO CON PROP.

SACCA ELASTICA

PISTONE



Soluzione + usata: GAS DIRETTAMENTE A CONTATTO CON PROPELLENTE

⚠ PROBLEMA: se il gas inerte è N e il mio propellente contiene N, c'è la possibilità che il gas si disciolga nel liquido!

→ MENO GAS CHE CREA PRESSIONE

→ TUTTO IN CAMERA GAS INERTE = prestazioni + basse

NOI ME CICLO

IN / OUT	COMBUSTORE DEDICATO	DA CAMERA COMBUSTIVE	REFRIGERANTE
OPEN	GAS GENERATOR	TAP-OFF	COOLANT BLEED
CLOSED	PRE-BURNER STAGED COMBUSTION I	X	EXPANDER

STAGED COMBUSTION → Space Shuttle (modificato)

i: Pre burner: nel combustore dedicato il propellente inizia a bruciare, alimenta la turbina e poi va a continuare la combustione in camera.
 PRESSIONI ELEVATE ($p > p_c$)

ALTE PRESTAZIONI ⇒ STAGED COMBUSTION

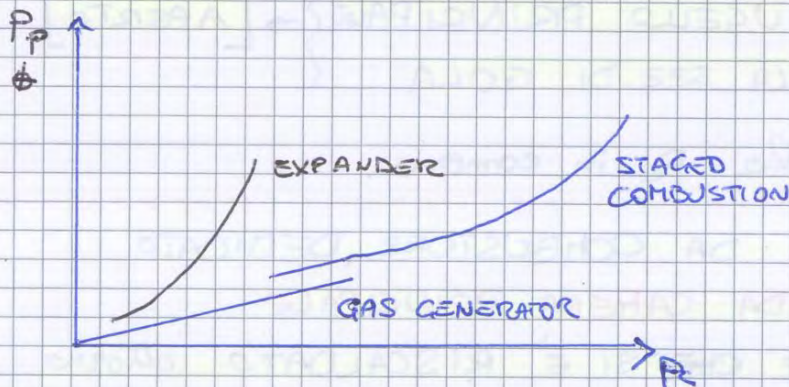
GAS GENERATOR [→ mixture ratio fuel rich]

• Turbine della pala, non refrigerate, sono roba usa e getta, devono resistere 2/3 minuti!

$T \approx 1000\text{K}$, si ottiene con un rapporto

$\text{H}_2 - \text{O}_2$ di 1:1 ⇒ PROPULSIVAMENTE MI FA SCHIFO xk dà bassissimi c^* !

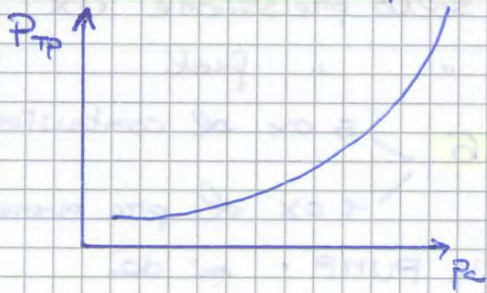
[con questo ciclo io butto il gas di scorio della turbina nell'ugello]



Φ: QUANTA PRESSIONE P_p DEVE FARE LA POMPA AL FLUIDO PER AVERE UNA CERTA P_c IN CAMERA.

Vediamo le cose con uno schematico

Più sole la pressione + la turbina fa fatica!



Come potremmo migliorare le cose ???

⇒ 2 PREBURNER: UNO RICCO DI OX (MR=10)
IN PARALLELO UNO RICCO DI FUEL (MR=1)

⚠ È solo ideale! L'OX che brucia mi brucia pure il metallo!

PRESTAZIONI TURBOPOMPE

Dati Δp
 \dot{m}
 ρ propellente → SCELTA TIPO TURBOPOMPA

COME SCEGLIERE LA TURBOPOMPA?

Richiami (cioè cose nuove) di macchine

$\Delta p \rightarrow$ PREVALENZA H [m] $H = \frac{\Delta p}{\rho g}$

$$L_i = \int_{p=const} v dp + \Delta E_k + \Delta E_{gravitaz} + L_w$$

\downarrow $mg \Delta z$ \downarrow **ATTRITO**



LAVORO POMPA = $\int \frac{dp}{\rho}$

$\dot{m} \rightarrow$ PORTATA IN VOLUME

$$Q = \frac{\dot{m}}{\rho}$$

Rendimento meccanico

$$\eta_m = \frac{P_i}{P_{albero}}$$

Rendimento idraulico

$$\eta_v = \frac{L_i - L_w}{L_i}$$

RIFERIMENTO : ha una prevalenza H e una portata Q

[americani feet, gallon per minute gpm]

↓
1m, 1m³/s

N_s : numero di giri SPECIFICO
 D_s : diametro SPECIFICO

$\psi(\varphi, geom)$
 $\eta_r(\varphi, geom)$



PER OGNI MACCHINA ESISTE UN PUNTO DI RENDIMENTO MAX (per fissati valori H e Q)

$\eta_r MAX \rightarrow \varphi^*$
 ψ^*

{ per ogni MAPPA DI FUNZIONAMENTO prendo solo un punto

MEMO: DATI $Q, H, \rho \rightarrow$ trovare TIPO TP, N, D

$$\psi \propto \frac{H}{N^2 D^2}$$

\Rightarrow

$$\left\{ \begin{aligned} m_s &= \frac{\varphi^{1/2}}{\psi^{3/4}} = \frac{\omega \sqrt{Q}}{(gH)^{3/4}} \\ d_s &= \frac{\varphi^{1/4}}{\psi^{1/2}} = \frac{D (gH)^{1/4}}{\sqrt{Q}} \end{aligned} \right.$$

$\omega = [\text{rad/s}]$

$$\varphi \propto$$

ADIMENSIONALE

⚠ Linguaggio "semplificato" dimensionale anglo sassone

$$N_s = \frac{N \sqrt{Q}}{H^{3/4}}$$

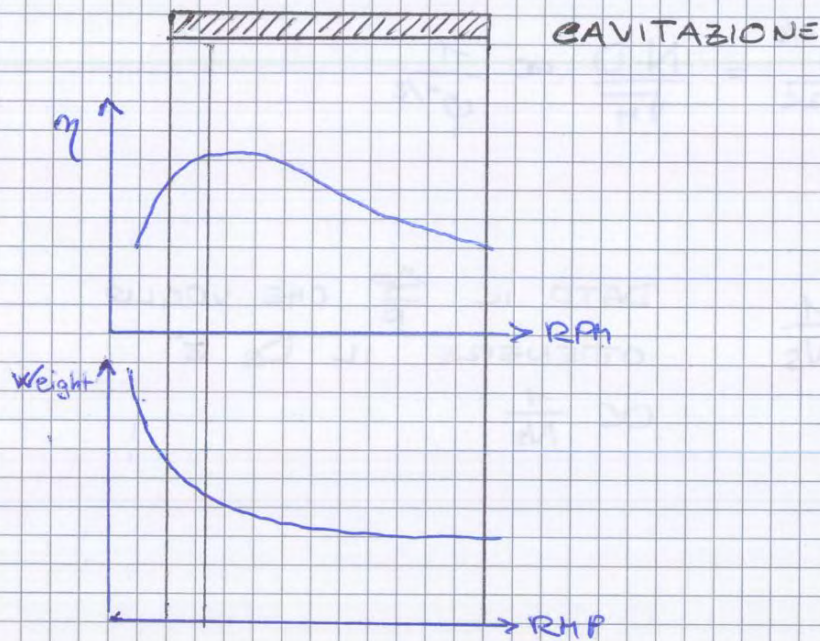
$$D_s = \frac{DH^{1/4}}{\sqrt{Q}}$$

$m_s, d_s \Leftrightarrow$ pompa di riferimento con $H=1m, Q=1m^3/s$
 $N_s, D_s \rightarrow$ [incognite sono N, D]

\Rightarrow Segue una paccata di diagrammi a pag. 13, ...

MACCHINE ASSIALI: $N_s \uparrow$

" CENTRIFUGHE: $N_s \downarrow$



PROBLEMI TURBOMACCHINE

31/03/2014

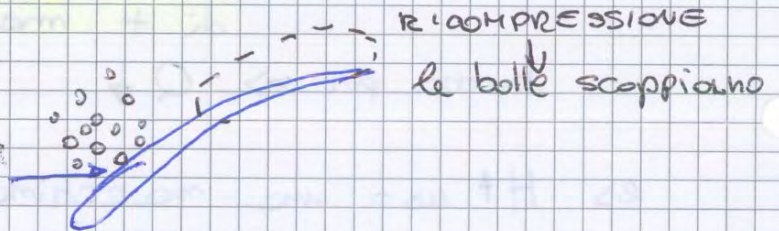
CAVITAZIONE

= FORMAZIONE E COLLASSO DI CAVITÀ DI VAPORE NON GAS NEL LIQUIDO

Formazione di cavità di VAPORE DOVUTA A DEPRESSIONE DEL LIQUIDO DATA DA UN'AZIONE DINAMICA

⇒ Polette di turbina

ZONA DI P MINIMA



- Fenomeno oscillatorio → instabilità combustione
- Sollecitazioni sulla macchina
- Tutte bolle = la macchina non comprime più



DECADIMENTO PRESTAZIONI DI PORTATA E PRESSIONE

Valutiamo il fenomeno con 2 indici:

- $(NPSH)_{A/R}$ = Net Positive Suction Head
A = AVAILABLE

$(NPSH)_A > (NPSH)_R = \text{NO CAVITAZIONE}$

↓
CONDIZIONI A INGRESSO
MACCHINA: DIPENDE DA
CONDOTTI,...

↳ TIPO MACCHINA e FUNZIONAMENTO:
DIPENDE DA C_1 e DA
QUANTO ACCELERO FLUIDO
NELLA MACCHINA

✓ Soluzioni:

• AUMENTARE $(NPSH)_A$

$(NPSH)_A = \frac{P_1^0 - P_v}{\rho g}$

$\frac{P_1^0}{\rho g} = \frac{P_T}{\rho g} + mZ - \gamma$



↑ AUMENTARE
PRESSIONE SERBATOI
oppure

↓ RIDURRE
PERDITE

↓
FARE SERBATOI +
ALTI
(ma cambia quasi
nulla)

PRE-POMPA

Fig. 10.8

GIRANTE

INDUCER: comprime dolcemente, lavora bene anche
+ con flui di in cavitazione
IMPELLER

deve dare un piccolo Δp

• RIDURRE $(NPSH)_R \rightarrow$ ridurre richiesta

$(NPSH)_R = \frac{C_1^2}{2g} + \frac{\lambda w^2}{2g}$

↓
ACCELERAZ.
FINO A INGRESSO
MACCHINA

↳ ACCELERAZIONE NELLA MACCHINA

- Se r_i -dimensiono ingresso $\rightarrow \eta_v \downarrow! \Rightarrow \eta_{TP} \downarrow$
- Abbassare velocità relativa: abbasso numero di giri $N \rightarrow$ non cambio pompa PERO
 $N \downarrow$ PESO $\uparrow \uparrow$

... tutte le soluzioni prospettate comportano un
AUMENTO DI PESO

... quindi è un bel problema, si sceglierà una soluzione di compromesso...

$$\frac{\Delta p_v}{p_v} = \chi \left[\left(\frac{h_{ev}}{C_p \cdot T} \right)^2 \frac{C_p}{R_v} \right]$$

↓
CALORE LATENTE
CAPACITÀ TERMICA · T

parentesi adimensionale

Da esperimenti fatti il fenomeno si sente di + (in ordine) in : H_2O , LO_x , LH_2

Fenomeno CI PIACE XK BLOCCA CAVITAZIONE!

→ **la macchina può lavorare in modo + spinto.**

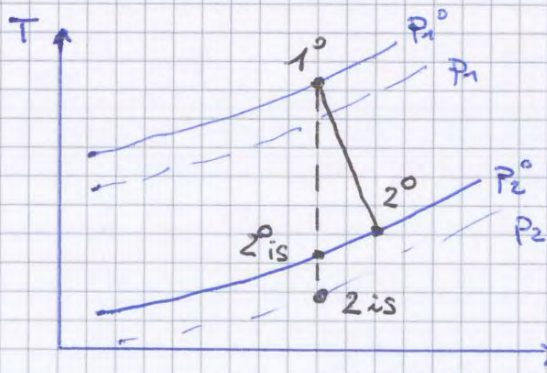
• **Regionamento della NASA (è conservativo)**

$$\frac{(NPSH)_R}{\frac{C_1^2}{2g}} = \frac{\frac{C_1^2}{2g}}{\frac{C_1^2}{2g}} + \frac{\lambda w_1^2}{2g} = 1 + \frac{\lambda w_1^2}{\frac{C_1^2}{2g}} = H^*$$

H^* $\left\{ \begin{array}{l} 3 \text{ per } H_2O \\ 2 \text{ per } LO_x \\ 1 \text{ per } LH_2 \end{array} \right.$ → effetto termodinamico molto forte

$\frac{\lambda w_1^2}{2g}$ = ACCELERAZIONE DEL LIQUIDO NELLA MACCHINA

TURBINE



$$L_{T_{vol}} = h_{1^{\circ}} - h_{2^{\circ}}$$

$$L_{T_{id}} = h_{1^{\circ}} - h_{2is}$$

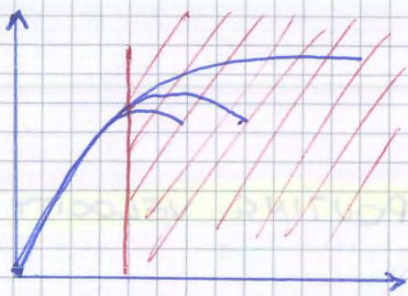
Total To Static

NEGLI ENDREATTORI IN TEORIA IL FLUIDO ESCE FERMO DALLA TURBINA QUASI → GLI PORTA VIA TUTTO

$$L_T = \eta_{TTS} \left[C_p T_1^{\circ} \left(1 - \frac{1}{\beta_r} \right) \right]$$

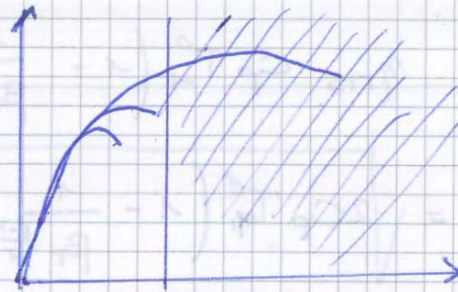
$$\beta_r = \frac{P_1^{\circ}}{P_2}$$

ovviamente un po' di velocità deve rimanere x essere espulso dall'ugello, xk non ci sarà una turbina a scivola diretto!



SINGOLO STADIO

La spouting velocity se la becca il singolo stadio



DOPPIO STADIO

La spouting velocity si riporta se su 2 stadi

MAX 2 STADI SE NO PESO↑↑↑

+ IL GAS È LEGGERO + $c_p \uparrow$

$$C_0 = \sqrt{2c_p T_1 \left(1 - \frac{1}{Pr^{1/\gamma}}\right)}$$

• Scelto il propellente ho un certo $\frac{U}{C_0}$

TIPO CICLO	U/C_0	TIPO
APERTO, $\beta_T \uparrow$	$\frac{U}{C_0} < 0,2$	VC
CHIUSO LH ₂	$0,2 \div 0,34$	PC
CHIUSO RP1 (kerosene)	$0,34 \div 0,4$	REAZIONE

TURBINA + POMPA

Figura pag. 17

Velocità ↑, CAVITAZIONE ⇒ PREINDUCER
→ compressione

CUSCINETTI → li faccio + piccoli mettendoli verso l'esterno albero

Problemi:

CAVITAZIONE, CUSCINETTI, TENUTE, ROTTURE

Turbine vuole andare veloce

Pompe xò se va troppo veloce vede liquido in cavitazione.

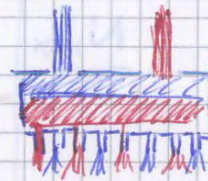
CAMERA DI SPINTA



INIETTORI

Collettore + iniettori

Collettore: "serbatoio" dove si raccoglie il propellente che alimenta gli iniettori



INIETTORE CONTROLLA → PORTATA
→ STRUTTURA DEL GETTO

↓
ATOMIZZAZIONE

Spruzzo lontano dalla faccia → non devi refrigerarla, ma serve camera + lunga!

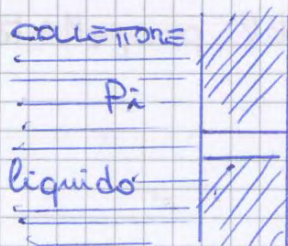


SHOWER

Primi razzi Teleschi: INSTABILITÀ
ROMPE IL GETTO LIQUIDO E SI ATOMIZZA LONTANO DA FACCIA

ESPRESSIONE DELLA PORTATA

$$L_i = \int v dp + \Delta E_k + \cancel{\Delta E_p} + L_w$$



CAMERA
 P_c
 A_i

$$C_{id} = \sqrt{\frac{2 \Delta P}{\rho}}$$

A_i = sezione iniettore

$$\dot{m}_i = \underbrace{C_d}_{\text{coefficiente}} \cdot \varphi \cdot C_{id} \cdot \rho \cdot A_i$$

REGOLAZIONE

Non tutti gli endoreattori sono regolabili!

ASCESA : rapporto 25
 ATTERRAGGIO: " 10
 DOCKING : " 100

RAPPORTO TRA
 SPINTA MAX e min
 durante la fase

es. Docking = attracco: arrivo con una spinta di 100 e poi faccio manovre di precisione con spinta 1

$$F = P_c A_t C_F$$

CHIMICA γ GEOMETRIA ϵ A_t FUNZIONAM. P_c QUOTA $\frac{P_0}{P_c}$

parametri da cui dipende spinta

$$C_F(\gamma, \epsilon, \frac{P_0}{P_c}) = C_{Fv}(\gamma, \epsilon) - \epsilon \frac{P_0}{P_c}$$

CONSUMO: $I_{sp} g_0 = c = \frac{F}{\dot{m}} = c^* \cdot C_F$

COSA POSSIAMO REGOLARE ?

- NO QUOTA, dipende da missione
- γ non impatta su C_F ma su c^*
 → È DECISO DAL CONSUMO
- ϵ
- P_c } si possono variare

1) VARIARE PRESSIONE P_c IN CAMERA

F^* P_c^* C_F^* = condizioni di DESIGN

F P_c C_F = " OFF-DESIGN

so che a un certo punto il motore va regolato.



$$F = p_c \cdot A_t \cdot C_F$$

$$C_F(\gamma, \epsilon, \frac{P_0}{P_c}) = C_{Fv}(\gamma, \epsilon) - \epsilon \frac{P_0}{P_c}$$

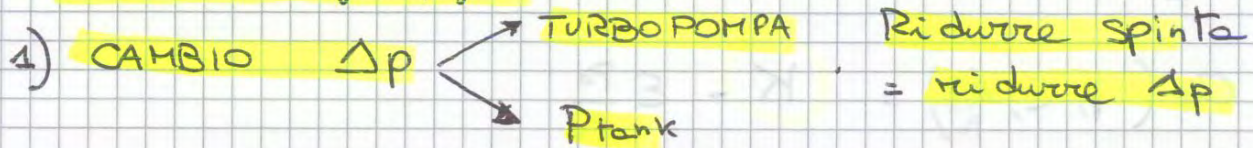
$$= C_{Fv}^*(\gamma, \epsilon) - \epsilon \frac{P_0}{P_c^*} + \epsilon \frac{P_0}{P_c^*} - \epsilon \frac{P_0}{P_c}$$

MOTORI per AEROMOBILI 7/04/2014

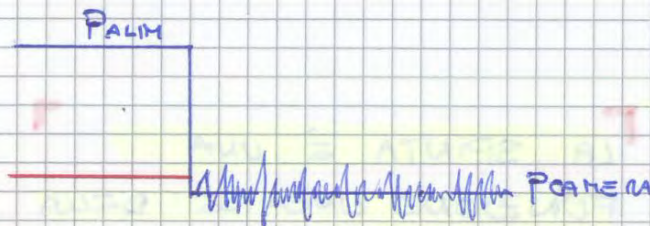
continua:

Come si fa e per variare la portata?

$$\dot{m} = C_D A_i \sqrt{2\Delta p / \rho}$$



• Gocce grandi = combustione scadente!



Δp mi controlla anche l'atomizzazione del propellente

Se riduco troppo il Δp può darsi che la pressione del liquido SENTA LE OSCILLAZIONI DI PRESSIONE DELLA CAMERA

→ oscillazioni comparabili con dimensioni tubi

→ RISONANZA ⇒ effetto POGO
Tra l'altro il liquido ha una inerzia \gg del gas!



Con questo effetto la struttura del missile si distrugge! 😊

→ POGO SUPPRESSION DEVICE

È come uno smorzatore che toglie energia al liquido (pietra forata)



2) CAMBIARE A_i : INIETTORE A GEOMETRIA VARIABILE
in atterraggio devo fare così

3) VARIAZIONE GEOMETRIA UGELLO

$$F = p_c A_t C_F$$

ENDOR. A PROP. SOLIDI

Solid Rocket Motor

- Propellente solido dentro a un serbatoio/camera di combustione. GRANO = "pigiata" di polveri di PROP. e OX con una data sezione trasversale
- Igniter:

▣ **PIROTECNICO**: energia sotto forma di **IRRAGGIAMENTO + BOMBARDAMENTO CON PARTICELLE INCANDESCENTI**

È una corica esplosiva, va bene x accendere un piccolo endoreattore.

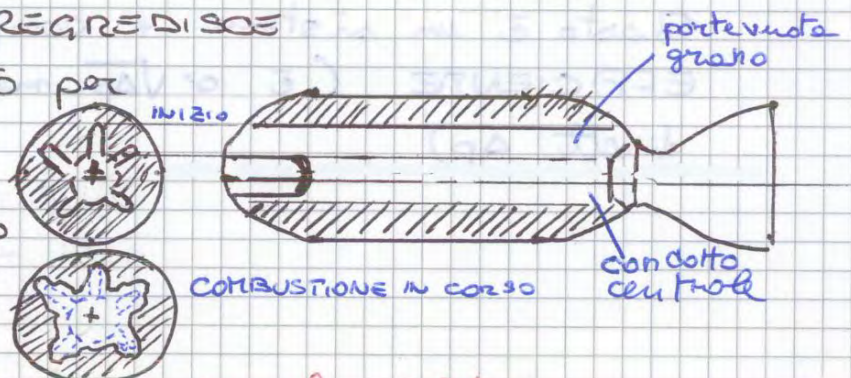
▣ **PIROGENO = GENERATORE DI FUOCO**

Motoroska: corica pirotecnica innesca piccolo endoreattore ⇒ GENERA FIAMME E PER CONVEZIONE dà calore al resto

- Burning surface REGRESSIVE

- Port Area A_p : condotto per gas caldi

► BRUCIANDO IL PROPELL. SI ALLARGA IL CONDOTTO CENTRALE



- + **PROTEZIONE TERMICA** materiale ablativo
- THRUST VECTORING**

THRUST TERMINATION: dispositivo che annulla spinta quando mi accorgo che non sta andando dove si vuole

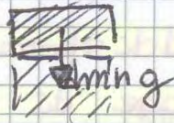
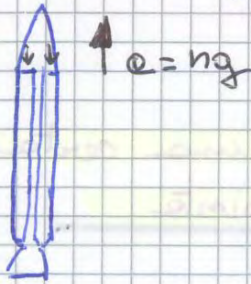
DISTRUZIONE

- Spinta: 2N ~ 4 MN
- No Throttling
- No restart
- **RISCHIO DI DDT**: da combustione a esplosione del grano.

Pag. 4 slide pubblicitarie, come proiettore un grano

Velocità di regressione = $f(p, T)$

è anche f della COMPRESSIONE del propellente



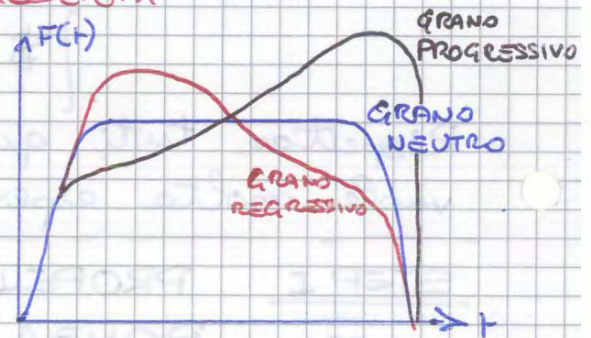
COMPRESSIONE PROPELLENTE
data da accelerazione

↓
COMBUSTIONE + RAPIDA

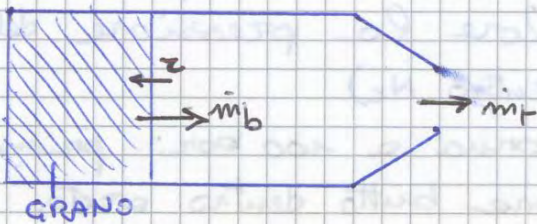
Noi vogliamo studiare le prestazioni

GRANI

- **NEUTRI**: $F(t) = cost$
- **PROGRESSIVI**: $F(t) \uparrow$
- **REGRESSIVI**: $F(t) \downarrow$



PRESSIONE DI EQUILIBRIO IN CAMERA



Conservazione massa

$$\dot{m}_b = \dot{m}_f + \frac{d}{dt} (\rho V_c)$$

↑
 ρ gas prodotti

V_c = volume camera spinta

$$z \cdot A_b \cdot p_b = \frac{p_c A_f}{c^*} + V_c \frac{dp_c}{dt} + p_c \frac{dV_c}{dt}$$

$$z \cdot A_b \cdot p_b = \frac{p_c A_f}{c^*} + \frac{V_c}{RT_0} \frac{dp_c}{dt} + p_c \cdot A_b \cdot z$$

EQUILIBRIO

$$\frac{dp_c}{dt} = 0$$

$$p_c \ll p_b$$

$$\rightarrow z \cdot A_b \cdot p_b \approx \frac{p_c A_f}{c^*}$$

$$z = \alpha p_c^n$$

$$\alpha = \alpha_0 e^{\sigma_p (T_b - T_0)}$$

Mettendo a sistema l'eq di funzionamento dell'endore, e l'eq di bilancio massa all'equilibrio si calcola p_c

$$\sigma_p = \left(\frac{\partial \ln \tau}{\partial T_b} \right)_{p_c = \text{cost}} = \frac{1}{\tau} \left(\frac{\partial \tau}{\partial T_b} \right)_{p_c = \text{cost}}$$

$$p_c = \text{cost}$$

$$\frac{\Delta \tau}{\tau} \approx \sigma_p \Delta T$$

Geometria costante : $A_b/A_t = \text{cost} \Rightarrow$ GRANO A COMBUSTIONE FRONTALE

$$p_c = (K p_b \rho c^*)^{\frac{1}{1-n}}$$

$$\text{con } K = \frac{A_b}{A_t}$$

$$\pi_p = \left(\frac{\partial \ln \tau}{\partial T_b} \right)_{K = \text{cost}}$$

$$\left. \begin{array}{l} \dot{m}_b = \dot{m}_t \\ \text{EQUILIBRIO} \end{array} \right\}$$

$$p_b \cdot \tau \cdot A_b = \frac{p_c A_t}{c^*}$$

$$\tau = \frac{p_c A_t}{c^*} \frac{1}{p_b A_b} \propto \frac{p_c}{K}$$

$$\rightarrow \pi_p = \frac{1}{p} \left(\frac{\partial p}{\partial T_b} \right)_{K = \text{cost}} = \left(\frac{\partial \ln \tau}{\partial T_b} \right)_{K = \text{cost}} = \frac{1}{\tau} \left(\frac{\partial \tau}{\partial T_b} \right)_{K = \text{cost}}$$

$$p_c \propto \exp \left(\frac{\sigma_p}{1-n} (T_b - T_0) \right)$$

$$\rightarrow \pi_p = \frac{\sigma_p}{1-n}$$

$$\Rightarrow \frac{\Delta p}{p} = \pi_p \Delta T$$

Internal ballistic

Nella bomba \times una variazione di $\frac{S}{1000} \cdot \frac{1}{L}$

$$\rightarrow \frac{\Delta \tau}{\tau} = \frac{S}{1000} \Delta T$$

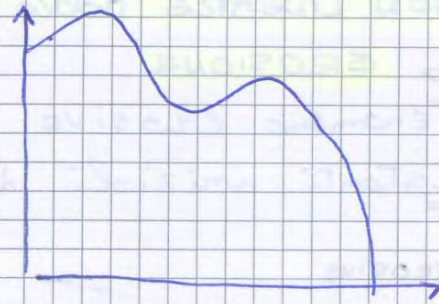
- Burning rate viene incrementato da accelerazione e dall'erosione, da fili omnegoti nel solido...

Facciamo la derivata del logaritmo

$$\frac{dp_e}{p_e} = \frac{1}{1-n} \frac{dK}{K}$$

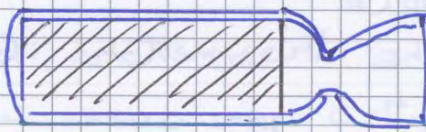
Pag. 12

Come faccio a ottenere una legge di spinta così complessa?



⇒ PROGETTAZIONE DEL GRANO

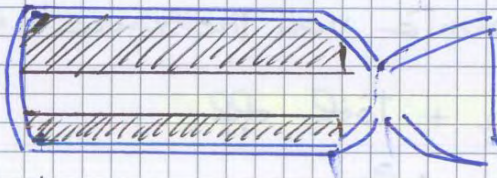
◆ Caso + semplice: **GRANO NEUTRO, $A_b = \text{cost}$**



- **GRANO BRUCIA FRONTALMENTE**
La superficie di combust. è sempre uguale, salvo effetti di coning

Se ho bisogno di **alti livelli di spinta**

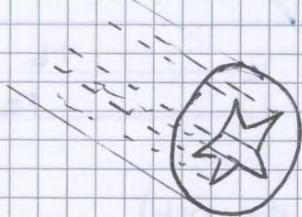
VOGLIO $\frac{A_b}{A_t} \uparrow$... e così dovrei fare un missile lorchissimo!!



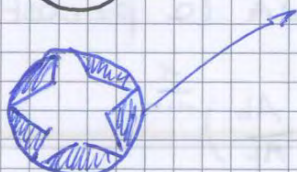
Procedendo con la combustione $A_b \uparrow$
⇒ **GRANO PROGRESSIVO**

... **come si fa a non renderlo progressivo?**
CON FORMA PARTICOLARE

Grano cilindrico: la sezione del grano rimane costante lungo l'asse

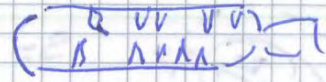


Perimetro : S
Port area : A_p
Residuo : A_f



FESSURAZIONI e SCANALATURE LUNGO L'ASSE

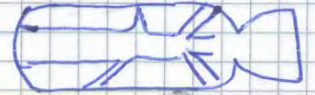
3D



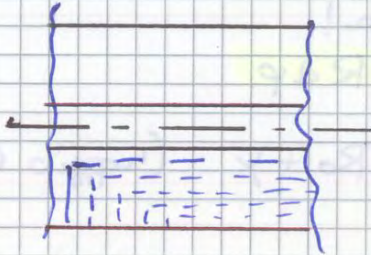
SLOT



Fresature e cose varie
all'interno del grano.



BOOSTER: Combustione LATERALE + FRONTALE
Non è progressivo!



La superficie aumenta
lateralmente ma si riduce
frontalmente

PROPELLENTI SOLIDI

OMOGENEI: legame CHIMICO tra ossidante e fuel

COMPOSITI: " MECCANICO tra OX e FUEL

Omogenei:

NC: NITROCELLULOSA, forma fibrosa



NG: NITROGLICERINA: acido nitrico + glicerina

NC: propellente a una base

USO GLICERINA per PLASTICIZZARE la cellulosa
e così ottengo propellente a 2 basi!

NG ricco di ox!

80% NG dà l'impulso totale ottimale!

In realtà però il grano è:

51,3% NC + 43% NG + 5,5% ADDITIVI! Perché?

Perché NG è LIQUIDA!!!!

1.1 PROPELLENTE PERICOLOSO: se ci sparo dentro, lo faccio rotolare, lo butto da 100 metri... esplosione!

1.3 Propellente + tranquillo

PROPELLENTI LIQUIDI

• Ci sono pochi atomi ossidanti MA È UN PROBLEMA averli liquidi nei campi di pressioni e T che ci interessano!

✗ F Fluoro: LO EVITIAMO XK TROPPO CORROSIVO

✗ Cl Cloro: butta fuori ACE!!!

✓ LO_x : Ossigeno, ok è criogenico!
= va raffreddato x tenerlo liquido!

✓ NTO : NO_2 , è liquido ma va tenuto in pressione!
($P_{\text{vap}}(\text{NO}_2) \approx 50 \div 60 \text{ bar}$)
 N_2O , criogenico

✓ Acido nitrico

✓ HAN : sale sciolto in soluzione acquosa

OSSIDANTI

H_2O_2 : acqua ossigenata al 98%, prestazioni medie. Contiene già H_2 → certi atomi si trovano stretti e O_2

DECOMPOSIZIONE → ESOTERMICA

↳ materia organica fa da catalizzatore

• BASSO IMPULSO SPECIFICO $I_s = 130 \text{ s}$

(è una proprietà del propellente)

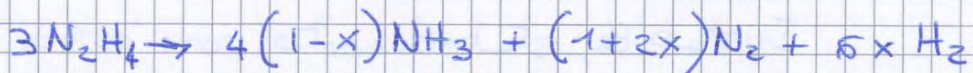
N_2O_4 : tetra-ossido di azoto. Stabile, prestazioni medie. Combinazioni IPERGOLICHE: reagisce con un'altra cosa senza accenditore.

ALTRE Prop → SERBATOI IN PRESSIONE

• In un range ristrettissimo di T congela o bolle → MISCELA DI OSSIDI e abbasso punto congelamento e alza punto ebollizione.

RP-1: Rocket Propellant 1, fumo giallastro
 Kerosene } storable

N_2H_4 : IDRAZINA, MONOPROPELLENTE + USATO!



Non voglio arrivare all'equilibrio! L' NH_3 si
 decompone ASSORBENDO energia!

\Rightarrow devo gestire bene i tempi \Rightarrow le concentrazioni
 delle varie specie!

Il motore va riscaldato prima dell'accensione
 se no si danneggia il catalizzatore

MOTORI PER AEROMOBILI 28/04/2014

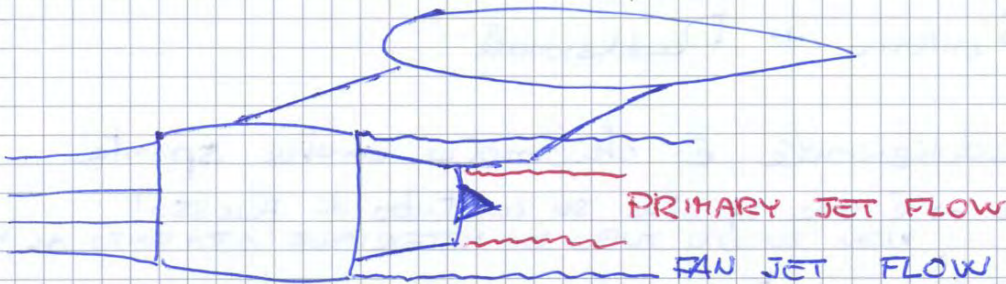
Esempi di ENDOREATTORI A PROP. LIQUIDI

- EADS 400 N : THRUSTER BIPROPELENTE
 - OX: N_2O_4 , MON-1 / MON-3 (miscela ossidi
 di azoto)
 - FUEL: MMH - monometilidrazina
 - Deep space maneuver
- F-1 : motore primo stadio SATURN V
 - \rightarrow Kerosene e ossigeno ($p \uparrow$) [meglio dell' H_2 xk
 tiene + volume]
 - motore a ciclo aperto
- Vulcain 2: motore Arianne
- SSME
- * RD-180 : motore con feed system tipo staged combustion
 con 2 CAMERE DI SPINTA
 (soluzione dual nozzle)
- RD-701 : motore per il Buran
 - 3 PROPELLENTI: KEROSENE $p \uparrow$
 - H_2 PRESTAZIONI $>$ Kerosene
 - (iniettore 3 tubi)
- Decollo: uso Kerosene, idrogeno, ossigeno

ESOREATTORI

cioè gli air breathing engines.

Utilizzano quello che c'è nell'ambiente esterno e questo INFLUENZA LE PRESTAZIONI.



La definizione della spinta è un problema di CONVENZIONI

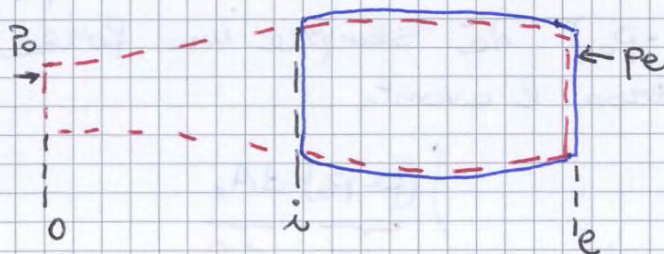
Calcolo → teorema della QUANTITÀ DI MOTO

$$F = \underbrace{m_e w_e + A_e (p_e - p_0)}_{\text{SEZIONE USCITA}} - \underbrace{m_i w_i}_{\text{SEZIONE INGRESSO}}$$

Ⓚ Chi è A_e ? Le condizioni se scelgo A_e sulla presa d'aria è difficile da determinare poiché dipendono da u_a , quota, regime motore.

⇒ Sezione "a": INDISTURBATO A MONTE

Volume di controllo



FORZA SU METALLO

↓
Spinta interna

FORZA SU TUBO DI FLUSSO

↓
Resistenza addizionale

Forza complessiva:

SPINTA NETTA STANDARD

$$S = m_e w_e + A_e (p_e - p_0) - m_i w_i$$

MOTORI per AEROMOBILI 5/05/2014

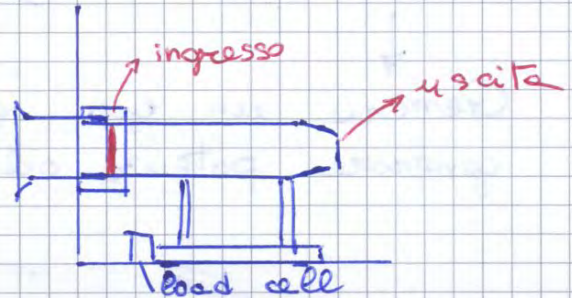
MISURAZIONE A TERRA DELLA SPINTA

Direct connect : misurazione della spinta diretta

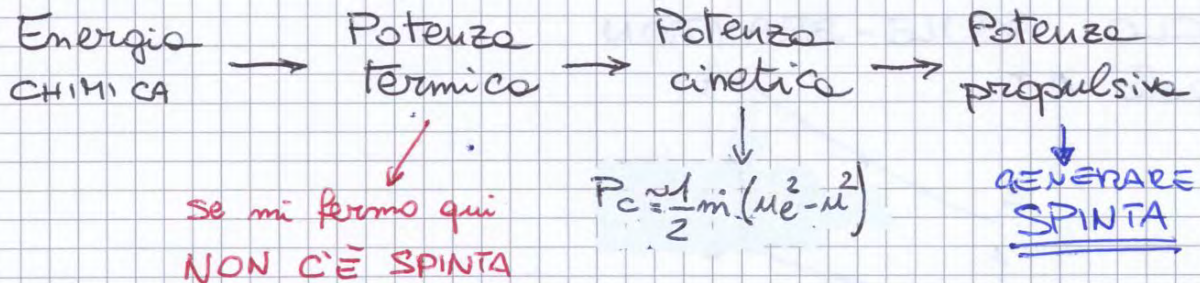
Slip joint → giunto scorrevole

NON MISURA LA SPINTA NETTA STANDARD
HA SOLO LA SPINTA INTERNA!

La presa d'aria non è saldamente vincolata al motore



PRESTAZIONI



Che parametri scegliere a livello di ciclo termodinamico?

A PROGETTO: QUANTO COMPRIMERE + QUANTO SCALDARE
IN REGOLAZIONE: posso decidere solo una delle 2, poiché con il motore costruito uno è dipendente dall'altro

Prestazioni del ciclo ≠ prestazioni motore!

CICLI TERMICI

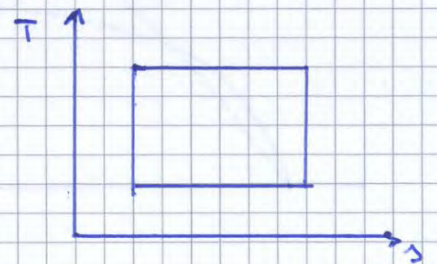
Ciclo Carnot. → è IDEALE!

Parametri progetto : $\tau = \frac{T_{HOT}}{T_{COLD}}$ $\beta = \frac{P_{max}}{P_{min}}$

Prestazioni ciclo : $L = Q_{in} - Q_{out}$

$$\eta = \frac{L}{Q_{in}}$$

$$\eta_{Carnot} = 1 - \frac{T_{COLD}}{T_{HOT}}$$



Se il colore inserito nel ciclo aumenta, l'energia "sprecoata" dalle macchine (compressore e turbine) percentualmente diminuisce.

$$\eta \uparrow \text{ se } T \uparrow$$

MA OCCHIO! Rendimento ciclo \uparrow se $T \uparrow$,
 MA IN UN MOTORE NON SEMPRE $\eta \uparrow$ con $T \uparrow$!!!

es. TURBOJET \rightarrow T OTTIMALE

PRESTAZIONI SPECIFICHE (turbogetto)

- SPINTA SPECIFICA $I_e = \frac{T}{\dot{m}}$ \rightarrow ci dice quanto deve essere grande il motore (in dimensioni compressore) per ottenere una certa T

$\Delta \dot{m}$ = PORTATA ARIA IN INGRESSO

- CONSUMO SPECIFICO TSFC = $\frac{\dot{m}_f}{T}$

Prestazioni specifiche TURBOELICA

\Rightarrow POTENZA MECCANICA + POTENZA DI SPINTA

Potenza EQUIVALENTE

$$P_{eq} = P_{elica} + \frac{S \cdot u}{\eta_e} \quad \eta_e = \frac{S \cdot u}{P_e} \quad (u \neq 0)$$

\downarrow
all'elbero

linguaggio per esprimere le 2 parti della potenza prodotta da un turboprop

$$P_{eq} = P_e + \left(\frac{P}{S}\right)_{elica} \cdot S, \quad u=0$$

$\frac{P}{S}$ è un parametro dell'elica

$$S = \dot{m}_e w_e + A_e (p_e - p_0) - \dot{m}_i \cdot u$$

$$\dot{m}_e = \dot{m}_i + \dot{m}_b$$

MOTORI per AEROMOBILI 8/05/2014

PRESA D'ARIA

→ interfaccia tra ambiente esterno e primo componente del motore

COMPRESSORE : vuole $M \approx 0,4 \div 0,7$

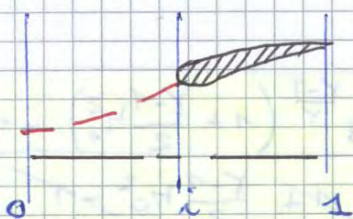
COMBUSTORE : " $M \approx 0,2$

Flusso di Rayleigh, riscaldamento, corrente accelerata

La presa deve

- dare una portata a un certo M
- " " " con minima perdita di p^0 e con una bassa distorsione del fluido

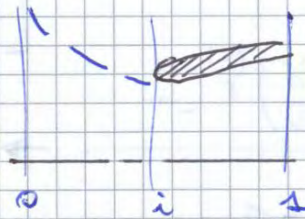
PRESTAZIONI



PRESA SUBSONICA in crociera

RIFIUTO DI PORTATA

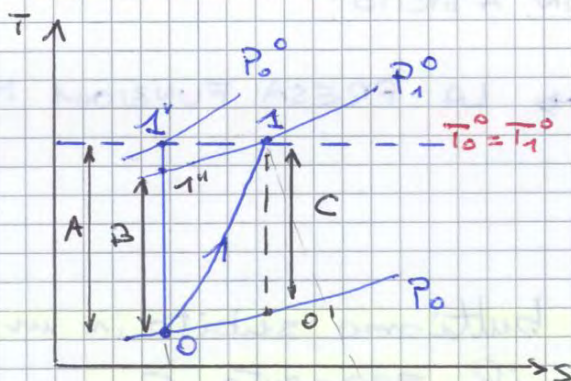
$M_b = 0,85$
va rallentato



PRESA SUBSONICA AL TAKE-OFF

RICHIAMO DI PORTATA

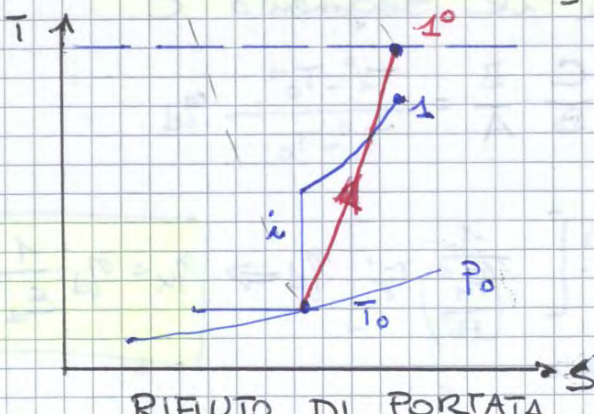
$M_b = 0$
va accelerato



La presa d'aria compie una compressione

ADIABATICA

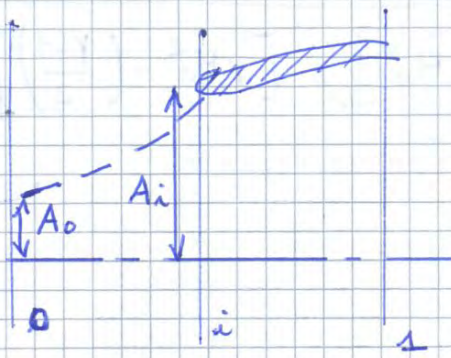
- A: compress. isent.
- B: compress. is. fino a P_1^0 (reale)
- C: esp. is.



• COMPRESSIONE ESTERNA ISENTROPICA

• ARRIVO A 1 statico dopo una compress. esterna

COEFFICIENTE DI PORTATA



A_i = area di ingresso

A_o = area di cattura

$$\varphi_d = \frac{\dot{m}_{reale}}{(\dot{m}_{id})_{rif}} = \frac{\rho \mu A_o}{\rho \mu A_i}$$

$$\varphi_d = \frac{A_o}{A_i} \begin{cases} \varphi_d > 1 \\ \varphi_d < 1 \end{cases}$$

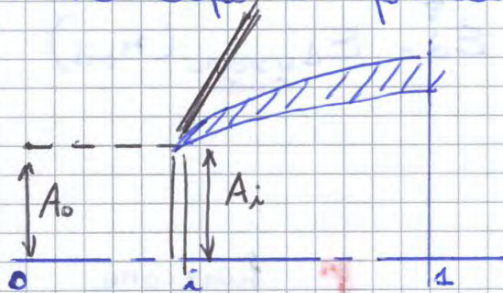
φ_d è una RAPPORTO DI PORTATE (anche se poi diventa un rapporto di aree).

PRESE SUPERSONICHE

PRESA TIPO PITOT

[PRESA A COMPRESSIONE ESTERNA + SEMPLICE]

È il tipo di presa + semplice



Divergente con conoidatura a labbro aguzzo, usa come

MEZZO DI COMPRESSIONE

→ URTO RETTO

DATI DI PROGETTO

Mach di volo $M_{od} > 1$

Mach uscita presa $M_{sd} < 1$

A progetto l'urto è proprio su i

- funzionamento critico $\varphi_d = 1$
- resistenza addizionale $D_a = 0$

Vogliamo calcolare

• GEOMETRIA : $A_i, (A_i/A_1)_0$

• PRESTAZIONI : ε_d **!** SI TIENE CONTO SOLO DI PERDITE DATE DA URTI

→ non si considerano attriti

■ CONTROLLO STRATO LIMITE : aspirazione per evitare di staccare dentro al condotto (si aspira lo strato limite)

Regolazione: $M_1 \downarrow \rightarrow f(M_1) \downarrow$

VARIAZIONE MANETTA A

SUBCRITICO

• $f(M_1) = \frac{\dot{m} \sqrt{RT_1^0}}{P_1^0 A_1} \propto \frac{\dot{m}}{P_1^0}$ flusso adiabotico

$M_0 = \text{cost}$

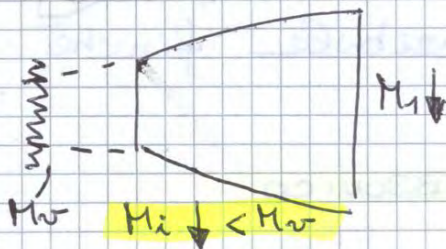
Il motore RICHIEDE $M_1 \downarrow \rightarrow$ IMPONE $f(M_1) \downarrow$

\Rightarrow LA PRESA D'ARIA DEVE ADEGUARSI!

$f(M_1) \propto \frac{\dot{m}}{P_1^0} \downarrow$ Regolazione: motore vuole $\dot{m} \downarrow \Rightarrow M_1 \downarrow$
 $\Rightarrow f(M_1) \downarrow$

$\rightarrow P_1^0 = \text{cost}$, non può crescere!

UNICA SOLUZ. $\Rightarrow \dot{m} \downarrow$, rifiuto di portata

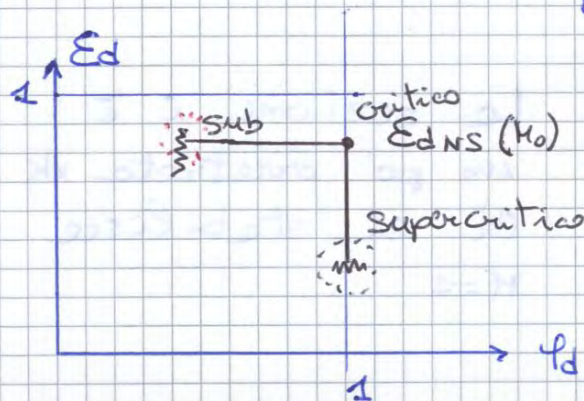


Flusso rollento, l'urto si porta avanti fuori dal condotto.

$E_d = \text{cost}$

$\phi_d < 1 \downarrow$

RIFIUTO TRAMITE RALENTAMENTO CORRENTE A VALLE DELL'URTO \rightarrow URTO SI SPOSTA A MONTE E FLUSSO RALENTA ESTERNAMENTE NEL DIVERGENTE tubo di flusso



Non si può reggere un rifiuto troppo grande xk poi il flusso diventa instabile!

SUPERCRITICO

• $f(M_1) \uparrow$ $M_1 \uparrow$ $f(M_1) \propto \frac{\dot{m}}{P_1^0} \uparrow \otimes$

Come faccio a richiamare un flusso supersonico?
 NON PASSA L'INFO DI RICHIAMO ATTRAVERSO URTO!

$\rightarrow \dot{m} = \text{cost}$

UNICA SOLUZ. $\rightarrow P_1^0 \downarrow \Rightarrow$ URTO DENTRO AL DIVERGENTE
 Divergente supersonico

$M \uparrow = \text{URTO} + \text{FORTE} = P_1^0 \downarrow$

Dopo un po' il motore non sopporta + E_d così basso xk NON HA ABBASTANZA PRESSIONE! [vedi grafico]

$$\tilde{D}_a = \frac{D_a}{P_0 A_i} = \frac{P_i}{P_0} \left(1 + \gamma M_i^2 \right) - \frac{A_0}{A_i} \gamma M_0^2 - 1$$

RESISTENZA
ADIZIONALE
ADIMENSIONALE

CERCHIAMO ORA DI ESPRIMERE $\mathcal{E}_d = f(M_0, M_i, \tilde{D}_a, \gamma)$

$$\dot{m} = \rho w A = \frac{\rho}{RT} w A$$

$$\dot{m} = \frac{\rho A}{\sqrt{RT}} \sqrt{\gamma} M \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}$$

$$A \propto \frac{1}{P M \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}}$$

$$\frac{A_0}{A_i} = \frac{P_i}{P_0} \frac{M_i}{M_0} \sqrt{\mu}$$

$$\mu = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}$$

$$\tilde{D}_a = \frac{P_i}{P_0} \left(1 + \gamma M_i^2 \right) - \frac{P_i}{P_0} \gamma M_i M_0 \sqrt{\mu} - 1 \rightarrow \text{da qui calcolo } \frac{P_i}{P_0}$$

Noi vogliamo trovare \mathcal{E}_d

$$\frac{P_i}{P_0} = \mathcal{E}_d \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{\mathcal{E}_d}{\mu^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$\mathcal{E}_d = \left(\frac{P_i}{P_0} \right) \mu^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

calcolato in funzione di \tilde{D}_a

$$\mathcal{E}_d = \mu^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\frac{1 + \tilde{D}_a}{1 + \gamma M_i^2 - \gamma M_i M_0 \sqrt{\mu}} \right]$$

\tilde{D}_a mi fa aumentare \mathcal{E}_d ! 😊

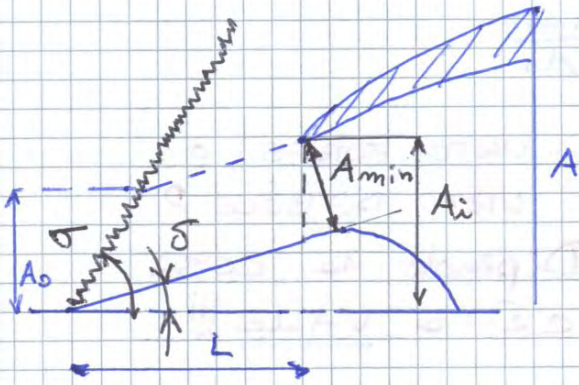
CASO PEGGIORE 😞: decollo, massima richiesta portate

• $\tilde{D}_a = 0$ • $M_0 = 0$

• $M_i = 1$

$$\rightarrow (\mathcal{E}_d)_{\min} = \frac{\mu^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{1 + \gamma} = \frac{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{1 + \gamma}$$

MOTORI per AEROMOBILI 9/05/2014



Il flusso non entra assialmente ma leggermente girato. La presa poi lo raddrizza.

DOGMA:
 "La compressione attraverso più urti è MENO DISSIPATIVA di quella attraverso un urto solo."

2 PARAMETRI IN +

σ : ANGOLO DI RAMPA \Rightarrow URTO OBLIQUO!

L: lunghezza rampa

σ : angolo incl. urto
 σ_D : " " " a progetto

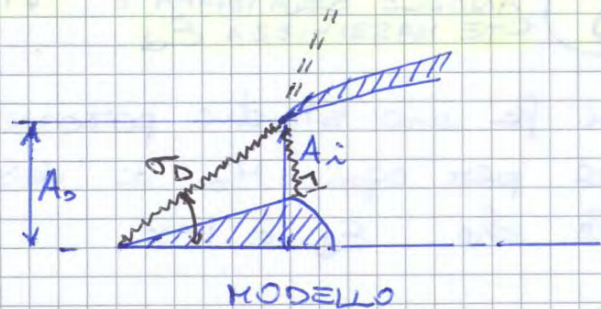
$\sigma \rightarrow \epsilon_d = (\epsilon_d)_{\text{NORMAL SHOCK}} \cdot (\epsilon_d)_{\text{OBLIQUE SHOCK}}$

$L \rightarrow \phi_d \Leftrightarrow \epsilon_d = (\epsilon_d)_{ns} \cdot (\epsilon_d)_{os}$

cioè $\sigma \rightarrow$ IMPONE LA PERDITA DI p^0
 $L \rightarrow$ " PORTATA

DESIGN PARAMETERS:

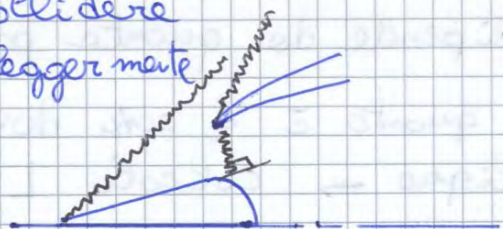
M_{0d} M_{1d}
 $\epsilon_d \rightarrow$ MASSIMO
 $\phi_d \rightarrow \approx 1$



$\phi_d = 1$ BISOGNEREBBE AVERE IL FLUSSO CHE NON SI ACCORGE DELLA RAMPA

\rightarrow URTO OBLIQUO RAMPA + URTO RETTO sulla bocca } FINISCONO SUL LABBRO.

In realtà per non farci collidere i 2 urti si dà un σ leggermente maggiore

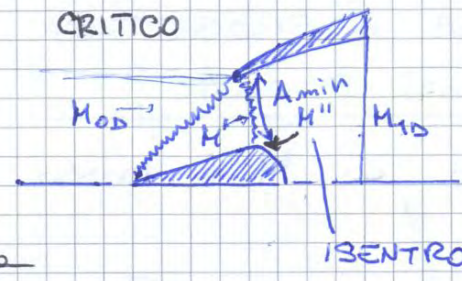


Modello: 2 APPROX

- 1) TRASCURIAMO CARENATURA
- 2) $\phi_d = 1$

$$\frac{A_{min}}{A_1} \rightarrow m_i = m_1$$

$$\frac{A_{min}}{A_0} \rightarrow m_0 = m_i$$



Conservazione della portata

$$m = \frac{p^0 A}{\sqrt{RT^0}} f(M) = \text{cost}, \quad \text{se isentropico } p^0 = \text{cost}, T^0 = \text{cost}$$

$$\rightarrow A \propto \frac{1}{f(M)} \quad \text{SE } p^0 = \text{cost}$$

$$\Leftrightarrow \frac{A_{min}}{A_1} = \frac{f(M_{10})}{f(M'')}$$

PERCHÉ NON SI TIENE CONTO DI PERDITE DI PRESSIONE A TRAVERSO O.S + N.S. IN A_{min}/A_1 ?
 → PERCHÉ CONSIDERIAMO IL TRATTO DA VALLE N.S. FINO A SEZ 1 → TRATTO ISENTROPICO*

$$\frac{A_{min}}{A_0} = \frac{f(M_{10})}{\underbrace{f(M')}_{\text{O.S.}}} = \frac{f(M_{10})}{\underbrace{f(M'')}_{\text{O.S.}}}$$



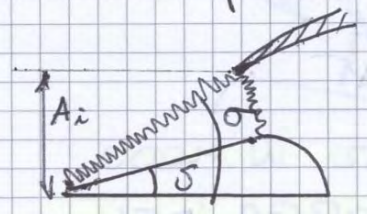
BISOGNA TENER CONTO DELLA PERDITA DI PRESSIONE TOTALE

Se invece $p^0 \neq \text{cost}$

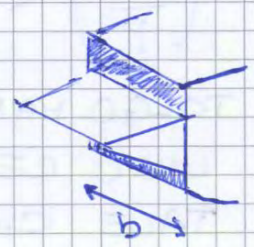
$$A \propto \frac{1}{f(M) \cdot p^0}$$

⚠ SE SCELGO UN BUON SISTEMA DI URTI AVRÒ UNA PRESA COMPATA ⇒ $p \uparrow$ $A \downarrow$

Geometria presa d'aria SCATOLA



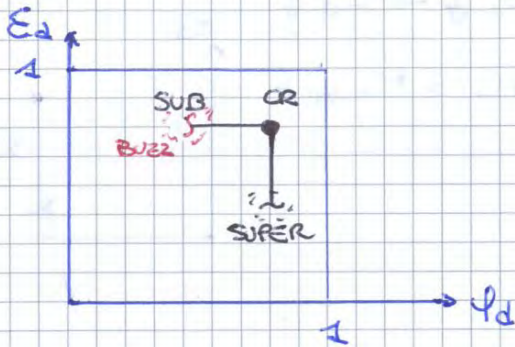
$$A_i = r_i \cdot b$$



Da ora ragioniamo a FISSATA GEOMETRIA

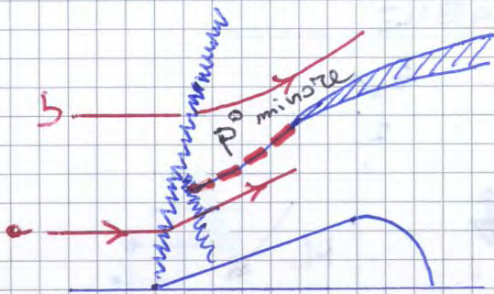
Rifiuto di portata → DIVERGENTE SUBSONICO

=
COMPRESSIONE



E_d NON CAMBIA, ψ_d SCENDE

→ fenomeno di "BUZZING" 36



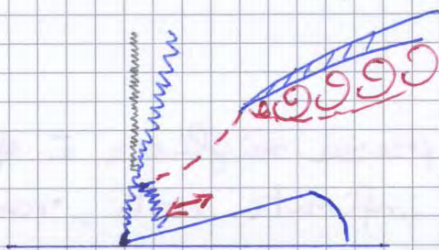
filetto a: 2 COMPRESSIONI

filetto b: 1 COMPRESSIONE

È + LENTO XK SI SPARA UNA COMPRESSIONE + FORTE IN UNA VOLTA SOLA

Ho 2 flussi a stesso p statico ma velocità diverse ⇒ SLIPLINE!

Se la slipline finisce sul labbro mi fa staccare lo strato limite → è come avere un ulteriore rifiuto di portata → l'urto risale + a monte



la slipline ritorna in dto

→ flusso ritorna attaccato e preso

→ urto risale E COSÌ VIA

OSCILLAZIONE AVANTI E INDIETRO DELL'URTO!

⇔ Porta rumore e FATIGA NEL MATERIALE

⊗ L'interazione dei 2 urti mi produce un urto che localmente il flusso vede quasi come retto

...
COMUNQUE: OBL. + RETTO È MENO DISSIPATIVO DI UNO SOLO

→ SUPERCRITICO ←

M_0 FISSATO

URTO ENTRA NEL CONDOTTO

voglio $\left(\frac{m}{P_1}\right) \uparrow \rightarrow P_1 \downarrow$ ← unica soluz!

In flusso supers. non è poi il richiamo di portata → ~~↑~~

GEOMETRIA VARIABILE

$M_0 \rightarrow \delta_{ottimale} = f(M) \rightarrow \delta_d$

Ed è imposto da δ !

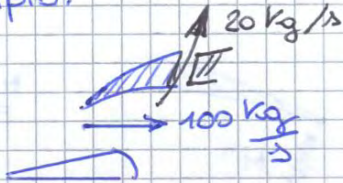
A δ fissato, L impone ρ_d !

Dovrei avere una presa a geometria variabile che varia δ e L !

▲ COSÌ PERÒ SI CAMBIA A_{min} !



Esempio:



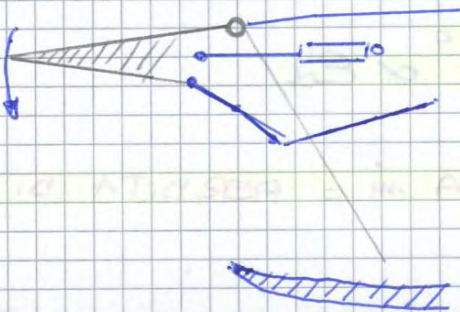
Entrano 100 kg/s ma al motore servono solo 80 kg/s. Quindi?

⇒ BLEED

Butto fuori quello che non serve!

F-15

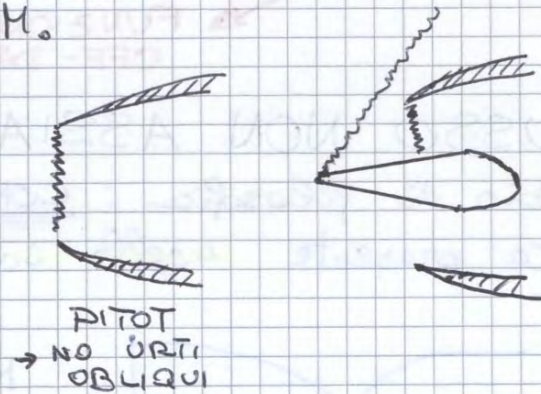
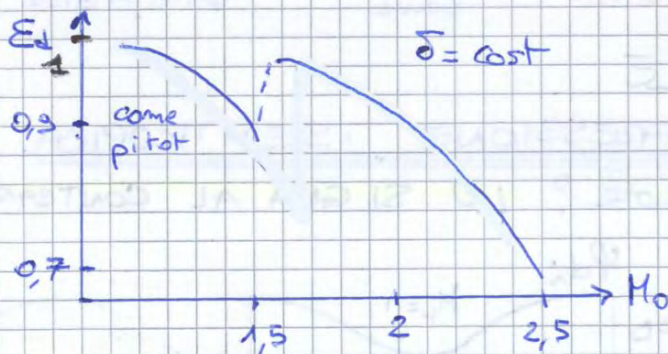
Presa d'aria a 3 rampe



Becco si muove ruota e varia

- AREA DI CATTURA
- ANGOLO RAMPA
- L

PRESA CRITICA, vario M_0



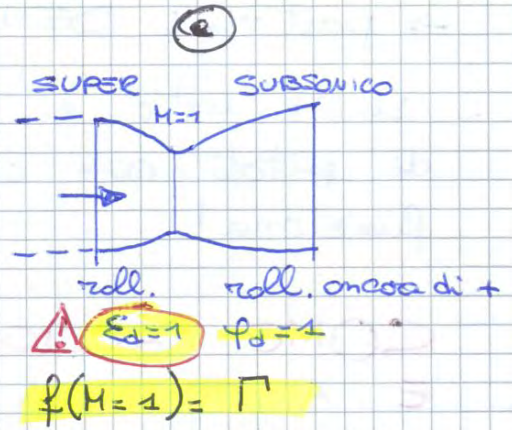
Presa rompa: $\delta = 15^\circ$, $M_{0d} = 2,5$: regime critico

PRESA CONVERGENTE - DIVERGENTE [PRESA CD]

$\dot{m}_i = \dot{m}_t$

$$\frac{P_i^0 A_i}{\sqrt{RT_i^0}} f(M_i) = \frac{P_t^0 A_t}{\sqrt{RT_t^0}} f(M_t)$$

SE ISENTROPICO $P_i^0 = P_t^0 = P^0$



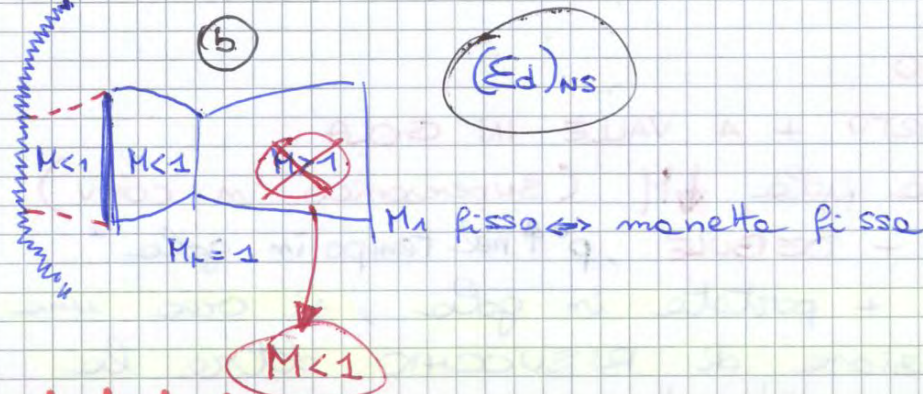
$$\left(\frac{A_t}{A_i}\right)_{CD} = \frac{f(M_0)}{\Gamma}$$

MEMO: ISENTROPICO $\rightarrow A_{cr} \propto \frac{1}{f(M)}$



A progetto è una cosa spettacolo!

Monta sta presa a terra, de collo e arrivo
 e $M_0 = M_{ob} = \text{supersonico} \rightarrow \text{URTO! MA COME?!}$



ATTENZIONE

CONVERGENTE - DIVERGENTE

$M_{throat} = 1$

POI

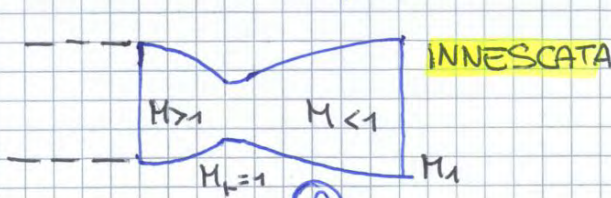
accelera \rightarrow super
 decelera \rightarrow sub

DIPENDE DALLA P DI VALLE!!!

$$\varphi_d = \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_{ref}} = \frac{P_i^0}{P_0^0}$$

poiché $\dot{m} = \frac{P_i^0 A_i}{\sqrt{RT_i^0}} f(M)$

Fissato M_0 possono esserci 2 situazioni e porci manette

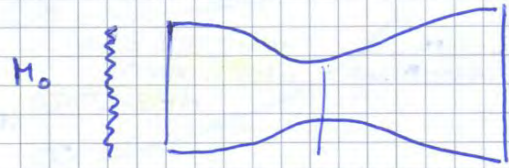
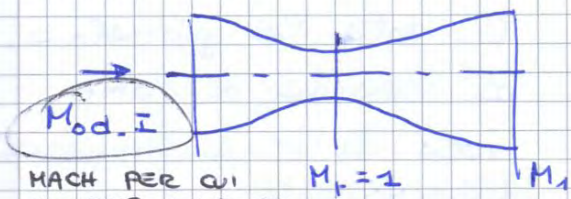


MOTORI per AEROMOBILI 12/05/2014

continuo PRESA D'ARIA CD

PRESA INnescata (started)

PRESA NON INnescata



MACH PER CUI AVVIENE COMPRESS. ISENTROPICA (per geom. fissata)

3 condizioni l.i.: M_0, M_1 , innescata/non innescata

È COHE UN PROBLEMA 3D

Il convergente è come dare una COMPRESSIONE ESTERNA e ingannare il pitot.

INnescO DELLA PRESA

Ingiore l'urto e portarlo in gola: $M_{t=1}$

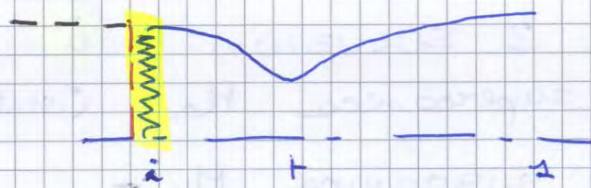
⇒ urto evanescente !!! ☺

⚠ Non sempre in gola c'è $M_t=1$...

L'altra volta abbiamo dimostrato che l'urto nel convergente è INSTABILE

URTO SULLA BOCCA → è innescabile

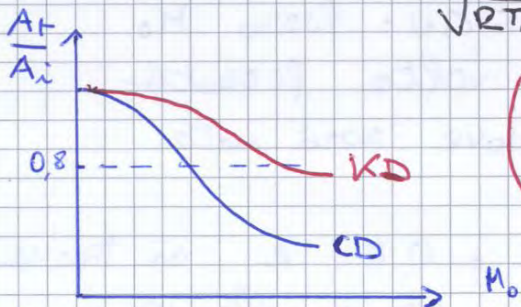
KANTROWITZ - DONALDSON



$$\dot{m}_i = \dot{m}_0 = \dot{m}_t$$

MONTE DELL'URTO ($P_i^0 = P_0^0$)

$$\dot{m}_i \text{ MONTE} = \frac{P_0^0 A_i}{\sqrt{\gamma T_0^0}} f(M_0) = \frac{P_t^0 A_t}{\sqrt{\gamma T_0^0}} \Gamma \quad P_t^0 = P_i^0$$

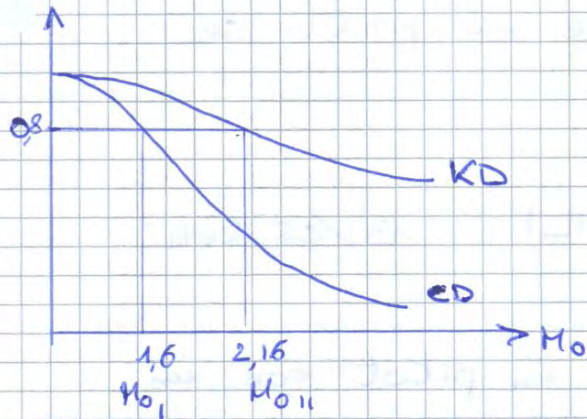


$$\left(\frac{A_t}{A_i} \right)_{KD} = \frac{f(M_0)}{\epsilon_d \cdot \Gamma}$$

Peterson-Hill

Mach di progetto, urto su bocca. Accelero flusso, lo porto nel divergente poi rallento e lui va in gola

Geometria di progetto 0,8 + MECCANISMO X VARIARE AREA DI GOLA IN CERTI TRANSITORI.



Con $\frac{A_T}{A_i} = 0,8$ POSSO
INNESCARLA (SENZA MECCANISMO)
ACCELERANDO L'AEREO
DA $M = 1,5$ A $M = 2,16$!!
ASSURDO!

$$\dot{m}_T = \frac{\epsilon_d P_0^* A_T \Gamma}{\sqrt{RT_0^*}}$$

$$\dot{m}_{RIF} = \frac{P_0^* A_i}{\sqrt{RT_0^*}} f(M_0)$$

$$\varphi_d = \frac{\epsilon_d A_T \Gamma}{A_i f(M_0)}$$

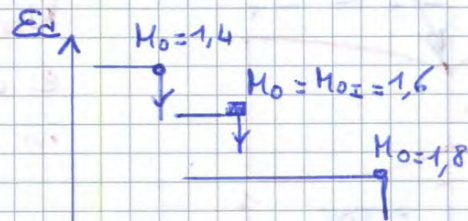
C'È ϵ_d PERCHÈ L'URTO È
FUORI E LA PRESA NON
È INNESCABILE!

$$M_0 = (M_0)_i = 1,6$$

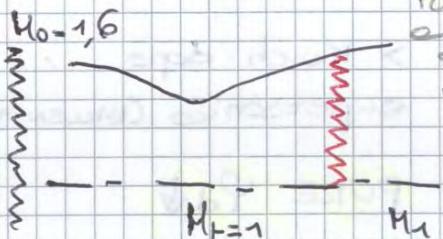
$M_0 \uparrow \rightarrow \varphi_d \uparrow$ perché $P_0^* \uparrow$

$\epsilon_d \downarrow \times K$ URTO + FORTE

$$M_{0II} \Rightarrow \epsilon_d = \varphi_d$$



bisogna
ri-scrivere
a parte sta-
toria della
presa innescabile



Se voglio accelerare $M_1 \uparrow$

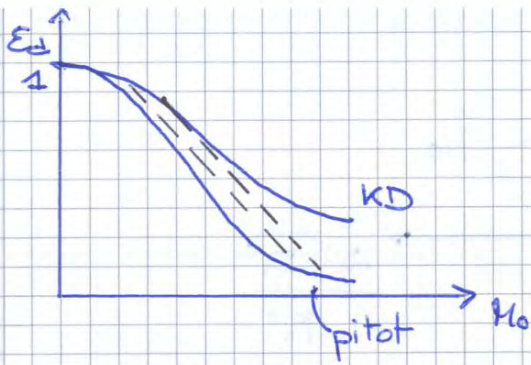
MA SE $M_1 \uparrow \Rightarrow \frac{\dot{m}}{P_1}$ LA PORTATA È
GIÀ MAX $\times K$ $M_1 = 2$

→ SI CREA UN ALTRO URTO!
(come pitot supercritica)

M_{0II} : allungo geometria, entra urto, sotto al
 $\varphi_d \uparrow$
divergente e poi lo spingo in gola

⚠ SE AUMENTO MANETTA SENZA CAMBIARE GEOMETRIA
 $\epsilon_d \downarrow$ E NON INNESCO COMUNQUE!

NOTA: IL DISINNESCO DELLA PRESA PUÒ PORTARE ALLO
SPEGNIMENTO DEL MOTORE



Preso alla KD

$$\frac{A_T}{A_i} = \frac{f(M_0)}{E_d \Gamma}$$

In sostanza facciamo una presa a "MATRIOSKA":

- Pitot
- \odot : ingommo la Pitot mettendo davanti un convergente e così sembra che andiamo + piano
- Compressione ext: metto una rampa x ingommo il convergente

COMPRESSIONE MISTA

$$E_{d \text{ innescato}} = 0,946$$

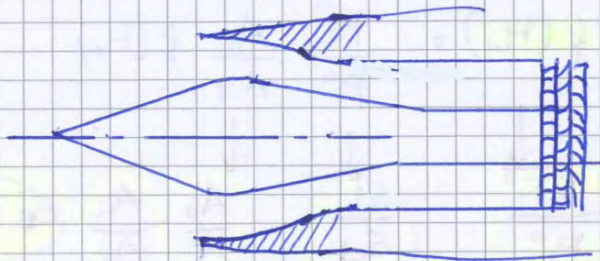
$$E_{d \text{ non innescato}} = 0,92$$

Recupero velocemente un disinnesco

- SISTEMA DI CONTROLLO CON SONDE E MECCANISMI DI VARIAZIONE DELLA SEZIONE
- ↳ intervento RAPIDO

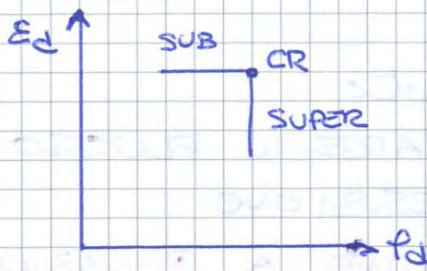
PRESE A COMP. MISTA NECESSARIE per $M_0 > 2,5$

Esempio PRESA SR-71



RECUPERO DA DISINNESCO: LA SPINA VA SUBITO AVANTI PER AUMENTARE LA SEZIONE, così lui si risucchia dentro l'urto

A fissato M_0 :

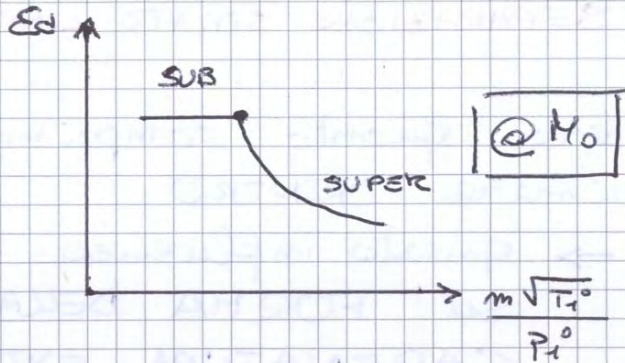


SUBCRITICO: $E_d = \text{cost}$

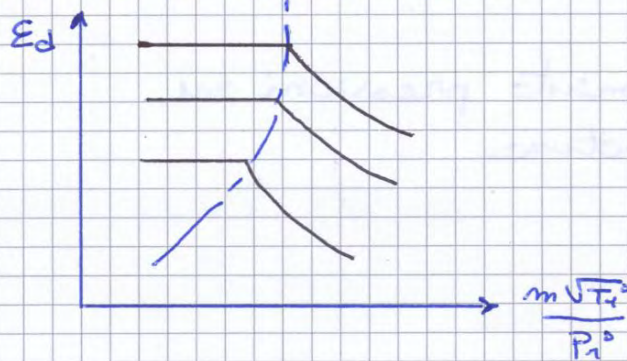
$$\varphi_d \propto \frac{m \sqrt{T_1^0}}{P_1^0}$$

SUPERCRITICO: $\varphi_d = \text{cost}$

$$E_d \propto \frac{1}{\frac{m \sqrt{T_1^0}}{P_1^0}} \rightarrow \text{tipo } \frac{1}{x}$$

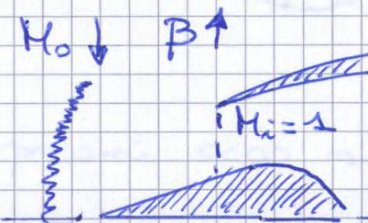


Al variare di M_0 :



Perché la linea diventa verticale per $M_0 \downarrow$?

Lo si vede bene con una presa a compr. est:



Se l'urto è separato e sono in condiz. critiche

→ la portata covetta rimane quella perché ormai la P_1^0 è fissata

FINE PRESE SUPERSONICHE

MOTORI per AEROMOBILI

13/05/2014



continua: PRESE SUBSONICHE

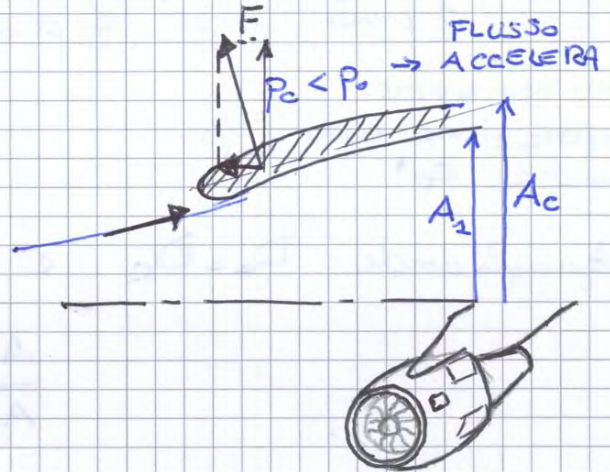
Mentre io sono a Firenze,
al Poli:

Vogliamo una espressione in funzione della forza sulla carenatura D_d

$$D_d = \Delta p (A_c - A_i)$$

Condizioni di rifiuto

→ vogliamo una relazione con l'area della carenatura A_c



Flusso in compressibile

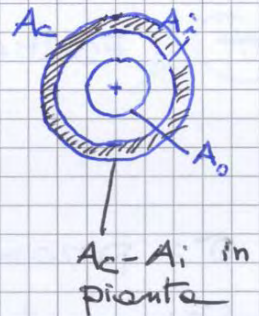
$$\rho_d = \frac{A_0}{A_i} = \frac{w_i}{U}$$

$$D_d = \frac{1}{2} \rho U^2 A_i \left(1 - \frac{w_i}{U}\right)^2 \rightarrow \text{uguale a FORZA RECUPERATA SU CARENATURA (esternamente)}$$

Forza su superficie esterne:

$$D_c = \int (p_0 - p_c) dA_{\perp} = \overline{(p_0 - p_c)} (A_c - A_i)$$

quantità medie
Proietto sulla diff. di area
una pressione media

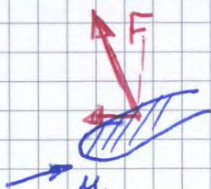


$$= \sigma (p_0 - p_{min}) (A_c - A_i)$$

come è fatta la carenatura

legata a w_{max} sulla carenatura
 p_{min} è quella che mi dà la condizione critica in cui ho RISCHIO SEPARAZIONE

SPIEGAZIONE:



CARENATURA = PROFILO AERODINAMICO CHE VEDE UN FLUSSO CON INCIDENZA.
→ FORZA AERODINAMICA F, SI SCOMPONE IN COMPONENTE VERTICALE E ORIZZ.
INTEGRANDO SUL VOLUME QUELLA VERT. SI ANNULLA E QUELLA ORIZZ. MI RECUPERA LA D_d .

OFF-DESIGN



PRESTAZIONI di varioe parametri ON/OFF DESIGN

Nel corso di propulsione si sono viste le prestazioni A PROGETTO → ON DESIGN

Ora invece vedremo la REGOLAZIONE

↳ cambio ciò che conosco. Devo dedurre dalla manetta COME STA FUNZIONANDO IL MOTORE.

Parametri liberi cambiamo

- Analisi dimensionale mi permette di coprire quanti gdl ho ma non mi dice COME FUNZIONA IL MOTORE

↳ per farlo osserviamo i componenti e li "mettiamo d'accordo" → "MATCHING"

STEP 1:
n° di GDL

OFF-DESIGN

↳ se cambia AMBIENTE

VELOCITÀ DI VOLO

REGOLAZIONE

manetta

geometrie

dispositivi per aumento temporaneo spinta

GRADO/i DI LIBERTÀ DEL PILOTA

Sarà importante vedere : (I) COME FUNZIONA

(II) PRESTAZIONI

[è necessario un utilizzo in sicurezza del motore]

STEP 2: usare PARAMETRI ADIMENSIONALI / CORRETTI (è comodo !!)

STEP 3: da lì si ricavano le PRESTAZIONI REALI.

⚠ I 3 step sono importanti!

- quota, $\sqrt{RT_0}$, geometria non posso governare col motore
- cose legate a N , m_{iti} , $U \rightarrow$ **DECIDE IL PILOTA IN REGOLAZIONE**

• Dal punto di vista matematico si poteva fare e' opposto ma venivano legami poco significativi

- Ottengo una potenza ADIMENSIONATA: $\frac{P}{D^2 p_0 \sqrt{RT_0}}$

Potenza è funzione di 3 parametri edimensionali

$$\frac{U}{\sqrt{RT_0}}$$

x_1

$$\frac{ND}{\sqrt{RT_0}}$$

x_2

$$\frac{m_{\text{iti}} H_{\text{iti}}}{p^2 p_0 \sqrt{RT_0}}$$

x_3

La nostra $y = f(x_1, x_2, x_3)$

Esempio: ho scoperto che la potenza dipende dalla temperatura; posso calcolarla in ALTRE CONDIZ. AMBIENTIS (\neq caldo)

► SE FA + CALDO HO + POTENZA! (*)

... Poi vado nel deserto e non riesco a decollare! Perché?



[N.B. anche $N = f(T_0)$]

y è fissato se sono fissati x_1, x_2, x_3
 → se riesco a tenerli fissi, cambiando le condizioni operative allora (*) è vero!

⚠ NON BISOGNA SUPERARE I LIMITI FISICI!

N e T_0 , P

se $\downarrow \rightarrow D \downarrow$ (dovrebbe!)

Se cambio y infatti, ho portate, avrò anche le altre dipendenze e quindi potrà vedere effetto di p anche su m_{iti}

↳ se $p \downarrow$ il combustore vedrà $m_{\text{iti}} \downarrow$ per lasciare costante il parametro adimensionale

ANALISI DIMENSIONALE POTENZA TURBO SHAFT

	P	U	N	mi _b Hi	D	P ₀	RT ₀	
	α	ε	η	θ	β	γ	δ	
L	2	1	/	2	1	-1	2	= 0
M	1	/	/	1	/	1	/	= 0
T	-3	-1	-1	-3	/	-2	-2	= 0

L REGOLAZIONE

$$P = F \cdot V = M \cdot \frac{L}{T^2} \cdot \frac{L}{T} = M L^2 T^{-3}$$

$$mi_b Hi = \frac{M}{T} \cdot \frac{ML^2}{T} \cdot \frac{1}{M} = M L^2 T^{-3} \quad \text{POTENZA TERMICA}$$

$$U = L \cdot \frac{1}{T} = L T^{-1}$$

$$D = L$$

$$N = \frac{\text{rad}}{T} = T^{-1}$$

$$P_0 = \frac{ML}{T^2} \cdot \frac{1}{L^2} = M L^{-1} T^{-2}$$

$$RT_0 = \frac{J}{kg \cdot K} \cdot K = \frac{ML^2}{T^2} \cdot \frac{1}{M} = L^2 T^{-2}$$

7 parametri
3 grandezze fonda.
4 NUMERI PURI

$$y = f(x_1, x_2, x_3)$$

Buckingham

→ legame tra n-m NUMERI PURI

REGOLAZIONE: 3 PARAMETRI INDIPENDENTI
1 PARAMETRO DIPENDENTE

Se ne varia uno per volta e gli altri stanno fissi
α = 1 ε = η = θ = 0 α = parametro libero.

Da tabella

$$\begin{cases} 2\alpha + \beta - \gamma + 2\delta = 0 \\ \alpha + \gamma = 0 \\ 3\alpha + 2\gamma + 2\delta = 0 \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \gamma = -\alpha \\ \beta = -2\alpha \\ \delta = -\frac{\alpha}{2} \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \gamma = -1 \\ \beta = -2 \\ \delta = -\frac{1}{2} \end{cases} \quad \alpha = 1$$

⇒ POTENZA ADIMENSIONALE

$$\alpha = 1 \quad \beta = -2 \quad \gamma = -1 \quad \delta = -\frac{1}{2}$$

$$P \cdot D^{-2} \cdot P_0^{-1} \cdot (RT_0)^{-\frac{1}{2}} \rightarrow \frac{P}{D^2 P_0 \sqrt{RT_0}}$$

Per trovare gli altri parametri adimensionali si fa la stessa cosa: lasci un parametro = 1 e gli altri li azzeri.

ANALISI DIMENSIONALE SPINTA TURBOJET

- MOTORE CHE PRODUCE SPINTA e non POTENZA
- POTENZA MECCANICA ALL'ALBERO = 0
- ▶ N non è + un parametro → solo 2 gdl

	T α	U ϵ	mi/hz θ	D β	p_0 γ	$\sqrt{RT_0}$ δ	
L	1	1	2	1	-1	1	= 0
M	1	/	1	/	1	/	= 0
T	-2	-1	-3	/	-2	-1	= 0

$$\epsilon = \theta = 0 \quad \alpha = 1$$

$$\begin{cases} \alpha + \beta - \gamma + \delta = 0 \\ \alpha + \gamma = 0 \\ 2\alpha + 2\gamma + \delta = 0 \end{cases} \begin{cases} \gamma = -\alpha \rightarrow \gamma = -1 \\ \delta = 0 \rightarrow \delta = 0 \\ \beta = -2\alpha \rightarrow \beta = -2 \end{cases} \begin{matrix} \alpha = 1 \\ \gamma = -1 \\ \delta = 0 \\ \beta = -2 \end{matrix}$$

SPINTA ADIMENSIONALE → $\frac{S}{D^2 p_0}$

$$\frac{S}{p_0 A} = f\left(M_0, \frac{T_0}{T_1}\right) = f\left(M_0, \frac{N}{\sqrt{T_1 p_0}}\right) \quad \text{SPINTA CORRETTA}$$

OUTPUT (effetto utile) in funzione dei parametri

+ componenti => NUOVE EQUAZIONI DI CONGRUENZA TRA I COMPONENTI

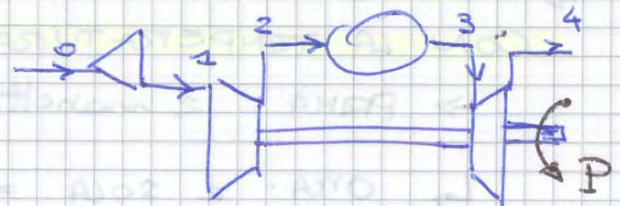
TURBO SHAFT -> 2 MANETTE

TURBOJET -> 1 MANETTA

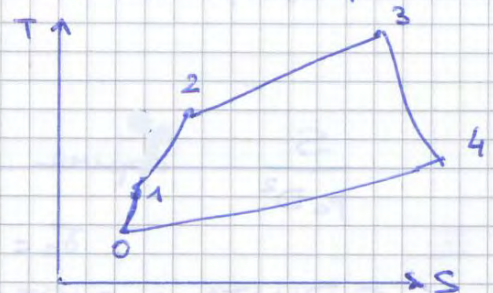
TURBINA A GAS

• PRESA + COMPRESSORE + COMBUSTORE + TURBINA

Realizza un ciclo
Joule - Brayton

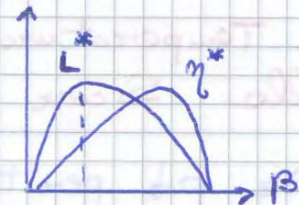


Capisco ciò che succede nella macchina se so cosa succede nel ciclo semplice



-> sento effetto della compressione dinamica

-> consumo legato a η



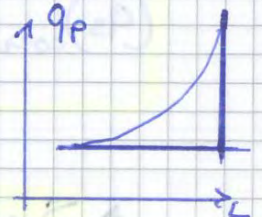
Otengo prestazioni:

• $L = \frac{P}{\dot{m}}$

POTENZA SPECIFICA

PSFC = $q_p = \frac{\dot{m}_b}{P} = \frac{1}{\eta H_i}$

-> Sul grafico mi interessano i punti di $\beta(L_{max})$ e $\beta(q_{min} \rightarrow \eta_{max})$

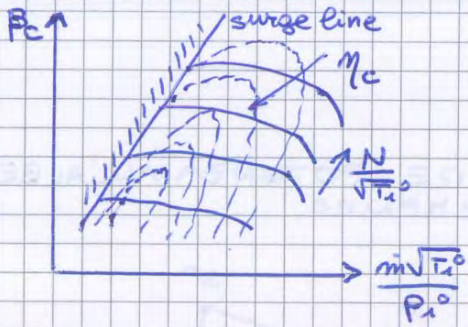


Ho una macchina che "COPIA" i risultati del ciclo a gas.

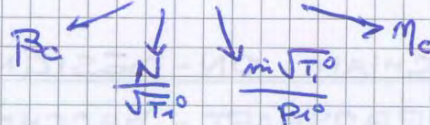
L -> se devo scegliere su mappa CHE NUMERI SCELGO?

NOTE:

COMPRESSORE:



MAPPA → 4 PARAMETRI

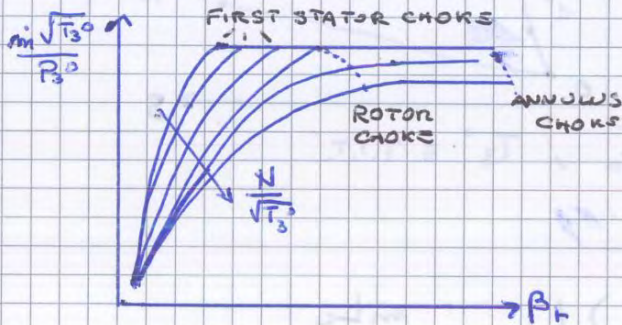


CORRISPONDE A 2 RELAZIONI

→ 2 GDL

UNA VOLTA FISSATI 2 PARAMETRI GLI ALTRI 2 SONO AUTOMATICAM. DETERMINATI.

TURBINA:



CHOKING di un elemento:

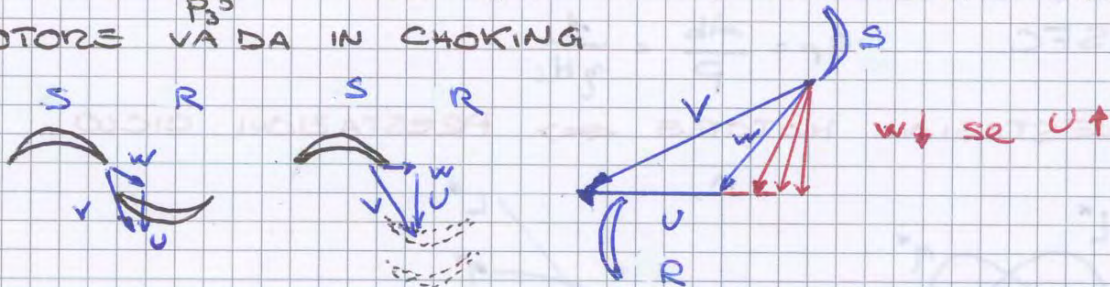
IL FLUSSO RAGGIUNGE LA CONDIZIONE SONICA E + PORTATA DI COSI' NON PASSA

• ALTO β_T → PORTA AL CHOKE

Una volta che un rotore / statore è CHOKED UN INCREMENTO DEL PRESSURE RATIO NON PORTA + UN INCREMENTO DELLA PORTATA CORRETTA

→ LE LINEE RIMANGONO PIATTE (flat)

• A PARI $\frac{m\sqrt{T_{30}}}{P_{30}}$ e con $\frac{N}{\sqrt{T_{30}}} \uparrow$ C'È IL RISCHIO CHE IL ROTORE VA DA IN CHOKING



SE IL ROTORE RUOTA + VELOCIM. IL FLUSSO CHE VEDE È + VICINO ALLA CONDIZIONE STATICA

- velocità relativa ↓
- grandezze totali ↓ perché il rotore "SCAPPA"

● RENDIMENTO TURBINA: η_T TOTAL-TO-STATIC

SI VUOLE UN FLUSSO A VELOCITÀ MINIMA DALLA TURBINA IN MODO DA SFRUTTARE TUTTA L'ENERGIA DEL GAS PER GENERARE POTENZA IN TURBINA

ENERGIA CINETICA DI SCARICO = PERDITA.

$$\rightarrow \frac{\dot{m}}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}}{\dot{m} + \dot{m}_b} = \frac{\dot{m}}{\dot{m}} \left(\frac{1}{1 + \frac{1}{\alpha}} \right) = \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right)^{-1}$$

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_1^0}}{P_1^0} = \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right)^{-1} \frac{\dot{m}_f \sqrt{T_3^0}}{P_3^0} \beta_c \epsilon_b \sqrt{\frac{T_1^0}{T_3^0}}$$

■ CONSERVAZIONE PORTATA CORRETTA
TURBINA - UGELLO

$$\frac{\dot{m}_f \sqrt{T_3^0}}{P_3^0} = \frac{\dot{m}_f \sqrt{T_4^0}}{P_4^0} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_4^0}} \cdot \frac{P_4^0}{P_3^0} = \frac{\dot{m}_f \sqrt{T_4^0}}{P_4^0} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_4^0}} \cdot \frac{1}{\beta_T}$$

$f(\beta_T, \gamma_T)$

■ CONSERVAZIONE NUMERO DI GIRI CORRETTI ALL'ALBERO

$$\frac{N}{\sqrt{T_1^0}} = \frac{N}{\sqrt{T_3^0}} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}}$$

■ BILANCIO PRESSIONI

$$\frac{P_2^0}{P_1^0} \cdot \frac{P_1^0}{P_0^0} \cdot \frac{P_0^0}{P_0} = \frac{P_2^0}{P_3^0} \cdot \frac{P_3^0}{P_4^0} \cdot \frac{P_4^0}{P_0} \quad \frac{P_2^0}{P_0} = OPR$$

QUANTO COMPRIMO → POSSO ESPANDERE

$$\beta_c \cdot \epsilon_b \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{1}{\epsilon_b} \cdot \beta_T \cdot \beta_N$$

β_N = espansione ugello fino a addottamento

Alle fine: 9 RELAZIONI, 12 INCOGNITE = 3 GDL

COME DA ANALISI DIMENSIONALE

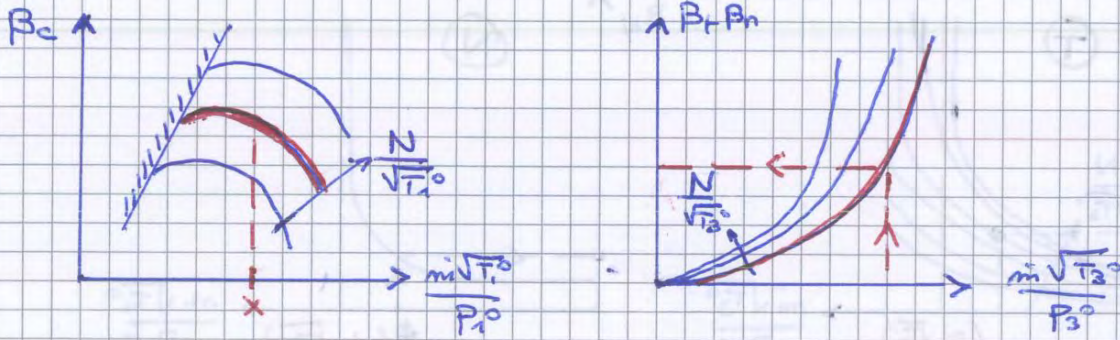
Sistema di 9 eq. non lineari in 12

incognite: fisso 3 NUMERI → $M_0 + 2$ MANETTE e risolvo.

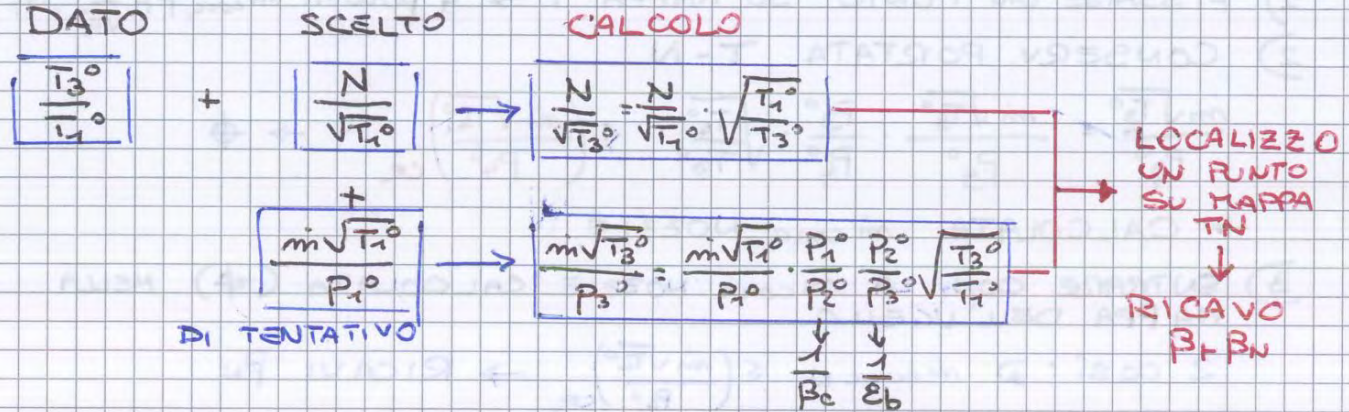
Per coprire meglio il funzionamento del propulsore useremo 2 strumenti

- 1) MAPPA TURBINA - UGELLO
- 2) LINEE ISO- T_{max} SU MAPPA COMPRESSORE

MAPPA CON LINEE ISO- T_3/T_1



PROCEDURA



VERIFICA: È UN PUNTO DI FUNZIONAMENTO?

CONGRUENZA PRESSIONI

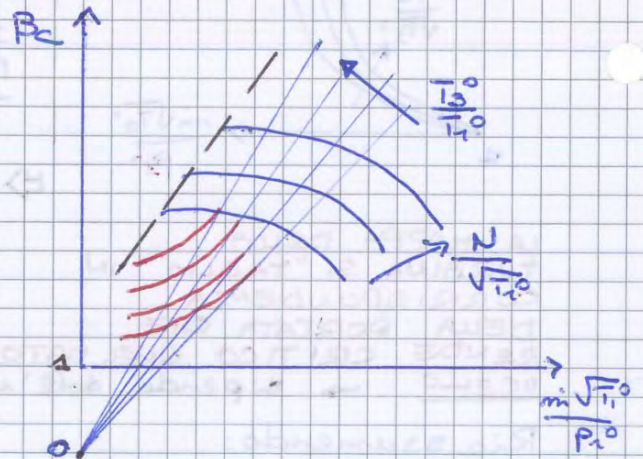
$$\frac{P_0^0}{P_0^0} \cdot \frac{P_1^0}{P_0^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_1^0} = \frac{P_2^0}{P_3^0} \cdot \frac{P_3^0}{P_4^0} \cdot \frac{P_4^0}{P_0^0} \rightarrow \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \cdot \epsilon_d \cdot \beta_c = \frac{1}{\epsilon_b} \cdot \beta_r \cdot \beta_n$$

Si procede poi così per tentativi, prima variando N e poi variando T_3^0/T_1^0 scelto

● **TURBINA CRITICA / BLOCCATA:**

$$\left(\frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_3^0} \right)_{const} = \frac{m\sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}} \cdot \left(\frac{P_1^0}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_3^0} \right)_{1/\beta_c}$$

→ $\beta_c \propto \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}} \cdot \frac{m\sqrt{T_1^0}}{P_1^0}$ RETTA PER L'ORIGINE



● **TURBINA NON CRITICA / BLOC.**

$$\beta_c = \frac{m\sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}} \cdot \frac{P_2^0}{P_3^0} \cdot \frac{1}{m\sqrt{T_3^0}/P_3^0}$$

→ le linee iso T_3^0/T_1^0 sol

VERSO IL POMPACCIO

CON LA MAPPA SI PUÒ FISSARE IL PUNTO DI FUNZIONAM. DEL MOTORE

$$\rightarrow \frac{P}{P_1^0 \sqrt{T_1^0}} = \frac{\eta \sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \cdot L_{curve} \approx \frac{1}{\sqrt{T_3^0/T_1^0}} \left[a \frac{T_3^0}{T_1^0} + b \right]$$

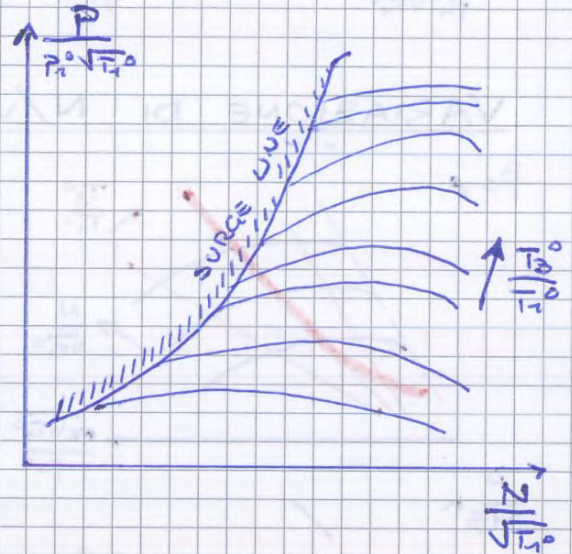
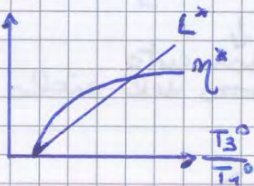
$$\rightarrow \frac{P}{P_1^0 \sqrt{T_1^0}} = \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}} \bar{a} - \frac{b}{\sqrt{T_3^0/T_1^0}}$$

Se voglio $P \uparrow$: $T_3^0/T_1^0 \uparrow$, $\bar{a} \uparrow$ - $b \downarrow$

LA PORTATA REMA CONTRO:

• se voglio $P \downarrow \rightarrow \eta \uparrow$ e devo $\frac{T_3^0}{T_1^0} \downarrow$

⚠ MA $T^0 \downarrow \Rightarrow \eta_{ciclo} \downarrow$ $q_{ciclo} \uparrow$



• se voglio $P \uparrow \rightarrow \eta \downarrow$ devo $\frac{T_3^0}{T_1^0} \uparrow$
ma $\eta \uparrow$ (al limite è cost)

CONTROLLO DEL MOTORE

I parametri motore liberi di variazione in teoria sono 2 ($N/\sqrt{T_1^0}$, T_3^0/T_1^0) ma in realtà il pilota ha 1 MANETTA e il sistema tiene $N = \text{cost}$.

▶ **ELICOTTERO**: PILOTA REGOLA IL PASSO CON IL COLLETTIVO E PER TENERE $N = \text{cost}$ IL CONTROL SYSTEM DA' PIU' O MENO CARBURANTE (se coppia resistente \uparrow DA' + CARBURANTE x NON FAR RAUENTARE IL ROTORE)

⊗ **TURBOPROP**: PILOTA DA' MANETTA E CONTROLLA CARBURANTE ($\frac{T_3^0}{T_1^0} \uparrow$) IL CONTROL SYSTEM VARIA IL PASSO DELLE PALE PER LASCIARE $N = \text{cost}$.

$$\frac{P_{CG}}{P_1^0 \sqrt{T_1^0}} = f\left(M_0, \frac{T_3^0}{T_1^0}, \frac{N_{CG}}{\sqrt{T_1^0}}\right) = 0$$

VINCOLO $P_{CG} = 0 \rightarrow$ toglie 1 gdl

GAS GENERATOR $\frac{P_{CG}}{P_1^0 \sqrt{T_1^0}} = f\left(M_0, \frac{N_{CG}}{\sqrt{T_1^0}}\right) = f\left(M_0, \frac{T_3^0}{T_1^0}\right)$

$\frac{T_3^0}{T_1^0}$ e $\frac{N_{CG}}{\sqrt{T_1^0}}$ NON SONO + INDIPENDENTI

I GDL del MOTORE sono comunque 3

$$\frac{P}{P_1^0 \sqrt{T_1^0}} = f\left(M_0, \frac{N_{CG}}{\sqrt{T_1^0}}, \frac{N_{TL}}{\sqrt{T_1^0}}\right)$$

$$\updownarrow$$

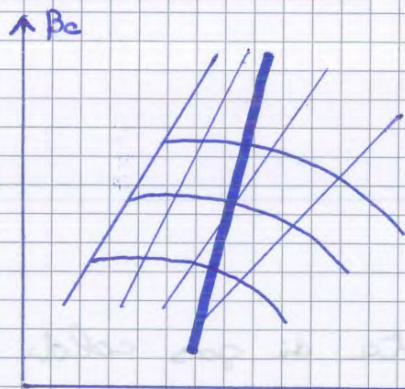
$$\frac{T_3^0}{T_1^0}$$

FUNZIONAMENTO \rightarrow LINEA DI FUNZIONAMENTO

(working line)

= LUOGO DEI PUNTI CHE SODDISFA $P_{CG} = 0$

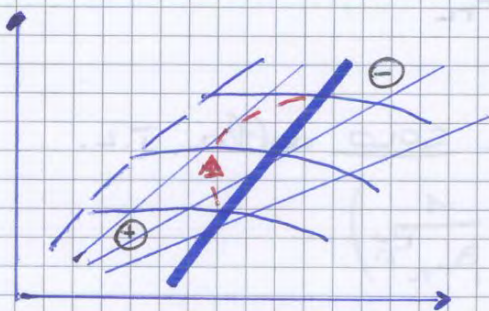
- È UNICA DETERMINATA DALLE SCELTE A PROGETTO DEI COMPONENTI
- S TURBINA CRITICA/ELEM. BLOCCATO VARIA IN MODO TRASCURABILE CON M_0



$$\frac{N}{\sqrt{T_1^0}} \uparrow \Rightarrow \frac{T_3^0}{T_1^0} \uparrow$$

LA LORO DIPENDENZA RECIPROCA SI PUÒ VEDERE IN ESERCITAZIONE

Questo in condizioni stazionarie: e in TRANSITORIO?



Vogliamo dare manetta:

si butta istantaneamente + carburante ma il GAS GENERATOR NON ACCELERA DI COLPO A CAUSA DELL'INERZIA DEGLI ORGANI ROTANTI.

$$\frac{T_3^0}{T_1^0} \uparrow @ \frac{N}{\sqrt{T_1^0}} \rightarrow \frac{m\sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \downarrow$$

e ci si avvicina al pompaggio.

Esuberanza di potenza meccanica all'albero accelera il compressore e si ritorna sulla WORKING LINE dopo un mezzo loop.

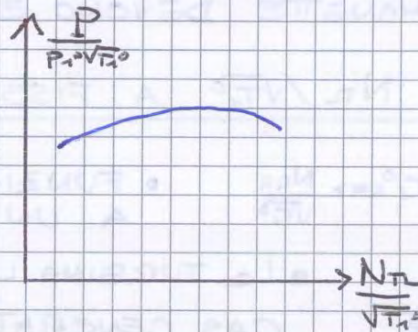
→ VARIANDO U → VARI $\frac{N_{TL}}{\sqrt{T_1^0}} \Rightarrow$ VARI RENDIMENTO DELLA TURBINA LIBERA!

→ C_3 minimizza le perdite di scorio essendo ASSIALE

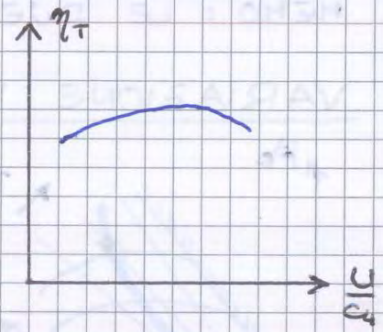
$$\frac{P}{P_1 \sqrt{T_1^0}} \propto \eta_{TL} \left(\frac{U}{C_4} \right)$$

$$\eta_{TL} = f \left(\frac{U}{C_4} \right)$$

$$\frac{P}{P_1 \sqrt{T_1^0}}$$

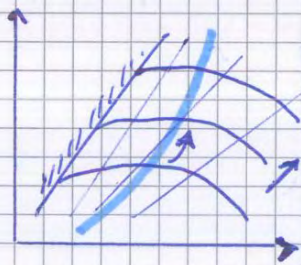


$$\eta_T$$



LA POTENZA CORRETTA HA LO STESSO ANDAMENTO DEL RENDIMENTO DELLA TURBINA LIBERA VISTO CHE GLI ALTRI PARAMETRI SONO COST.

VARIAZIONE DI $N_{ca}/\sqrt{T_1^0}$ A FISSATO $N_{TL}/\sqrt{T_1^0}, M_0$



$$\text{se } \frac{N_{ca}}{\sqrt{T_1^0}} \uparrow \Rightarrow \frac{T_3^0}{T_4^0} \uparrow, \beta_c \uparrow, \frac{m\sqrt{T_1^0}}{P_1} \uparrow$$

● SE T.L. CRITICA → T_{ca} BLOCCATA

$$\frac{P}{P_1 \sqrt{T_1^0}} = \frac{m\sqrt{T_1^0}}{P_1} \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right) \eta_{mt} \eta_T C_p \frac{T_4^0}{T_1^0} \left(1 - \frac{1}{\beta_{TL} \frac{r_H}{r_1}} \right) \quad \beta_{ca} = \text{cost} \quad \frac{T_4^0}{T_3^0} = \text{cost}$$

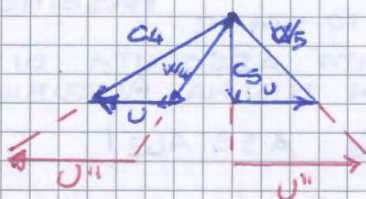
$$\beta_{TL} \propto \frac{\beta_c}{\beta_{ca}} \propto \beta_c \quad \beta_{ca} = \text{cost}$$

$$\frac{T_4^0}{T_1^0} = \frac{T_4^0}{T_3^0} \frac{T_3^0}{T_1^0} \uparrow \rightarrow \frac{T_4^0}{T_1^0} \propto \frac{T_3^0}{T_1^0}$$

$\frac{T_3^0}{T_1^0} \uparrow$ = GAS NEL COMBUSTORE PIÙ CALDI

$\Rightarrow \frac{T_4^0}{T_1^0} \uparrow$ = GAS ALLA TURBINA LIBERA PIÙ CALDI
 \Rightarrow + VELOCI!

$C_4 \uparrow \rightarrow$ per avere $\eta_T \text{ MAX}$ devo $U \uparrow \left(\frac{U}{C_4} \right)_{\text{max}}$



$\eta_T \text{ MAX}$ PER $\frac{N_{TL}}{\sqrt{T_1^0}} + \text{ALTI}$

MASSIMO DELLA POTENZA AL CRESCERE DI $N_{ca}/\sqrt{T_1^0}$ (cioè di T_3^0/T_1^0) SI SPOSTANO PER $N_{TL}/\sqrt{T_1^0} + \text{ALTI}$.

BI-ALBERO

- REGIME STAZIONARIO → WORKING LINE (no rischio surge)
- ACCELERAZIONE → INERZIA, NON COSTI REATTIVO
- NO FRIZIONE ALL'AVVIAMENTO POICHÉ L'UTILIZZATORE NON È MECCANICAMENTE COLLEGATO AL G.C.
- REGOLAZIONE + EFFICIENTE

EFFETTI DEL MACH DI VOLO M_0

$M_0 \uparrow \rightarrow$ COMPRESSIONE DINAMICA

$$P_0^\circ \uparrow \quad T_0^\circ \uparrow \quad P_0^\circ \uparrow \rightarrow P_0^\circ \propto \frac{P_0^\circ}{T_0^\circ} = \frac{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)}$$

1° EFFETTO DEL MACH

LA PORTATA IN INGRESSO $m \uparrow$ POICHÉ AL MOTORE ARRIVA UN FLUIDO + DENSO.

A pari dimensioni e portata corretta elabora una m effettiva \uparrow

EFFETTO CHE SI SENTE SULLA POTENZA VERA:

$$P = \frac{P}{P_1^\circ \sqrt{T_1^\circ}} \cdot P_1^\circ \sqrt{T_1^\circ}$$

2° EFFETTO DEL MACH

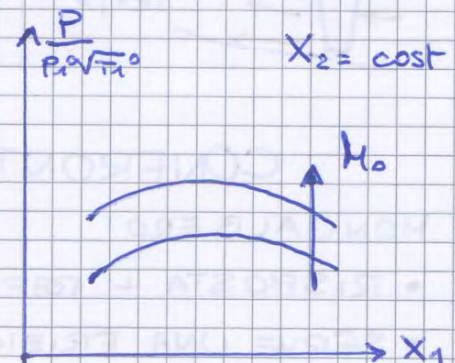
COMPRESSIONE DINAMICA "GRATUITA".

A parità di L_c il P_0 scende quindi la turbina ha a disposizione un β_T maggiore per generare potenza! \Rightarrow EFFETTO DI P_0° SI SENTE SULLA $P_{CORRETTA}$

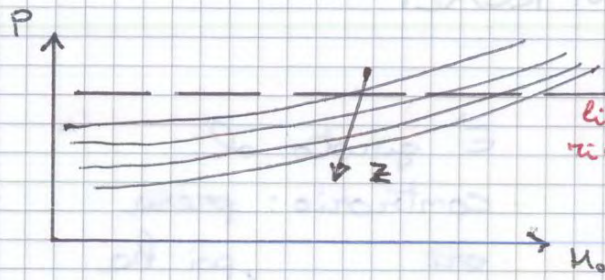
3° EFFETTO DEL MACH

Arriva un flusso + caldo quindi nel combustore bisogna scaldarlo di meno \rightarrow piccolo beneficio sui consumi

$X_1, X_2 =$ molute



Potenza reale



$M_0 \uparrow: P \uparrow$

$z \uparrow: P \downarrow$ perché $\rho \downarrow$

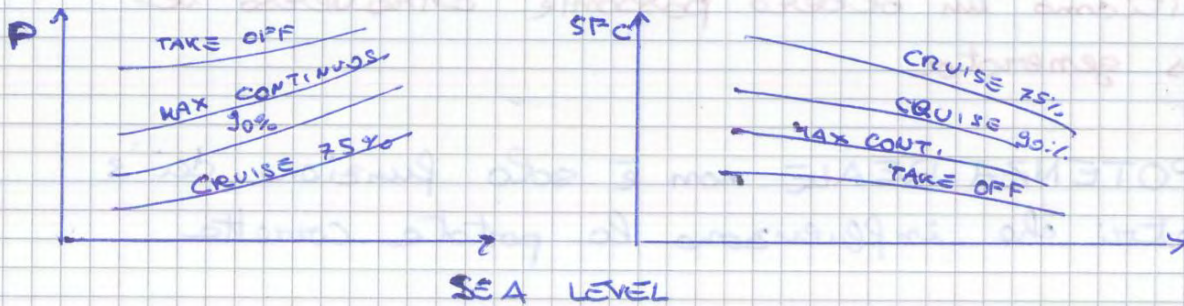
$$\rightarrow m_i = \rho u A$$

↓
cost

\rightarrow per soline di potenza $u \uparrow$

● MOTORE DUAL-SP CT58

- fissato numero giri turbina libera



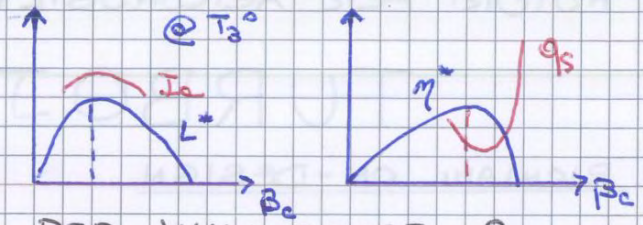
Riassumendo

- MOTORE
- Prestazioni a progetto, ciclo a gas dice cosa succede
- Analisi dimensionale \rightarrow 2 manette
- OFF-DESIGN, prestazioni corrette tenendo fisso una manetta
- PRESTAZIONI REALI

• $I_0 \text{ MAX} \rightarrow \text{max } L^*$

• $Q_s \text{ min} \neq \text{max } \eta^*$

$$Q_s \propto \frac{L^*}{\eta^*}$$

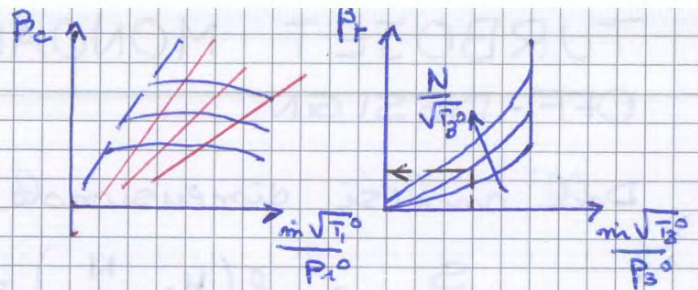


NEL TURBOJET A PARITÀ DI M_0 PER MINIMIZZARE Q_s SI USANO $\beta_c >$ RISPETTO AL TURBOSHAFT

$$\beta_{c, Q_s \text{ min}} > \beta_{c, L^* \text{ max}}$$

NON SI PUÒ + DIRE CHE + È CALDO IL MOTORE + IL RENDIMENTO È ALTO! IL RENDIMENTO DEL CICLO È COSÌ

VERIFICA : È un punto di funzionamento?
 → la $\frac{m\sqrt{T_1^0}}{P_1^0}$ va bene?



EQUAZIONE P=0

$$P_c = P_t$$

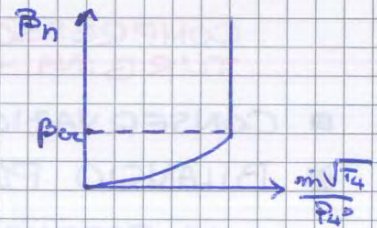
$$\frac{C_p T_1^0}{\eta_{mc} \eta_c} \left(\beta_c \frac{r-1}{r} \right) = \left(\frac{1+\gamma}{\alpha} \right) \eta_{mt} \eta_t C_p T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta \frac{r-1}{r}} \right)$$

β_c e β_t DA MAPPE

VARIANDO N SI TROVANO POI GLI ALTRI PUNTI DELLA LINEA ISO- T_3^0/T_1^0 (come per TURBOSHAFT)

ACCOPIAMENTO TURBINA-UGELLO

- SCELTO UN $N/\sqrt{T_1^0}$ SI PROCEDE PER TENTATIVI COME NEL CASO PRECEDENTE PER TROVARE UN PUNTO SULLA MAPPA DELL'UGELLO



$$\frac{m\sqrt{T_4^0}}{P_4^0} = \frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_3^0} \sqrt{\frac{T_4^0}{T_3^0} \cdot \left(\frac{P_3^0}{P_4^0} \right)} \leq \left(\frac{m\sqrt{T_4^0}}{P_4^0} \right)_{cr}$$

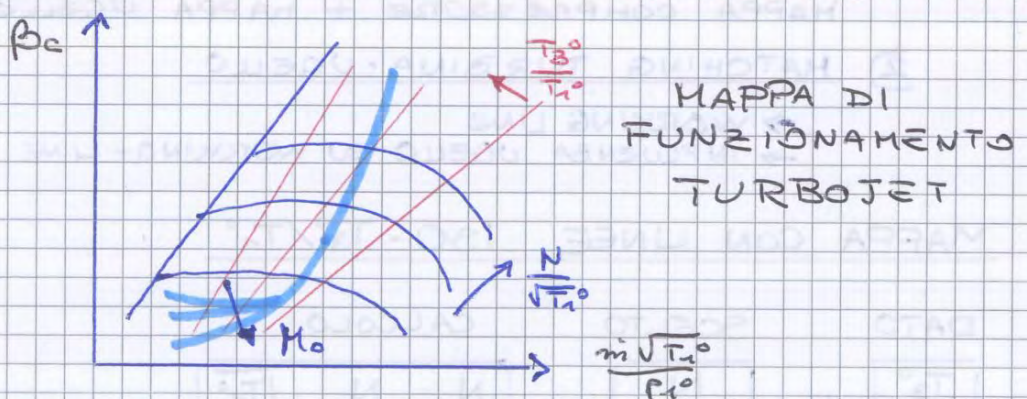
VERIFICA

- UGELLO CRITICO → TURBINA BLOCCATA → $\beta_t = \text{cost}$
- UGELLO NON CRITICO

$$\beta_n = \frac{P_4^0}{P_0} = \frac{P_4^0}{P_3^0} \cdot \frac{P_3^0}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_1^0} \cdot \frac{P_1^0}{P_0} = \frac{1}{\beta_t} \cdot \epsilon_b \cdot \beta_c \cdot \epsilon_d \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

β_t deve soddisfare l'equazione.

In questo caso la WORKING-LINE VIENE INFLUENZATA DA M_0 !

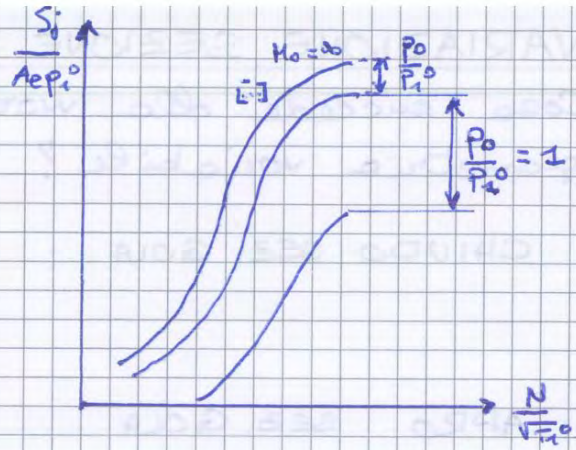


La working line è sempre il luogo dei punti che rispettano il vincolo $P=0$

Vediamo ora come l'ugello influenza la working line UGELLO → COMPONENTE IMPORTANTI SSI M_0 !

$$\frac{P_1^0}{P_0^0} = \frac{P_1^0}{P_0^0} \frac{P_0^0}{P_0^0} = \epsilon_d \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

→ **DIPENDENZA DISACCOPIATA DA M_0**

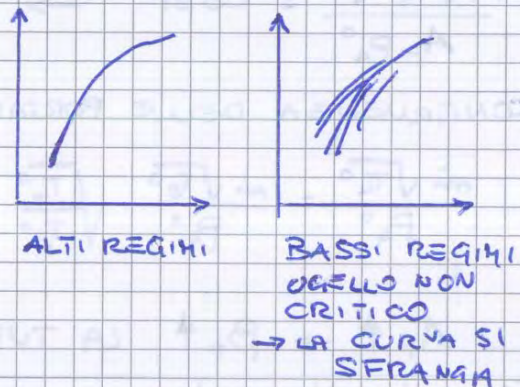


$$\frac{S_j}{P_1^0 A_e} = \left[\frac{m_e W_e}{P_1^0 A_e} + \frac{P_e}{P_1^0} \right] - \left(\frac{P_0^0}{P_1^0} \right)$$

$f(N/\sqrt{T_1^0})$ $f(M_0)$

La Rolls-Royce si è voluta fare una formulazione alternativa per avere una sola curva NON DIPENDENTE DA M_0 se non quando ugello non è critico

$$\frac{S_j}{P_1^0 A_e} + \frac{P_0^0}{P_1^0} = \frac{\frac{S_j}{P_0^0 A_e} + 1}{\frac{P_1^0}{P_0^0}}$$



SPINTA CORRETTA IN FUNZIONE DI EPR

PIÙ È ALTA LA PRESSIONE DENTRO AL MOTORE PIÙ SALE LA SPINTA.

• L'UGELLO TIENE LA PRESSIONE ALTA DENTRO AL MOTORE

... MA SE UGELLO SI SQUARCIA LA PRESSIONE DENTRO CALA DI BRUTTO!

⇒ $P_0^0 \downarrow$ SPINTA \downarrow

Ma il pilota come si accorge di ciò leggendo solo il numero di giri?

⇒ **NUOVO PARAMETRO:**

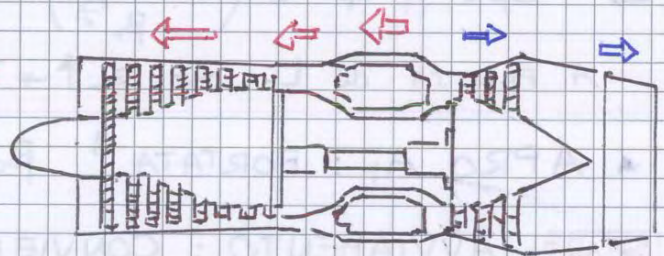
EPR - ENGINE PRESSURE RATIO

$$EPR = \frac{P_4^0}{P_1^0}$$

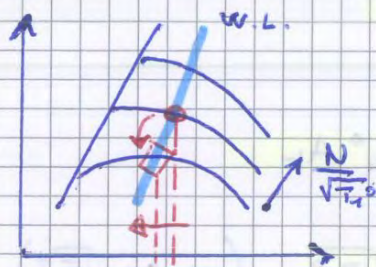
100% EPR = 100% T_j

10% EPR = 10% T_j

Si ragiona quindi con un rapporto di pressioni INTERNE



IL COMPRESSORE, LA PRESA, IL COMBUSTORE SPINGONO: LA PRESSIONE DAVANTI A OGNI UNO DI QUESTI È < DI QUELLA DIETRO ⇒ SPINGE AVANTI!



● = punto di funzionamento al decollo

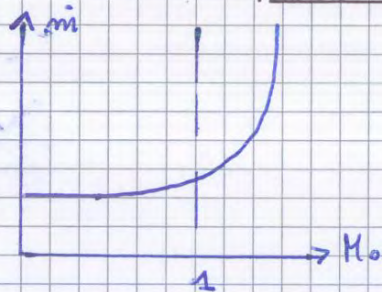
$N_{effettivi} = cost$

Accelerazione: $M_0 \uparrow T_1^0 \uparrow \rightarrow \frac{N}{\sqrt{T_1^0}} \downarrow$

La w.L. è molto ripida, perciò si può dire che $\frac{m \sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \approx cost$.

$$m = \underbrace{\frac{m \sqrt{T_1^0}}{P_1^0}}_{\text{cost. de w.L.}} \cdot \underbrace{\left(\frac{P_0}{\sqrt{T_1^0}}\right)}_{\text{cost z=cost}} \cdot \underbrace{\left(\frac{\epsilon_d (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\sqrt{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)}}\right)}_{\text{FORTE DIPENDENZA DA } M_0!} \approx \frac{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{3,5}}{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{0,5}}$$

$$\rightarrow m \propto \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^3 \quad \text{DIPENDENZA } M_0^6$$

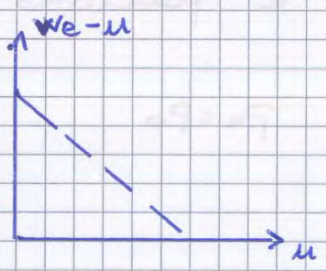


1° EFFETTO DEL MACH

$M_0 \uparrow \quad m \uparrow$

- $m \uparrow$ molto solo per $M_0 \geq 1$
- NON SI SENTE NEL BASSO SUBSONICO
- Effetto non visibile su m_{corr} .

$$w_e - u = f(M_0)$$



$$w_e = \sqrt{2 c_p T_4^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_n^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right)}$$

$$\beta_n = \frac{P_4^0}{P_0^0} = \frac{P_4^0}{P_3^0} \cdot \frac{P_3^0}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_1^0} \cdot \frac{P_1^0}{P_0^0} \cdot \frac{P_0^0}{P_0^0}$$

$$= \underbrace{\left(\frac{1}{\beta_T}\right)}_{\text{cost}} \cdot \underbrace{\epsilon_b}_{\text{cost}} \cdot \underbrace{\beta_c}_{\text{cost}} \cdot \underbrace{\epsilon_d}_{\text{cost}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

UGELLO CRITICO
→ TURBINA BLOCC.

$L_c \propto N^2$

COMPRESSIONE DINAMICA "gratuita"

$$L_T = c_p (T_3^0 - T_4^0) = cost$$

$$P_T = cost \rightarrow \frac{T_4^0}{T_3^0} = cost$$

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

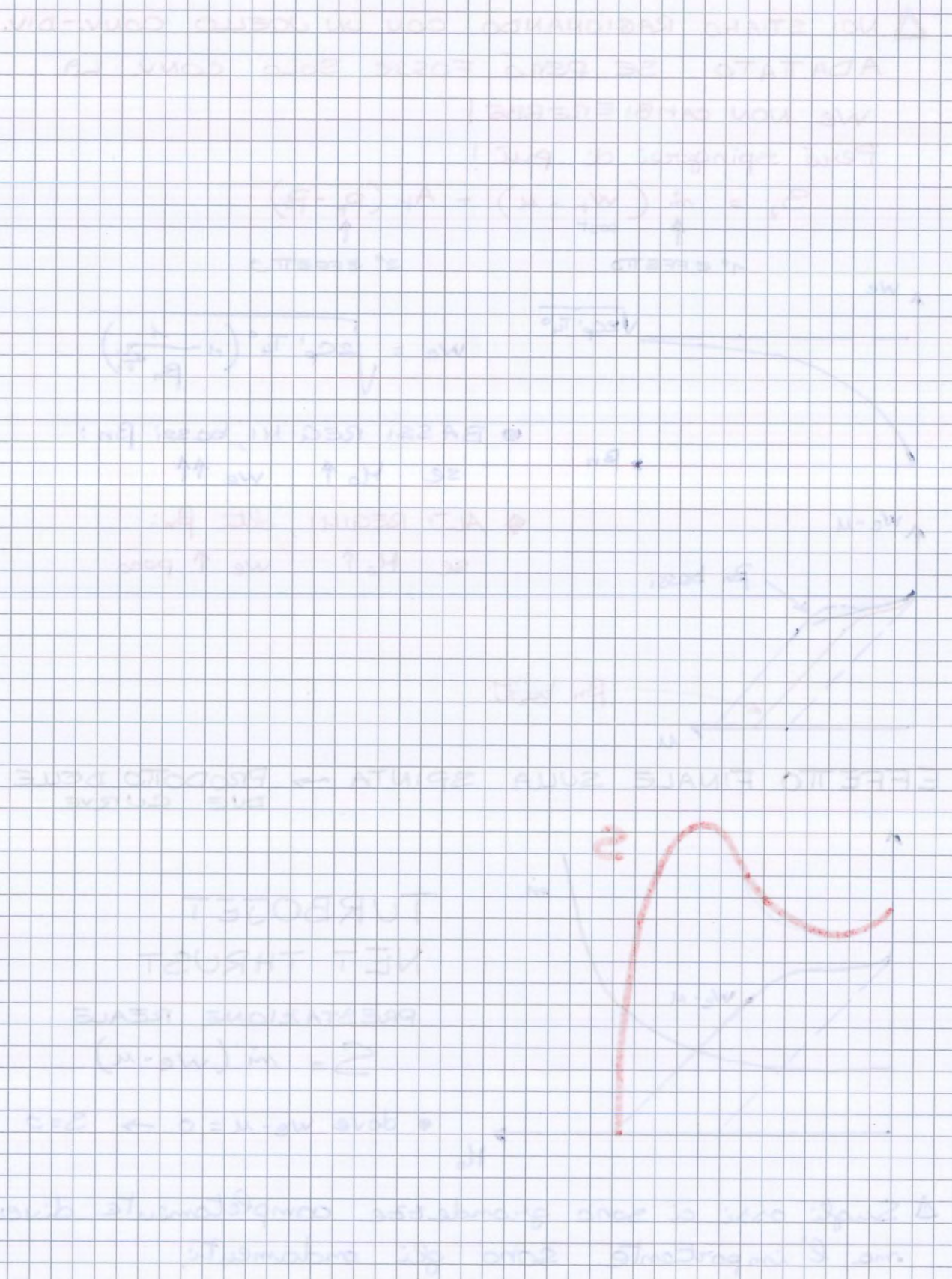
$N = cost \rightarrow L_c = cost$
 $T_1^0 \uparrow \quad \beta_c \downarrow$

2° EFFETTO DEL MACH

$M_0 \uparrow$ COMPRESS. DINAMICA → $\beta_c \downarrow$

Come migliorano le prestazioni del turbojet
nuovo albero?

C'è una intera appendice (non richiesta all'esame)



Se l'ugello ha geometria variabile questo influisce sulla turbina LP...

MA TURBINA HP è bloccata da T_{4H} !

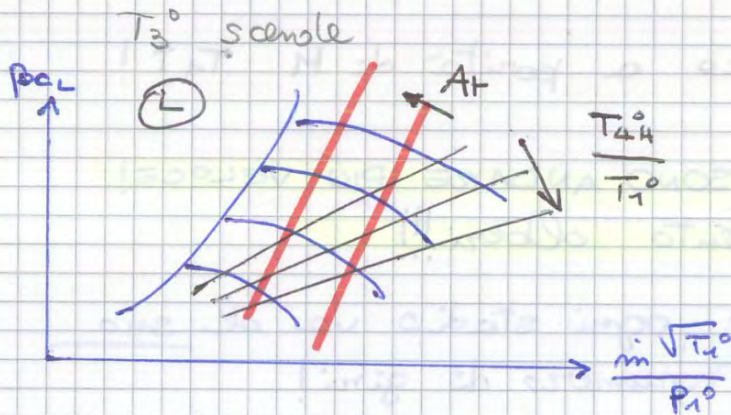
→ **linea di funzionamento HP GROUP NON VARIA**,
ma cambia il PUNTO DI FUNZIONAMENTO!

Succede l'opposto del monoalbero:

se apro sezione di gola ugello e T_{4H} è critica

→ $\beta_{TH} \uparrow$ poiché vede $P_{4H} \downarrow \Rightarrow T_{4H} \downarrow$ per dove stesso $L_{T_{4H}}$.

T_{4H} è bloccata, $\beta_{TH} = \text{cost}$ → se $T_{4H} \downarrow$ anche $T_{30} \downarrow$



$$\frac{m \sqrt{T_{40}}}{P_{10}} = \frac{m \sqrt{T_{2L}}}{P_{2L}} \sqrt{\frac{T_{10}}{T_{2L}}} \frac{P_{2L}}{P_{10}}$$

RIPRISTINO DELLA SPINTA IN GIORNATA CALDA

Supponiamo di voler decollare da un aeroporto in alta quota in una giornata calda

$$\frac{S}{P_{10} A_T} = f\left(M_0, \frac{N}{\sqrt{T_{10}}}\right)$$

$$\updownarrow \frac{T_{30}}{T_{10}}$$



$$S = f\left(M_0, \frac{N}{\sqrt{T_{10}}}\right) \cdot P_{10} A_T$$

$$\frac{N}{\sqrt{T_{10}}}$$

GIORNATA CALDA

$T_{10} \uparrow$ e per compensare dovrai $N \uparrow \uparrow$!

→ l'acqua vaporizzata fa effetto "STRIZIONE", stringe l'area di passaggio!

MIGLIORARE PRESTAZIONI TURBOJET

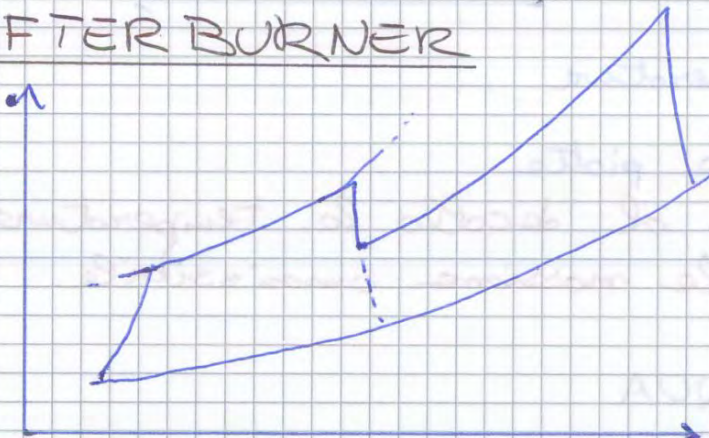
Con la tecnologia odierna (di quando si usava solo il turbojet) si è il massimo: $\beta_c \max$ e $T_3 \max$ possibili.

→ il ciclo Joule mi dà il massimo! $\left\{ \begin{array}{l} L \\ \eta \end{array} \right.$

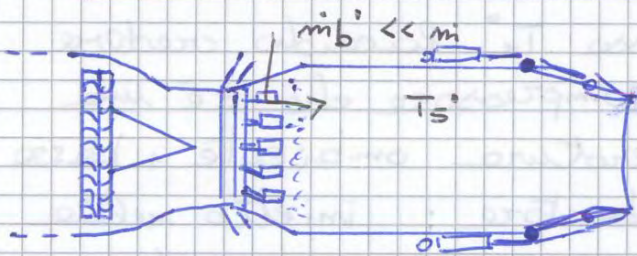
MIGLIORARE η_{th} CICLO
 ↳ MIGLIORARE η_p

⇒ MODIFICARE CICLO

AFTER BURNER



Aumento il lavoro del ciclo!



$$w_e = \sqrt{2c_p T_5' \left(1 - \frac{1}{\beta_n} \frac{r_1}{r_2}\right)}$$

IPOTESI $P_5' = P_4'$

VANTAGGIO IN SPINTA LORDA $\propto \sqrt{T_5'/T_4'}$

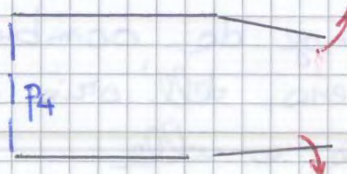
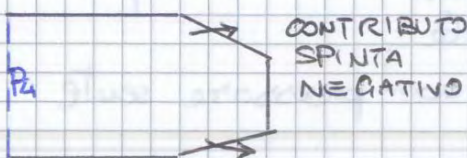
Velocità scarico ↑

... e dal punto di vista delle pressioni?

$$m_i = \Gamma \frac{P_5' A_T}{\sqrt{RT_5'}}$$

Se voglio conservare la portata nell'ugello

$$\sqrt{T_5'} \uparrow \rightarrow A_T \uparrow$$



In un turbojet abbassare $w_e =$ abbassare T_{max} ciclo!

→ bisogna tentare un nuovo approccio!!

$\eta_{th} \downarrow$

→ TURBOPROP o **TURBOFAN**

Rendimento
propulsivo

$$\eta_p = \frac{T \cdot u}{P_u} = \frac{[m_e w_e - m u] u}{\frac{1}{2} (m_e w_e^2 - m u^2)} \approx \frac{\eta_h (w_e - u) \cdot u}{\frac{1}{2} \eta_h (w_e^2 - u^2)}$$

$$= \frac{2 (w_e - u) u}{w_e^2 - u^2}$$

esoreattore puro
 $m_b = 0$

$$\eta_p = \frac{2u}{w_e + u}$$

→ per noi $\eta_p \approx \frac{2u}{w_e + u}$

se $w_e \rightarrow u \Rightarrow \eta_p \rightarrow 1 !!!$ 😊

$$L_{THP} = \eta_f C_p T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_{TH}^\delta} \right) \rightarrow L_{THP} \propto T_3^0 \propto \tau$$

β_{TH}^δ costante

⇒ Dai manetta : $\tau \uparrow \rightarrow T_3^0 \uparrow \Rightarrow L_{THP} \uparrow \rightarrow L_{LTP} \uparrow$

$$L_{LTP} = \eta_f C_p T_{4H} \left(1 - \frac{1}{\beta_{TL}^\delta} \right) \rightarrow L_{LTP} \propto T_4^0 \propto T_3^0 !$$

β_{TL}^δ cost

$$\frac{T_3^0}{T_4^0} = \left(\beta_{TL} \right)^{\frac{1}{\gamma-1} \frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

• 2 variabili le abbiamo sistemate: $\beta_{LTP} \beta_{THP} = \text{cost}$

Devo ancora scrivere 4 equazioni

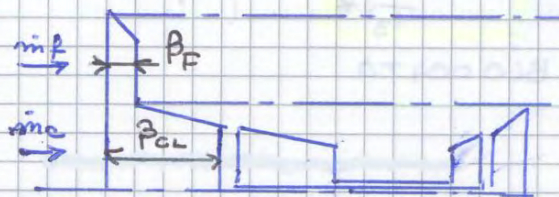
- 1) Bilancio potenza albero bassa
- 2) Relazione tra lavoro fon e lavoro compr. di bassa
- 3) Bilancio potenza albero alto
- 4) Conservazione della portata con BPR

Notazione: $\delta = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{1}{\gamma_{ve}}$

" VIVA IL TURBO
VIVA IL TURBO!!!
... TURBO-FANI "

$$\dot{m}_f C_p T_1^0 (\beta_{CF}^\delta - 1) + \dot{m}_c C_p T_1^0 (\beta_{CL}^\delta - 1) = K_L T_3^0 \dot{m}_c \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right)$$

COMPR. FAN COMPRESS. BOOST ESP. TURBINA DI BASSA



[memo $\beta_{LTP} = \text{cost}$]

Dividiamo tutto per $\dot{m}_c \rightarrow \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} = \text{BPR}$

$$\mu C_p \frac{T_1^0}{T_1^0} (\beta_{CF}^\delta - 1) + C_p \frac{T_1^0}{T_1^0} (\beta_{CL}^\delta - 1) = K_L \frac{T_3^0}{T_1^0} \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right)$$

$$\mu (\beta_{CF}^\delta - 1) + (\beta_{CL}^\delta - 1) = \alpha \tau \quad (1')$$

L_{CF} $K_{volte} \cdot L_{CF}$

$$(\beta_{CL}^\delta - 1) = K_c (\beta_{CF}^\delta - 1) \quad (2)$$

PARAMETRI DIPENDENTI
 μ
 β_{CF}
 β_{CL}
PAR. LIBERI
 τ

quanto + è fredda la portata fredda rispetto a quella calda.

$$\mu = K' \frac{P_{2f}^{\circ}}{P_{4L}^{\circ}} \sqrt{\frac{T_{4L}^{\circ}}{T_{2f}^{\circ}}} \propto T_3^{\circ} \quad \bullet \quad P_{2f}^{\circ} = \frac{P_{2f}^{\circ}}{P_1^{\circ}} \cdot P_1^{\circ} = \beta_{CF} \cdot P_1^{\circ}$$

↓
PRESSIONE MAX
α OPR
α P₂^o

$$\bullet \quad T_{2f}^{\circ} = \beta_{CF}^{\delta} \cdot T_1^{\circ}$$

$$\bullet \quad P_{4L}^{\circ} = \frac{P_{4L}^{\circ}}{P_{2H}^{\circ}} \cdot \frac{P_{2H}^{\circ}}{P_3^{\circ}} \cdot \frac{P_3^{\circ}}{P_2^{\circ}} \cdot \frac{P_2^{\circ}}{P_{2f}^{\circ}} \cdot \frac{P_{2f}^{\circ}}{P_1^{\circ}} \cdot P_1^{\circ} = \frac{1}{\beta_{TLP}} \cdot \frac{1}{\beta_{THP}} \cdot \epsilon_b \cdot \beta_{CHP} \cdot \beta_{CLP} \cdot \beta_{CF} \cdot P_1^{\circ}$$

$$\Rightarrow \mu \propto \frac{\beta_{CF}}{\beta_{CL} \beta_{CH}} \sqrt{\frac{T_{4L}^{\circ}}{\beta_{CF}^{\delta}}} = \frac{\beta_{CF}^{1-5/2}}{\beta_{CL} \beta_{CH}} \sqrt{\tau}$$

Bisognerebbe togliere qualcosa!

⚠️ **MEMO: FAN e BOOST SONO 2 COMPRESSORI SULLO STESSO ALBERO**

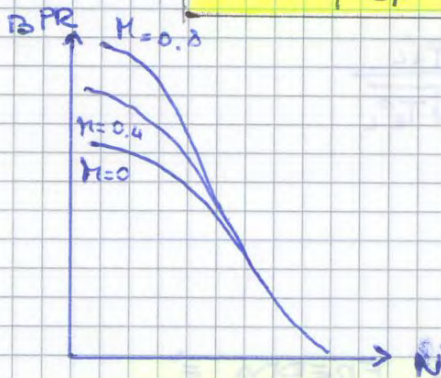
→ stesso N → Relazione $\beta_{CF} \leftrightarrow \beta_{CL}$

$$\textcircled{2} \quad \beta_{CL} = [K_e (\beta_{CF}^{\delta} - 1) + 1]^{1/5}$$

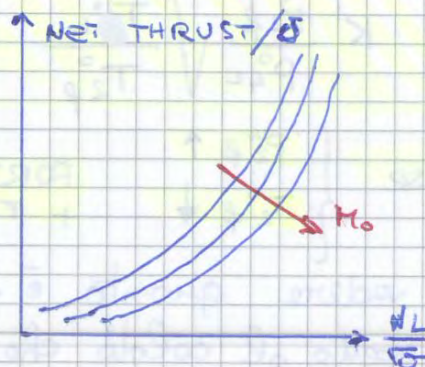
→ approx: $\beta_{CL} \propto \beta_{CF}^{\theta}$, $1 < \theta < 2$

$$\mu = \frac{1}{\beta_{CF}^{\theta + \frac{\delta}{2} - 1} \beta_{CH}} \sqrt{\tau}$$

BPR DIMINUISCE AL CRESCERE DELLA MANETTA



All'aumentare della manetta la pressione cresce + rapidamente della $\sqrt{\text{temperatura}}$



IL TURBOFAN SENTE MOLTO LA RAM DRAG

Flussi miscelati → MASSIMA PRESTAZIONE POSSIBILE

effetto BPR

$$S = m_p \cdot w_p + m_c \cdot w_c - (m_p + m_c) U$$

$\eta_p \uparrow$ se $w_e \downarrow$

devo avere $w_e > U$

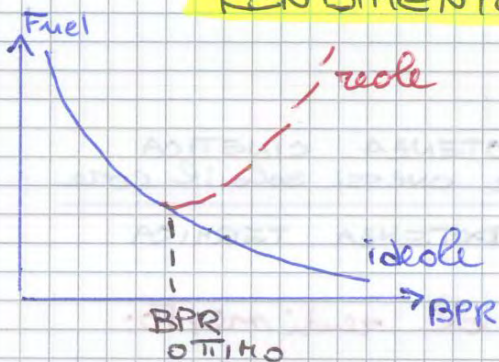
se S DATA ⇒ a parità di core voglio

$\dot{m} \rightarrow$ BPR ↑

$$\eta_p \approx \frac{2M}{w_e + M}$$

(Esoreattore puro con $m_b \rightarrow 0$)

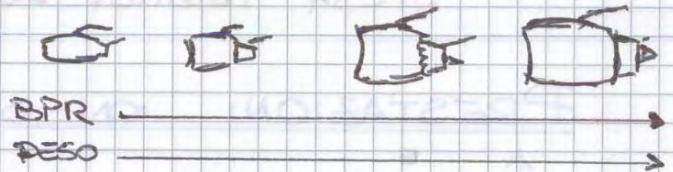
RENDIMENTO PROPULSIVO ↑ se $w_e \downarrow$



ideale: $w_e \downarrow \Rightarrow$ RISPARMIO FUEL

REALE → **BPR** ↑
= **DRAG** ↑
= **PESO** ↑↑

C'è un punto di ottimo!



Rapporto	TURBOJET / TURBOFAN			
	w_p	$w_c - u$	$M(w_p - u)$	S/m_c
TJ				$\frac{q_s}{q_s TJ}$
TF				

A parità di spinta il TF usa meno portata calda! ... però usa + m_p e Area!

Storia dei motori a getto

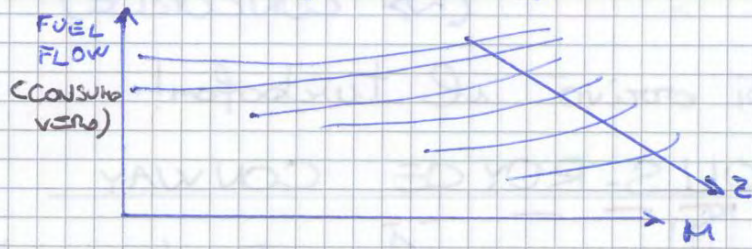
GE J79: single spool con palette a colettamento variabile

PW: biolbero

best = biolbero + colettamento palette statore sempre ssoe

PRESTAZIONI correlate: MACH, MANETTA, QUOTA

TSFC $\frac{kg}{daN \cdot h}$

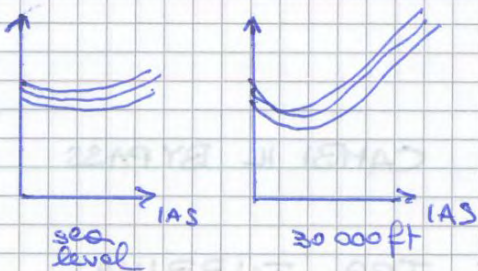
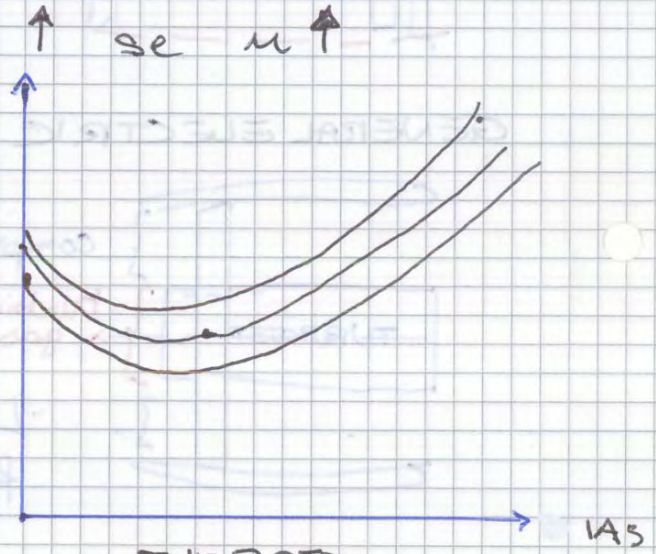
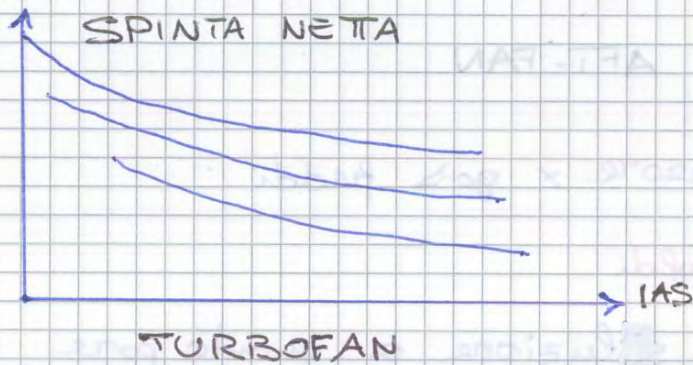


Fuel consumption

$$q_s = \frac{w_e + M}{2 \eta_{th} I_{t_i}}$$

SE $u \uparrow \Rightarrow w_e$ deve \uparrow
 η_{th} è limite del ciclo

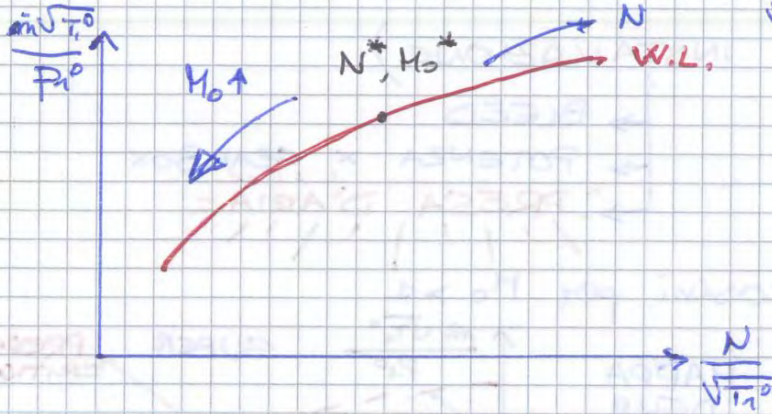
$\rightarrow q_s \uparrow$ se $u \uparrow$



Solendo di quota $T \downarrow \rightarrow M \uparrow$!!
 Effetto + forte su spinta
 dell' aumento del M_0 !

fine prestazioni turbojet / turbofan

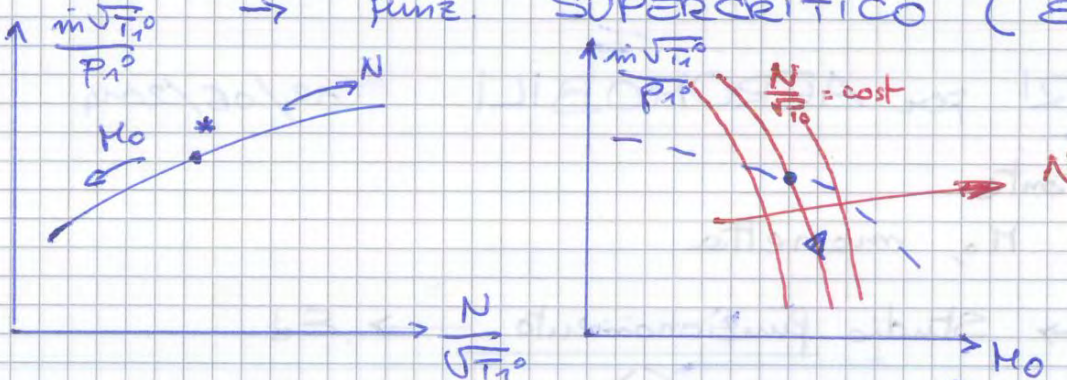
Se aumento la monetta $N \uparrow$ e @ M_0 la m corre \uparrow



il β_c ci interessa poco per l'accoppiam. con la presa
PER ORA usiamo ancora $\frac{N}{\sqrt{T_{10}}}$

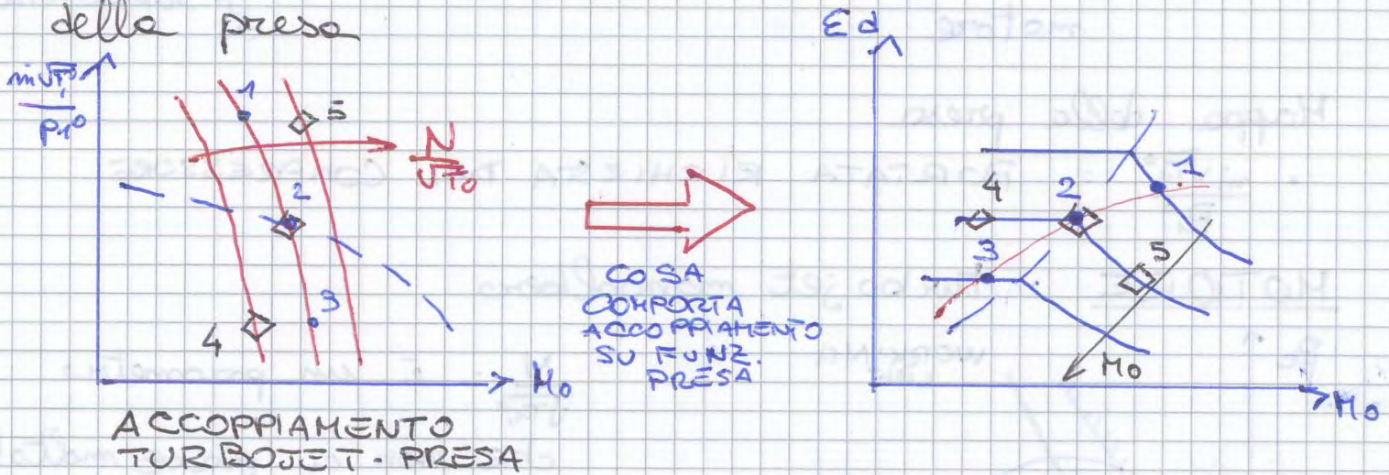
Se aumento M_0 a fissato $N \rightarrow \frac{N}{\sqrt{T_{10}}} \downarrow \Rightarrow \frac{m \sqrt{T_{10}}}{P_{10}} \downarrow$

$M_0 \uparrow$: se sono in funz. critico e $M_0 \uparrow \rightarrow$ funz. SUPERCRITICO ($E_d \downarrow$)



Traduciamo questo mappa su quella $\frac{m \sqrt{T_0}}{P_0} - M_0$

Andiamo a vedere cosa succede alle prestazioni della presa



ACCOPIAMENTO TURBOJET - PRESA

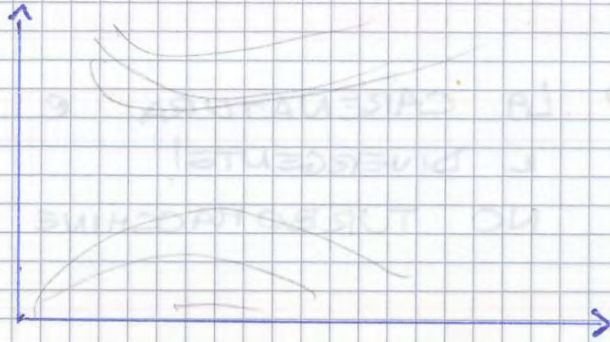
A FISSATO $\frac{N}{\sqrt{T_0}}$: per $M_0 \uparrow$ posso da SUPER A SUB !!
 1 2 3

A FISSATO M_0 : per $\frac{N}{\sqrt{T_0}} \uparrow$ posso da SUB A SUPER !!
 4 2 5

Aumento della monetta richiede + aria !!!
 • richiesta + ~~aria~~ di aria portata

- La velocità del suono in sezione di exhaust DEVE essere + alta di quella ambiente!

Sopra $M=1 \rightarrow$ ugello sarà critico e con convergente-divergente posso adattare e avere + spinta!



FLUSSO DI RAYLEIGH

- ▶ NO ATRITO
- ▶ SEZ. COSTANTE
- ▶ SOLO IMMISSIONE CALORE

La forza _{assiale} è nulla, ho solo pressioni

- BILANCIO QDM

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2}$$

\rightarrow SI CONSERVA LA DINALPIA $P(1 + \gamma M^2)$

- CONSERVAZIONE PORTATA [...]

$$\frac{T_2}{T_1} = 1 + \frac{Q}{\rho P T_1} = \tau$$

$$F(\gamma M)_2 = \tau F(\gamma M)_1$$

Si legano M_1 e M_2 in funzione di τ

$$E_b = \frac{P_2^0}{P_1^0} =$$

Perdita pressione ai capi del bruciatore

Motori per Aeromobili

Esercitazione 1

Endoreattori a propellenti liquidi per lanciatore a tre stadi

Un lanciatore non riutilizzabile (ELV = Expendable Launch Vehicle) avente come missione primaria l'inserzione in orbita geostazionaria (GEO) di un satellite di 1200 kg è costituito da tre stadi in serie aventi i seguenti endoreattori:

N.	Spinta stadio (kN)	Numero motori	Spinta motore (kN)	Propellenti	Sistema di alimentazione
1	10020	3	3340 (SL)	LOX/RP-1	Gas generator
2	1340	2	670 (vac)	LOX/LH2	Tap-off
3	11	1	11 (vac)	NTO/MMH	Pressurizzazione

Si completi la tabella sottostante, tenendo conto che le condizioni in camera di combustione sono le seguenti

	LOX/RP-1 O/F = 2.35 p _c = 69 bar	LOX/LH2 O/F = 5.2 p _c = 55 bar	NTO/MMH O/F = 1.647 p _c = 10 bar
T (K)	3590	3360	3250
M (kg/kmol)	22.5	12	21
γ	1.22	1.21	1.24

NB: per LOX e LH2 si considera l'entalpia alla temperatura di normal boiling point, mentre per gli altri propellenti quella a 1 bar e 298 K.

	Simbolo	Unità di misura	Motore A-1 (SEA LEVEL)	Motore A-2 (VACUUM)	Motore A-3 (VACUUM)
Motore					
spinta	F ₀	kN	3340	670	-
tempo di funzionamento	t _b	s	165	250	-
impulso specifico	I _{s0}	s	262	426	-
ossidante			LOX	LOX	NTO
portata	m _{o0}	kg/s	892	131	-
densità	ρ _o	kg/m ³	1143	1143	1447
combustibile			RP-1	LH2	MMH
portata	m _{f0}	kg/s	405	26	-
densità	ρ _f	kg/m ³	808	71	879
rapporto di miscela	r _{m0}		2.2	5	-
Camera di spinta			tubolare	tubolare	
raffreddamento			rigenerativo	rigenerativo	ablat./irrag.
spinta	F	kN	3327	665	11
impulso specifico	I _s	s	✓	✓	✓
pressione uscita iniettori	p _i	bar	75.5	60.3	15
pressione totale ugello	p _c	bar	68.9	55.2	10
portata ossidante	ṁ _o	kg/s			
portata combustibile	ṁ _f	kg/s			
rapporto di miscela	r _m		2.35	5.2	1.647
densità media	ρ	kg/m ³	1017	333	1163
Impulso spec. per densità	I _ρ	kg s/m ³	✓	✓	✓
velocità caratteristica reale	c*	m/s	✓	✓	✓
fattore di correzione c*	η*	%	97.5	97.5	98.1
coefficiente di spinta	C _F		✓	✓	✓
fattore di correzione C _F	η _F	%	98	101	100
rapporto di contrazione	ε _c		1.6	1.6	3.4
rapporto di espansione	ε		✓	40	35
pressione uscita ugello	p _e	bar	0.522	✓	✓
area di gola	A _t	cm ²	✓	✓	✓
Lunghezza caratteristica	L*	m	1.14	0.66	0.81
forma ugello			campana 80%	campana 75%	campana 70%

Infine, per l'endoreattore A-1, si stimi la quota di adattamento e si tracci la spinta al variare della quota

◆ C* - VELOCITÀ CARATTERISTICA REALE

Tenendo conto delle perdite in camera di combustione → MIXING, COMBUSTIONE INCOMPLETE si introduce il fattore di correzione η^*

$$C^* = \eta^* \cdot C_{id}^* \quad (2)$$

◆ RAPPORTO DI ESPANSIONE

È noto o il rapporto di espansione geometrico $\epsilon = \frac{A_e}{A_t}$ o il rapporto delle pressioni $\frac{P_e}{P_c}$.

- A_2, A_3 operano nel vuoto → no problemi di separaz. no ugello sovraespanso

Per A_2 e A_3 è noto ϵ e P_c e bisogna calcolare P_e

$$\epsilon = \frac{\Gamma}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}} \quad (3)$$

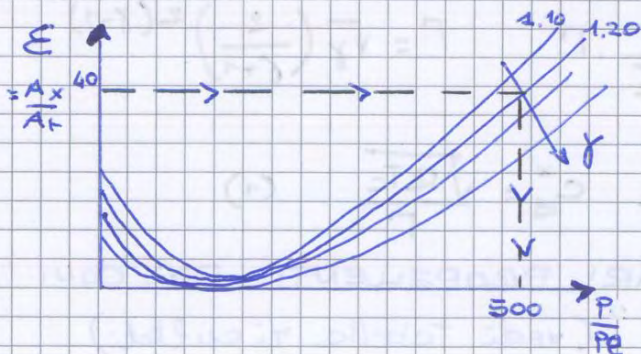
Ponendo $\frac{P_e}{P_c} = x$

$$\frac{\epsilon^2}{\Gamma^2} = \frac{1}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(x^{\frac{2}{\gamma-1}} - x^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right)} \rightarrow x^{\frac{2}{\gamma-1}} - x^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} = \frac{\Gamma^2}{\epsilon^2} \cdot \frac{\gamma-1}{2\gamma}$$

$$x = \left[\frac{\Gamma^2}{\epsilon^2} \cdot \frac{\gamma-1}{2\gamma} + x^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]^{\frac{\gamma}{2}} \rightarrow x = \left[B + x^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]^{\frac{\gamma}{2}}$$

Risoluzione per iterazioni:

→ VALORE DI TENTATIVO: da diagramma 1.12



$$A_2: \frac{A_e}{A_t} = 40$$

$$\gamma = 1,20$$

$$\frac{P_c}{P_e} = 500$$

$$\rightarrow x_{\text{tentativo}} = \frac{1}{500} = 0,002$$

$$\rightarrow C_{Fid} = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \epsilon \left(\frac{P_e}{P_c} - \frac{P_0}{P_c} \right) \quad (4)$$

$$C_{Fid} = C_{Fid \text{ vuoto}} - \epsilon \frac{P_0}{P_c}$$

	A ₁	A ₂	A ₃
ε	14,01	40	35
γ	1,22	1,21	1,24
Γ	0,652	0,650	0,656
P _e	0,522	0,121	0,024
P _c	68,9	55,2	10
C _{Fid vuoto}	1,7685	1,8740	1,8347
C _{Fid}	1,7685 - 0,2033 P _e	1,8740	1,8347

Per il motore A1 in condizioni di adattamento

$$C_{Fid} = 1,6624 + 14,01 \left(\frac{0,522}{68,9} - \frac{0,522}{68,9} \right) = 1,6624$$

■ C_F - COEFF. DI SPINTA REALE $C_F = C_{Fid} \cdot \eta_F$ (5)

Si introduce il fattore di correzione η_F .

⚠ η_F (non essendo un rendimento) potrebbe essere > 1.

Se si usa un modello di calcolo conservativo come il FROZEN EQUILIBRIUM, la realtà potrebbe essere migliore del modello

	A ₁	A ₂	A ₃
η_F	0,98	1,01	1
C _F	1,6291	1,8927	1,8347

adattamento

■ AREA DI GOLA A_T

$$F = C_F \cdot P_c \cdot A_T \rightarrow A_T = \frac{F}{C_F \cdot P_c} \quad (10)$$

Si usa la F della camera di spinta, non quella del motore complessivo, poiché quella considera anche la spinta data dai gas di scarico del sistema di alimentazione.

◆ PORTATA in camera

$$\dot{m}_i = \frac{p_c A_T}{c^*} \quad (11)$$

$$\dot{m}_i = \dot{m}_F + MR \cdot \dot{m}_F \rightarrow \dot{m}_F = \frac{\dot{m}_i}{1 + MR} \quad MR = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_F}$$

$$\dot{m}_O = MR \cdot \dot{m}_F$$

	A_1	A_2	A_3	
MR	2,35	5,20	1,647	
\dot{m}_i	1231,70	153,62	3,54	kg/s
\dot{m}_F	367,67	24,78	1,34	kg/s
\dot{m}_O	864,03	128,85	2,20	kg/s

Per verificare l'esattezza dei calcoli bisogna verificare che il calcolo della SPINTA dia lo stesso risultato del dato già presente nella tabella.

$$F = \dot{m}_i w_e + A_e (p_e - p_o)$$

I risultati sono accettabili

VELOCITÀ DI USCITA w_e

$$w_e = \sqrt{2 c_p T_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} = 2934,80 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad A_1$$

$$= 4190,10 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad A_2$$

$$= 3026,39 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad A_3$$

◆ Diagramma spinta A_1 in funzione della quota

$$F = p_c A_T \cdot C_F$$

$$= p_c A_T \left[C_{F \text{ vuoto}} - \eta_F \cdot \epsilon \cdot \frac{p_o}{p_c} \right]$$

$$= p_c A_T C_{F \text{ vuoto}} - \eta_F p_c A_T \frac{A_e}{A_T} \frac{p_o}{p_c}$$

Come si può intuire la spinta è massima nel vuoto.

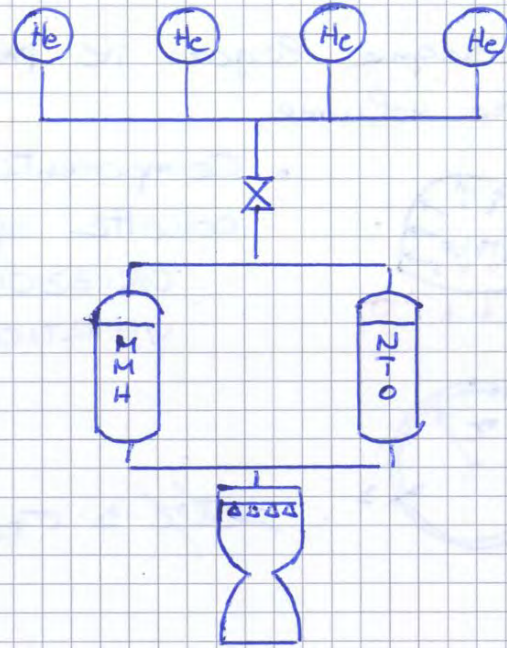
MATTEO CAPPO S209364

ESERCITAZIONE 2

DIMENSIONAMENTO SISTEMA DI ALIMENTAZIONE A GAS PRESSURIZZANTE PER ENDOREATTORE A PROPELLENTI LIQUIDI STORABILI

L'obiettivo dell'es. 2 è dimensionare il sistema di alimentazione per far sì che il propulsore dia i ΔV richiesti al razzo.

$\Delta V \rightarrow$ massa propellente
 VOLUME SERBATOI



NOTAZIONE

- serbatoi gas pressurizzante \rightarrow SERBATOI He
- serbatoi propellente \rightarrow TANK

Il problema verrà affrontato in due fasi:

- 1) Calcolo preliminare
- 2) Verifica delle soluzioni con funzionamento del propulsore.

FASE 1 - CALCOLO PRELIMINARE

$$(1) M_i = m_v + m_t + m_{He} + m_s + m_p + 0,15 m_p$$

PAYLOAD TANK + STRUTTURE ELIO SERBATOI He PROP. PER MANOVRE $\Delta V_1 + \Delta V_2$ PROP. RESIDUO PER MANOVRE DI ASSETTO

$$(2) \Delta V = c \ln\left(\frac{M_i}{M_f}\right)$$

EQUAZIONE DEL RAZZO DI Tsiolkowsky

$$\frac{M_i}{M_f} = e^{\frac{\Delta V}{c}} \rightarrow M_f = M_i \cdot e^{-\frac{\Delta V}{c}}$$

c : effective exhaust velocity del propellente

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2$$

p_y è una scelta del progettista ma deve essere $> p_c$, poiché se no il gas non fluirebbe dai serbatoi al tank ma viceversa!

Assumiamo $p_y = p_c$, cioè il minimo ammissibile

Equazione dello svuotamento

$$\gamma p_c \cdot V_p = (p_x - p_y) V_0$$

↓

$$\gamma p_c V_p = (p_0 - p_c) V_0 \quad (6)$$

Abbiamo quindi un sistema lineare di 6 equazioni in 6 incognite. Per comodità di calcolo costruiamo la matrice dei coefficienti $[A]$ e facciamo risolvere a Matlab il sistema $Ax = b$

$$(1) m_i = m_v + m_t + m_{He} + m_s + m_p + 0,15 m_p$$

$$(2) m_f = m_i \cdot e^{-\Delta V/c}$$

$$(3) m_p = m_i - m_f$$

$$(4) m_{He} = \frac{p_0}{R_{He}} V_0$$

$$(5) m_s = V_0 \cdot \frac{3}{2} \frac{p_0 K}{\sigma_{Ti}} \cdot \beta_{Ti}$$

$$(6) \gamma p_c \frac{m_p}{\rho_p} = (p_0 - p_c) V_0$$

$$\begin{array}{cccccc} & m_i & m_f & m_p & m_s & m_{He} & V_0 \\ (1) & 1 & 0 & -1,15 & -1 & -1 & 0 \\ (2) & -e^{-\Delta V/c} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ (3) & -1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ (4) & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -\frac{p_0}{RT_0} \\ (5) & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & -\frac{3}{2} \frac{p_0 K}{\sigma_{Ti}} \beta_{Ti} \\ (6) & 0 & 0 & \gamma \frac{p_c}{\rho_p} & 0 & 0 & p_c - p_0 \end{array} \begin{array}{c} \left. \begin{array}{c} m_i \\ m_f \\ m_p \\ m_s \\ m_{He} \\ V_0 \end{array} \right\} = \left. \begin{array}{c} m_p + m_f \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{array} \right\}$$

RISULTATI

$$m_i = 16081 \text{ Kg}$$

$$m_{He} = 58,826 \text{ Kg}$$

$$m_f = 4446,7 \text{ Kg}$$

$$V_0 = 1,193 \text{ m}^3$$

$$m_p = 11634 \text{ Kg}$$

$$m_s = 342,69 \text{ Kg}$$

Poiché dai serbatoi di He è affluito gas verso i tank la pressione scende:

$$P_1 = p_1 R T_1 = \frac{m_1}{V_0} R T_0 = 29,27 \text{ MPa}$$

FASE b) 1 → 2 PRIMA ACCENSIONE

→ ADIABATICA poiché i tempi sono rapidi

$$\Delta V_I = 2464 \text{ m}^3$$

$$m_{F_I} = m_i e^{-\Delta V_I / c} = 7276,29 \text{ Kg}$$

MASSA
TOTALE
RESIDUA DOPO
PRIMA ACCENS.

Massa di propellente nei tank ↓ ma
LA PRESSIONE CONTINUA A RIMANERE
COSTANTE $P_{\text{tank}} = P_c$ POICHÉ CONTINUA
L'AFFLUSSO DI He.

$$P_{\text{tank}} = \text{cost} \quad P_{\text{serbatoi He}} \downarrow$$

$$\gamma P_c V_{P_I} = (P_1 - P_2) V_0$$

V_{P_I} = volume prop usato
per accensione

$$\left. \begin{array}{l} P_1 = P_{\text{He } 1} \\ P_2 = P_{\text{He } 2} \end{array} \right\} \text{serbatoi He}$$

MASSA PROP. USATO:

$$m_{P_I} = m_i - m_{F_I} = 16081,49 - 7276,29 = 8805,2 \text{ Kg}$$

$$\gamma P_c \frac{m_{P_I}}{\rho_P} = (P_1 - P_2) V_0$$

$$\rightarrow P_2 = P_1 - \frac{\gamma P_c m_{P_I}}{V_0 \cdot \rho_P} = 8,086 \text{ MPa} \quad (\gamma_{\text{He}} = 1,67)$$

Andamento temperatura nei serbatoi di He:

$P_2 \downarrow$ e l'elio subisce una trasformazione
adiabotica

→ ESPANSIONE ISENTROPICA

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 174,85 \text{ K}$$

$$m_2 = \frac{P_2}{R T_2} \cdot V_0 = 26,57 \text{ Kg}$$

He in tank espande (poiché si sono aperte le valvole del propellente) $V_{t3a} > V_{t3}$ e spinge giù una massa di propellente m_{pIIa} .

$$m_{fII} = m_{iII} \cdot e^{-\frac{\Delta V_{II}}{c}} = 4446,8 \text{ Kg}$$

$$m_{iII} = m_{fI}$$

MASSA DI PROP. USATA IN II^a ACCENSIONE:

$$m_{pII} = m_{iII} - m_{fII} = 2829,50 \text{ Kg}$$

$$a) T_{t3a} = T_{t3} \left(\frac{P_{t3a}}{P_{t3}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = T_{t3} \left(\frac{P_2}{P_{t3}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 270,31 \text{ K}$$

$$V_{t3a} = \left[\frac{mRT}{P} \right]_{t3a} = 3,1879 \text{ m}^3$$

$$m_{pIIa} = (V_{t3a} - V_{t3}) \cdot \rho_p = 1211,30 \text{ Kg}$$

MASSA DI PROP. USATA NELLA PARTE a) DELLA II^a ACCENSIONE

3' → 4 REGOLAZIONE PRESSIONE: BISOGNA METTERE NEL TANK UNA QUANTITÀ DI HE CHE SPINGA GIÙ IL VOLUME DI PROP. PER LA SECONDA PARTE DELL'ACCENSIONE A $p = p_2$

$$V_{pIIb} = \frac{m_{pII} - m_{pIIa}}{\rho_p} = 1,3914 \text{ m}^3$$

$$\gamma P_2 V_{pIIb} = (P_{3a} - P_4) V_0 \quad P_{3a} = P_3$$

$$P_4 = P_3 - \frac{\gamma P_2 V_{pIIb}}{V_0} = 9,65 \text{ MPa}$$

PRESSIONE NEI SERBATOI DI HE AL PASSO 4.

$$T_4 = T_3 \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 255,7 \text{ K}$$

$$m_4 = \frac{P_4}{RT_4} \cdot V_0 = 21,69 \text{ Kg}$$

NOTA: nella parte a) 3 → 3' i serbatoi di He sono rimasti isolati dal tank.

$$m_{t4} = m_{t3} + (m_3 - m_4) = 37,61 \text{ Kg}$$

MASSA HE NEI TANK


```

1 %=====
2 %ESERCITAZIONE 2 MOTORI PER AEROMOBILI:
3 %SISTEMA DI ALIMENTAZIONE A GAS PRESSURIZZANTE
4 %=====
5 clc
6 format long
7
8 %DATI
9 R=2077;           %[J/kg*K] R/M He
10 gamma=1.67;     %gamma gas elio
11 sigma=833;      %[MPa], tensione materiale serbatoi elio
12 k=1.2;          %fattore di sicurezza
13 ro_ti=4430;     %[kg/m^3], densità materiale serbatoi elio
14 c=3107;         %[m/s], effective exhaust velocity per propellente
15 ro_p=1163;      %[kg/m^3], densità media propellente
16
17 m_p=1200;       %[kg], massa payload
18 m_t=1100;       %[kg], massa strutturale esclusi serbatoi elio
19 p0_s=30;        %[MPa], pressione iniziale serbatoio elio
20 p0_t=0.5;       %[MPa], pressione iniziale tank
21 pr=2;           %[MPa], pressione di regolazione
22 T0=293;         %[K], temperatura di condizionamento
23
24 delta_v=3994;   %[m/s], delta V complessivo per missione
25
26 %conversione unità misura in SI
27 sigma=833*1000000; %[Pa]
28 p0_s=30*1000000;  %[Pa]
29 pr=2*1000000;     %[Pa]
30 p0_t=0.5*1000000; %[Pa]
31
32 format short g
33 %=====
34 %CALCOLO PRELIMINARE
35 %=====
36 %fattorizzazione PA=LU
37 %incognite x=[m_i m_f m_p m_s m_He V0]
38 A=[1 0 -1.15 -1 -1 0;-exp(-delta_v/c) 1 0 0 0 0;-1 1 1 0 0 0;...
39     0 0 0 0 1 -p0_s/(R*T0);0 0 0 1 0 -(3/2)*(p0_s*k*ro_ti/sigma);...
40     0 0 gamma*pr/ro_p 0 0 (pr-p0_s)];
41 %A=[1 -1 -(3/2)*p0_s*k/sigma -1.15 0;-exp(-delta_v/c) 0 0 0 1;...
42 %   -1 0 0 1 1;0 1 -p0_s/(R*T0) 0 0;0 0 (pr-p0_s) gamma*pr/ro_p 0];
43 b=[(m_p+m_t) 0 0 0 0 0]';
44 [L,U,P]=lu(A);
45 y=L\(P*b);
46 x=U\y;
47
48 m_i=x(1,1)
49 m_f=x(2,1)
50 m_p=x(3,1)
51 m_s=x(4,1)
52 m_He=x(5,1)
53 V0=x(6,1)
54
55
56 %=====
57 %FASE DI VERIFICA
58 %Ogni grandezza sarà riferita all'elio, salvo diversa indicazione:
59 %pedice "t": grandezza riferita a He nel TANK
60 %senza pedice: grandezza riferita a He in serbatoi He

```



```
121 m_4=p4*V0/(R*T4)
122 m_t_4=m_t_3+(m_3-m_4)
123 V_t_4=V_t_3a+V_p_IIb
124 T_t_4=pr*V_t_4/(m_t_4*R)
125 p_t_4=pr;
126
127 %FASE e: 4-->5 CHIUSURA VALVOLE NO E ISOLAMENTO SERBATOI He da tank
128 T_t_5=293; %questo è dato
129 m_t_5=m_t_4;
130 p_t_5=(T_t_5/T_t_4)*p_t_4
131 V_t_5=V_t_4;
132
133 %FASE f: 5-->6 MANOVRE DI ASSETTO CON THRUSTER
134 V_R=0.15*V_p %volume di riserva x manovre
135 V_t_6=V_u+V_p_I+V_p_II+V_R
136 T_t_6=T_t_5; %isoterma perchè avviene su tempi lunghissimi
137 m_t_6=m_t_5;
138 p_t_6=p_t_5*(V_t_5/V_t_6)
```


Commento al circuito SSME

Circuito LOX

1. LPOTP (Low Pressure Oxidizer Turbo Pump)
 - a. Pompa: LOX entra in 1, compresso fino a 2. L'uscita 2 è in comune con l'uscita turbina
 - b. Turbina idraulica: LOX proveniente da 7 (uscita HPOTP = High Pressure Oxygen Turbo Pump), entra in 3, esce in 2 e ritorna a HPOTP in 4. In pratica parte del LOX segue il ciclo 7, 3, 2, 4.
 - c. Note: LOX usato come lubrificante. Non ci sono particolari problemi di fughe essendoci LOX sia in turbina che pompa
2. HPOTP (+ scambiatore di calore) (High Pressure Oxidizer Turbo Pump)
 - a. Pompa 1: riceve LOX da 2 e lo comprime a 7. In uscita 7 trovo portata superiore rispetto all'ingresso 4 (circa 8 kg/s in più), dovuta al flusso di lubrificazione proveniente da Preburner boost pump. La portata 7 viene suddivisa in 4 rami che vanno
 - i. ad alimentare la turbina idraulica LPOTP (3)
 - ii. alla Preburner boost pump (6)
 - iii. allo scambiatore di calore che avvolge la turbina, per poi andare a pressurizzare il serbatoio LOX (8)
 - iv. all'iniettore della camera di combustione principale (9)
 - b. Pompa 2 (Preburner boost pump): comprime LOX per i preburner dalla stazione 6 alla 5. Anche qui vi sono portate per lubrificazioni cuscinetto m6-m5 = m7- m4
 - c. Turbina: riceve gas pre-combusto ricco di fuel che non deve entrare in contatto con l'ossigeno

Circuito LH2

1. LPFTP (Low Pressure Fuel Turbo Pump)
 - a. Pompa: LH2 entra in 12 con pressione inferiore a LOX per minor carico (serbatoio LOX più alto e densità maggiore), viene compresso e mandato in punto 13.
 - b. Turbina: usa GH2 proveniente da circuito refrigerazione (come nel caso di circuito expander). Una volta passato nella turbina, GH2 va in parte a pressurizzare i serbatoi di LH2 (17) e in parte va negli iniettori della camera principale, dopo aver refrigerato i precombustori e i condotti dei gas pre-combusti (HGM = Hot Gas Manifold)
 - c. Note:
 - i. I cuscinetti sono lubrificati tramite idrogeno che va da 13 a 12
 - ii. Non posso unire GH2 uscita turbina (17) e LH2 uscita pompa (13)
2. HPFTP (High Pressure Fuel Turbo Pump)
 - a. Pompa: la portata in ingresso (14, 155 lb/s) è maggiore di quella in uscita (sommare le portate nei 3 rami a valle della valvola principale: $29+73+47 \text{ lb/s} = 149 \text{ lb}$)
 - b. Turbina: i 5 lb/s di H2 in fuga dalla pompa vanno a finire nei gas in uscita dalla turbina, ovvero $m_{26} = m_{11} + m_{22} + (m_{14} - m_{15})$ questo è possibile visto che i gas pre-combusti sono ricchi di H2.

Controllo motore

Vengono utilizzate 5 valvole, di cui 2 sono di fatto quelle usate per controllo di livello di spinta e rapporto di miscela (MR) nella Main Combustion Chamber (MCC)

- 1 MFV = Main Fuel Valve (15): open/close
- 2 MOV = Main Oxidizer Valve (9): open/close
- 3 FPOV = Fuel Preburner Oxidized Valve (11): controlla il MR in MCC
- 4 OPOV = Oxidizer Preburner Oxidized Valve (10): insieme a FPOV controlla il livello spinta
- 5 CCV = Chamber Coolant Valve (20): controllo refrigerazione, aperta o parzialmente chiusa a seconda del livello di spinta

cuscinetti.

La portata persa in 6-5 finisce in 4-7 per come è conformata la pompa.

$$P_{idp1} = \dot{m}_4 \frac{P_2 - P_4}{\rho}$$

$$P_{idp2} = \dot{m}_5 \frac{P_5 - P_6}{\rho}$$

PORTATA INGRESSO POMPA 1

PORTATA DI USCITA POMPA 2

DIPENDE DA COME SONO STATI DEFINITI η_{P1} e η_{P2}

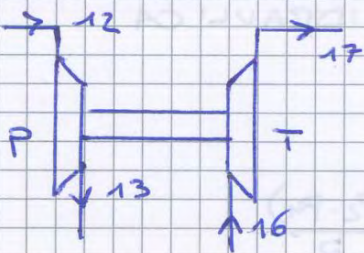
$$P_{P1} = \frac{P_{idp1}}{\eta_{P1}}$$

$$P_{P2} = \frac{P_{idp2}}{\eta_{P2}}$$

Non si considera la turbina del gruppo HPOTP poiché non si dispone dei dati

$$P_{pompe} = P_{P1} + P_{P2}$$

LPFTP - Low Pressure Fuel Turbo Pump



POMPA: LH₂

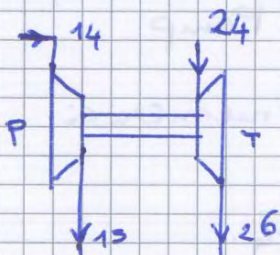
TURBINA: GH₂

In realtà l'H2 che viene pompato è H2 gossificato
 → lo si ritiene incomprimibile.

$$P_p = \dot{m} \left(\frac{P_{13} - P_{12}}{\rho_F} \right) \cdot \frac{1}{\eta_P}$$

ρ_F = densità media tra 12 e 13

HPFTP - High Pressure Fuel Turbo Pump



• IDROGENO SUPERCRITICO

→ GAS COMPRIMIBILE

~~$$P_p = \frac{1}{\eta_P} \dot{m} \left(\frac{\Delta P}{\rho} \right)$$~~

$$P_p = \frac{1}{\eta_P} \dot{m} (h_{15} - h_{14})$$

E si convertono poi in N_s e D_s .

- H_2 : ogni studio compie $\frac{1}{3}$ del lavoro complessivo.

N _s & D _s						
stazione	Q [m ³ /s]	N [rpm]	D [m]	gH _u [J/kg]	U=ω*r	U max
HPFTP	0,95	34311,00	0,32	498650,00	574,8863	600
HPOTP	0,22	22250,00	0,16	22166,67	186,4012	200

Ψ (Ψ=0,5 per max rendimento)

n° stadi	1	2	3
H2	1,39	0,69	0,46
O2	0,55		

Pompa ossigeno = 1 stadio

Pompa idrogeno = 3 stadi

	n _s	d _s	N _s	D _s
H2	0,4254	6,6291	1161,40	0,131
O2	0,6016	4,1623	1642,32	0,082

TABLE I
INTERNAL-BURNING STAR

<p>A. First phase</p> <p>Burning perimeter:</p> $\frac{S}{l} = 2n \left[\frac{\sin \frac{\pi \epsilon}{n}}{\sin \frac{\theta}{2}} + \frac{y+f}{l} \left(\frac{\pi}{2} + \frac{\pi}{n} - \frac{\theta}{2} - \cot \frac{\theta}{2} \right) + (1-\epsilon) \frac{\pi}{n} \right]$ <p>neutral burning for</p> $\frac{\pi}{2} + \frac{\pi}{n} = \frac{\theta}{2} + \cot \frac{\theta}{2}$ <p>Initial port area:</p> $\frac{A_p}{l^2} = n \sin \epsilon \frac{\pi}{n} \left(\cos \frac{\pi \epsilon}{n} - \sin \epsilon \frac{\pi}{n} \cdot \cot \frac{\theta}{2} \right) + (1-\epsilon) \pi$ $+ 2n \frac{f}{l} \left[\frac{\sin \frac{\pi \epsilon}{n}}{\sin \frac{\theta}{2}} + (1-\epsilon) \frac{\pi}{n} + 0.5 \frac{f}{l} \left(\frac{\pi}{2} + \frac{\pi}{n} - \frac{\theta}{2} - \cot \frac{\theta}{2} \right) \right]$	<p>For $\frac{y+f}{l} \leq \frac{\sin \frac{\pi \epsilon}{n}}{\cos \frac{\theta}{2}}$</p>
<p>B. Second phase</p> <p>Burning perimeter:</p> $\frac{S}{l} = 2n \left\{ \frac{y+f}{l} \left[\frac{\pi}{n} + \sin^{-1} \left(\frac{l}{y+f} \sin \epsilon \frac{\pi}{n} \right) \right] + (1-\epsilon) \frac{\pi}{n} \right\}$ <p>Final losses:</p> $\frac{A_f}{l^2} = \epsilon \pi \left(1 + \frac{y+f}{l} \right)^2 - n \left\{ \sin \epsilon \frac{\pi}{n} \left[\sqrt{\left(\frac{y+f}{l} \right)^2 - \sin^2 \epsilon \frac{\pi}{n}} + \cos \epsilon \frac{\pi}{n} \right] + \left(\frac{y+f}{l} \right)^2 \left[\frac{\pi}{\epsilon n} + \sin^{-1} \left(\frac{l}{y+f} \sin \epsilon \frac{\pi}{n} \right) \right] \right\}$ <p>and</p> $a_f = \frac{A_f/l^2}{\pi \left(1 + \frac{y+f}{l} \right)^2 - A_{pt}/l^2}$	<p>For $\frac{y+f}{l} \geq \frac{\sin \frac{\pi \epsilon}{n}}{\cos \frac{\theta}{2}}$</p>

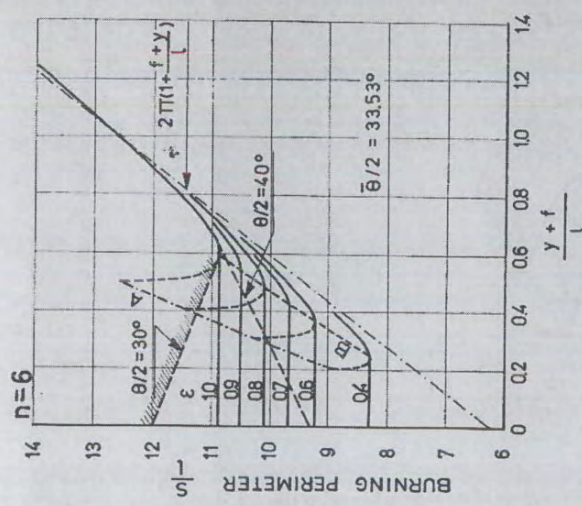


Fig. 6.8. Dimensionless burning perimeter of a six-pointed star as a function of the reduced burnt distance.

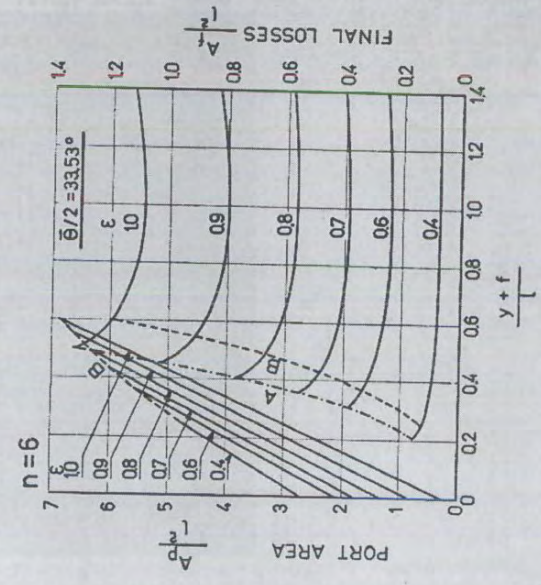


Fig. 6.9. Dimensionless port area (first phase) and sliver area (second phase) of a six-pointed star as functions of the reduced burnt distance.

$$F = \frac{I_{HT}}{t_b} = \frac{50 \cdot 10^6 \text{ N}}{24 \text{ s}} = 2083 \text{ kN}$$

$$m_i = \frac{F}{c} = 899,2 \text{ kg/s}$$

• Massa di propellente bruciata durante il tempo di burning

$$M_p = m_i \cdot t_b = 21580 \text{ kg}$$

$$m_i = \rho_b \cdot r \cdot A_b \rightarrow A_b = \frac{m_i}{\rho_b \cdot r} = 55,99 \text{ m}^2$$

$$A_T = \frac{F}{p_c C_F} = 0,278 \text{ m}^2$$

$$A_e = \epsilon A_T = 1,749 \text{ m}^2$$

$$\text{Klemmung factor } K = \frac{A_b}{A_T} = 201,14$$

PRESSIONE DI EQUILIBRIO IN CAMERA

$$p_{eq} = \left[c' \rho_b r \frac{A_b}{A_T} \right]^{\frac{1}{1-n}} = \left[1487 \cdot 1748 \cdot 8,486 \cdot 10^{-5} \cdot 201,14 \right]^{\frac{1}{1-n}}$$

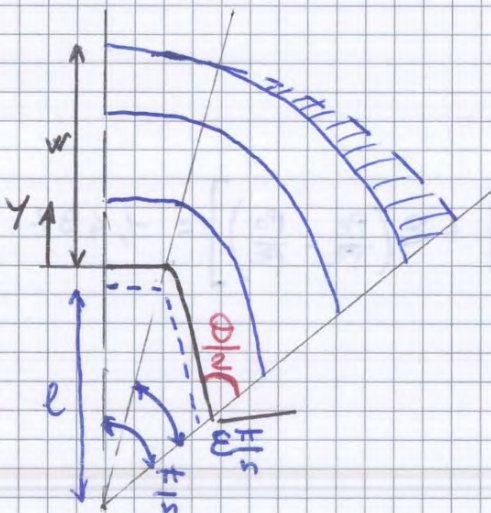
$$= 50,33 \text{ bar}$$

$$\text{Con } c' = c_0 e^{\sigma_c (T_b - T_0)}$$

$$r = r_0 e^{\sigma_r (T_b - T_0)}$$

In generale p_{eq} dipende dalla temperatura del grano prima della combustione T_b ; nel caso visto ora si è imposto $T_b = T_0$.

DIMENSIONAMENTO GEOMETRICO DEL GRANO



- STELLA con $n=6$ punte
- $\epsilon =$ % angolo dedicata a punta elementare
- $\theta =$ angolo tra una punta e l'altra
- $l =$ raggio di base del cilindro su cui sono ricavate le punte

Fissando $\varepsilon = 65\%$ definiamo le caratteristiche costruttive.

- Volendo una spinta costante il grano utile si esaurisce quando scompare la punta

$$w = \varepsilon \cdot l_b = 0,2215 \text{ m}$$

$$\frac{w}{l} = \frac{\sin\left(\frac{\varepsilon\pi}{n}\right)}{\cos\frac{\theta}{2}} \rightarrow l = 0,5495 \text{ m}$$

Dalla formula del perimetro adimensionalizzato si ottiene $S = 5,1934 \text{ m}$

$$D = 2(w+l) = 1,5420 \text{ m} \quad \text{diametro grano.}$$

Avendo una superficie frontale di $A_c = \pi D^2$ il motore risulta occupato da propellente utile solo per

$$\eta_p = \frac{A_{\text{engine}} - A_p}{A_{\text{eng}}} = 67,88\%$$

La lunghezza complessiva del motore è data dal requisito sull'impulso totale.

Avendo già calcolato la burning Area basterà dividerla per il perimetro della port area:

$$L = \frac{A_b}{S} = \frac{55,989 \text{ m}^2}{5,1934 \text{ m}} = 10,78 \text{ m.}$$

EFFETTO DELLA TEMPERATURA

Variando la temperatura del grano varieranno tutti i parametri associati alla combustione: burning ratio ε , c^* , pressione in camera e quindi anche C_F , F , massa di propellente bruciata ecc.

Si valutano le prestazioni per le due temperature limite a cui si trova il grano: $+40^\circ\text{C}$ e -40°C .

MATTEO CAFFO s209364

E S E R C I T A Z I O N E 5SPINTA LORDA, CONTRIBUTO ALLA SPINTA DATO DA UGELLO E ADATTAMENTO DELLA SPINTA

L'obiettivo di questa esercitazione consiste nel calcolare il contributo alla spinta di un ugello semplicemente convergente e di confrontarlo con quello dell'analogo convergente-divergente.

Date condizioni e monte e ambiente:

$$T_m^0 = 1000 \text{ K}$$

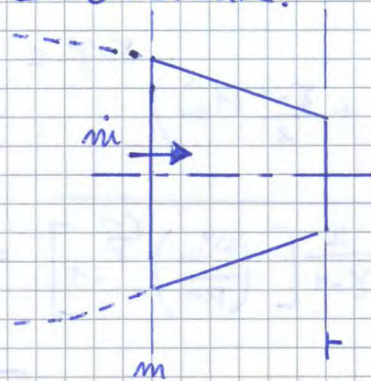
$$P_m^0 = 3 \text{ bar}$$

$$P_m = 2,6 \text{ bar}$$

$$A_m = 0,15 \text{ m}^2$$

$$P_0 = 1 \text{ bar}$$

$$R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \quad \gamma = \frac{4}{3}$$

SPINTA LORDA

La spinta lorda viene calcolata tenendo conto solamente delle condizioni nella sezione di uscita del motore, nel nostro caso la sezione di gola dell'ugello

$$S_j = m_t w_t + A_t (P_t - P_0) = (SF)_t$$

Affinché l'ugello smaltisca la massima portata bisogna verificare che sia critico:

$$\left(\frac{P^0}{P}\right)_{cr} = P_{ocr} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} (1)^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} = 1,85$$

Rapporto di espansione dell'ugello:

$$\frac{P_m^0}{P_0} = \frac{3 \text{ bar}}{1 \text{ bar}} = 3 > P_{ocr}$$

→ L'ugello è certamente critico, quindi $M_t = 1$

Procediamo con il calcolo delle grandezze necessarie

SPINTA LORDA:

$$\begin{aligned}
 S_j &= \dot{m}_t w_t + A_t (p_t - p_0) \\
 &= \frac{40 \text{ Kg}}{\Delta} \cdot \frac{572,71 \text{ m}}{\Delta} + 0,1061 \text{ m}^2 (161932 \text{ Pa} - 100000 \text{ Pa}) \\
 &= 29480 \text{ N}
 \end{aligned}$$

Calcolo alternativo

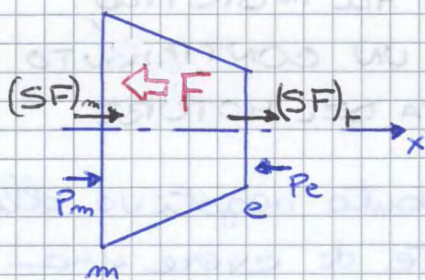
$$\begin{aligned}
 S_j &= (SF)_t = (\tilde{p}_t - p_0) A_t & \tilde{p} &= p(1 + \gamma M^2) \text{ DINALPIA} \\
 &= [p_t (1 + \gamma M_t^2) - p_0] A_t \\
 &= [161932 (1 + \frac{4}{3}) - 100000] \cdot 0,1061 = 29484 \text{ N}
 \end{aligned}$$

● EQUIVALENZA FORMULAZIONI

$$\begin{aligned}
 SF &= \dot{m} w + A (p - p_0) \\
 &= \rho w A \cdot w + A (p - p_0) \\
 &= \rho \left[1 + \frac{\gamma w^2}{\gamma R T} \right] A - p_0 A \\
 &= [p (1 + \gamma M^2) - p_0] A
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 p &= \frac{P}{RT} \\
 \gamma R T &= c^2
 \end{aligned}$$

FORZA AGENTE SU CONVERGENTE



Calcoliamo F con il teorema della quantità di moto

$$\Sigma F = \int p \vec{w} (\vec{w} \cdot \vec{n}) dS$$

RISULTANTE FORZE ESTERNE
 FLUSSO QDM USCENTE

$$\Sigma F = -F + \int (p - p_0) \vec{n} dS$$

F = FORZA ESERCITATA DA PARETE SUL FLUIDO

$$-F + A_m (p_m - p_0) - A_e (p_e - p_0) = + \dot{m}_e w_e - \dot{m}_m w_m$$

$$\rightarrow -F = [\dot{m}_t w_t + A_t (p_t - p_0)] - [\dot{m}_m w_m + A_m (p_m - p_0)]$$

$$-F = (SF)_t - (SF)_m = S_j - (SF)_m$$

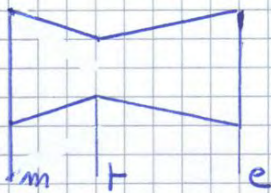
$$\Rightarrow F = (SF)_m - (SF)_t$$

avrebbe dato una spinta positiva all'ugello.

VANTAGGI UGELLO CONVERGENTE - DIVERGENTE

Valutiamo ora numericamente i benefici che potrebbe portare un ugello conv.-div. adottato al caso in esame.

DIVERGENTE: espansione isentropica da P_i^0 fino a P_e .



ISENTROPICO:

$$P_e^0 = P_m^0$$

$$T_e^0 = T_m^0$$

Conservazione entalpia totale tra sezione di throat e sezione di exhaust:

$$h_r^0 = h_e + \frac{w_e^2}{2}$$

$$c_p T_m^0 = c_p T_e + \frac{w_e^2}{2}$$

$$w_e = \sqrt{2c_p (T_m^0 - T_e)} = \sqrt{2c_p T_m^0 \left(1 - \frac{T_e}{T_m^0}\right)}$$

$$= \sqrt{2c_p T_m^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_n^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right)}$$

$$\beta_n = \frac{P_e}{P_0}$$

$$= \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot 287 \cdot 1000 \left(1 - \left(\frac{1}{3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} = 742,47 \text{ m/s}$$

$$S_{j \text{ adatt}} = \dot{m}_e \cdot w_e = 40 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \cdot 742,47 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 29702 \text{ N}$$

Guadagno % spinta

$$G = \frac{S_{j \text{ adatt}}}{S_j} = \frac{29702 \text{ N}}{29480 \text{ N}} = 1,007 \approx 1\%$$

Si ha un guadagno in spinta di $\sim 1\%$ a fronte però di parecchio peso in più.

MATTEO CAPPO S209364

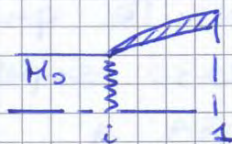
ESERCITAZIONE 6

VALUTAZIONE DELLA RESISTENZA ADDIZIONALE: PRESA PITOT IN VOLO SUPERSONICO

L'obiettivo dell'esercitazione è lo studio del comportamento di una presa d'aria di tipo PITOT in volo supersonico, prestando attenzione alla resistenza addizionale e al dimensionamento della presa per il regime subcritico.

REGIMI DI FUNZIONAMENTO IN CAMPO SUPERSONICO

- CRITICO

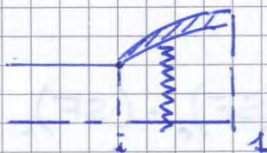


PORTATA MASSIMA $\varphi_d = 1$

$$\left(\frac{m \sqrt{T_{1,0}}}{P_{1,0}} \right)_{cr}$$

Se la regolazione del motore richiede più portata corretta?

- SUPERCRITICO



- ATRAVERSO UN URTO NON SI FA SENTIRE UN RICHIAMO DI PORTATA

→ L'UNICO MODO PER INCREMENTARE $\frac{m \sqrt{T_{1,0}}}{P_{1,0}}$ È CHE $P_{1,0}$ SCENDA

$$\frac{m \sqrt{T_{1,0}}}{P_{1,0}} > \left(\frac{m \sqrt{T_{1,0}}}{P_{1,0}} \right)_{cr}$$

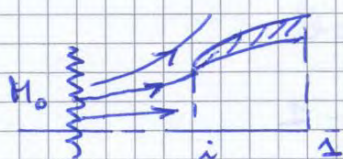
PER REALIZZARE CIÒ L'URTO RETTO SI PORTA DENTRO IL CONDOTTO, DOVE SENTE UN $M > M_0$ (DIVERGENTE SUPERSONICO)

→ URTO PIÙ FORTE, maggior dissipazione, $P_{1,0} \downarrow$

⚠ La portata effettiva m è la stessa del caso critico perché non può più aumentare

- SUBCRITICO

La regolazione richiede meno portata corretta → RIFIUTO DI PORTATA, URTO ARRETRA



$$\frac{m \sqrt{T_{1,0}}}{P_{1,0}} < \left(\frac{m \sqrt{T_{1,0}}}{P_{1,0}} \right)_{cr}$$

$$P_{1,0} = (P_{1,0})_{cr} \quad m < m_{cr}$$

$$\rightarrow \tilde{D}_a = f(M_0, M_i, \gamma, \frac{P_i}{P_0})$$

dove solo 2 di questi parametri sono linearmente indipendenti.

$$\varphi_d = \frac{m_{indec}}{m_{idec}} = \frac{\rho_0 u A_0}{\rho_0 u A_i} = \frac{A_0}{A_i} = \frac{P_i^0 f(M_i)}{P_0^0 f(M_0)}$$

Adiabaticità $\rightarrow \varphi_d$ esprimibile così.

Coefficiente di resistenza addizionale

$$C_{Da} = \frac{D_a}{\frac{1}{2} \rho_0 u^2 A_i} = \frac{\tilde{D}_a}{\frac{1}{2} \frac{\rho_0}{\rho} u^2 \frac{A_i}{A_i} \frac{\rho}{\rho}} = \frac{2 \tilde{D}_a}{\gamma M_0^2}$$

2) $M_0 = 1,5$

e. VALUTARE D_a PER UN CASO DI FUNZ. SUBCRITICO

Scegliendo M_0 e M_i come parametri liberi scegliamo dal grafico del testo un $M_i^1 = 0,5$ e ricaviamo intercettando la curva di $M_0 = 1,50$ un valore di φ_d .

$$M_0 = 1,50 \rightarrow M_i = 0,5 \rightarrow \varphi_d = 0,904$$

$M^1 =$ MACH VALLE URTO

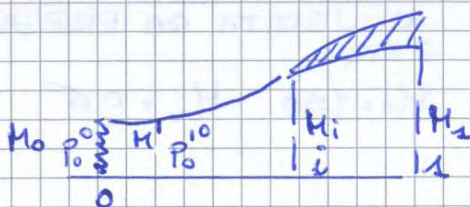
$M_i =$ MACH SEZ. INLET

$M_i < M^1$

Calcoliamo gli elementi necessari a valutare \tilde{D}_a :

$$\frac{P_i}{P_0} = \frac{P_i^0}{P_0^0} \frac{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{\gamma/\gamma-1}}{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2)^{\gamma/\gamma-1}}$$

CONSIDERIAMO IL FLUSSO ISENTROPICO PRIMA E DOPO L'URTO



$$P_i^0 = P_1^0 = P_0^0$$

$$\rightarrow \frac{P_i^0}{P_0^0} = \frac{P_1^0}{P_0^0} = \epsilon_d$$

Motori per Aeromobili

Esercitazione 7 - Turbina a gas che realizza un ciclo semplice

1) PROGETTO

Si valutino le prestazioni di un turboalbero supponendo

- **Punto di progetto**

○ $T_0 = 288 \text{ K}$ $p_0 = 1 \text{ bar}$ $M_0 = 0.0$

- **Parametri di progetto**

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

- **Dati componenti**

○ $\epsilon_d = 1.00$ $\eta_{yc} = \eta_{yt} = 0.85$ $\epsilon_b = 0.96$ $\eta_{mc} = \eta_{mt} = 0.98$ $\eta_b = 0.98$

Dati relativi ai fluidi

a) combustibile $H_i = 43100 \text{ kJ/kg}$ $\alpha_{st} = 14.7$

b) aria $c_p = 946 + 0.1884 T \text{ (K)} \text{ J/(kg K)}$ $R = 287 \text{ J/(kg K)}$

c) gas combusti $c_p' = c_p + A (54.418 + 0.07535 T \text{ (K)}) \text{ J/(kg K)}$ $R' = R (1 + 0.06 A)$ dove $A = \frac{1 + \alpha_{st}}{1 + \alpha}$

$T_m \text{ (K)}$	c_p (kJ/kg/K)	$T_2 \text{ (K)}$	
288.00	1.0003	604.65	
446.33	1.0301	591.80	
439.90	1.0289	592.31	
440.15	1.0289	592.31	$L_c = 313.1085 \text{ kJ/kg}$

$\alpha = 50.332$ $c_p(T_{23}) = 1.1627 \text{ kJ/kg/K}$ $R' = 292.43 \text{ J/kg/K}$

$T_m \text{ (K)}$	c_p (kJ/kg/K)	$T_4 \text{ (K)}$	
1300.00	1.2363	842.84	
1071.51	1.1892	828.32	
1064.16	1.1877	827.83	
1063.91	1.1876	827.83	$L_t = 560.754 \text{ kJ/kg}$

$P/\dot{m} = 240.96 \text{ kW/kg/s}$ $J = 2.3259$ $\eta_g = 0.281$

q_p kg/s/kW	g/kWh	g/CVh
0.825E-04	296.8	218.2

2) EFFETTO DELLE CONDIZIONI AMBIENTE

Assumendo che nelle condizioni di progetto il turboalbero debba fornire 900 kW, si valutino la portata d'aria e il consumo orario di combustibile.

Ipotizzando poi che la temperatura massima ammissibile sia 1400 K, e che il numero di giri dell'utilizzatore non possa superare il 105% del valore di progetto, si valutino consumo orario e potenza nelle seguenti condizioni

$T = 288 \text{ K}$, $p = 0.95 \text{ bar}$

$T = 273 \text{ K}$, $p = 1 \text{ bar}$

$T = 300 \text{ K}$, $p = 1 \text{ bar}$

$T = 315 \text{ K}$, $p = 0.98 \text{ bar}$

supponendo di mantenere invariati il Mach di volo, il numero di giri corretti dell'utilizzatore, e la portata di combustibile corretta.

3) REGOLAZIONE

Si valutino le prestazioni in regolazione per i seguenti casi :

- turbina monoalbero
- turbina bialbero con turbina libera di potenza
- turbina monoalbero con laminazione all'aspirazione

No! X

$$\eta_c = \frac{T_2^{\circ} - T_1^{\circ}}{T_2^{\circ} - T_1^{\circ}} \rightarrow T_2^{\circ} = T_1^{\circ} + \left(\frac{T_2^{\circ} - T_1^{\circ}}{\eta_c} \right)$$

$$= T_1^{\circ} \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\frac{T_2^{\circ}}{T_1^{\circ}} - 1 \right) \right]$$

$$= T_1^{\circ} \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(P_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right]$$

$$L_c = c_p T_1^{\circ} \cdot \frac{1}{\eta_c} \left(P_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)$$

RENDIMENTO
IDRAULICO

$$\eta_{yc} = \frac{L_c - L_w}{L_c}$$

$$L_c = c_p T_1^{\circ} \left(P_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot \frac{1}{\eta_{yc}} - 1 \right)$$

SI UTILIZZERÀ QUESTA
FORMULAZIONE POICHÉ NEI
DATI VIENE FORNITO IL
RENDIMENTO IDRAULICO

$$L = \int c_p(T) dT = c_{pm} \Delta T$$

$$c_{p \text{ medio}} = f(T_{\text{media}})$$

PROCEDURA ITERATIVA

- $T_{\text{media}} = T_1^{\circ}$ tentativo

- $c_p(T_m) = c_{pm}$

$$c_p = 946 + 0,1884 \cdot T$$

- $L_c = c_{pm} T_1^{\circ} \left(P_c^{\frac{\gamma}{c_{pm}} \cdot \frac{1}{\eta_{yc}}} - 1 \right)$

$$T_2^{\circ} = T_1^{\circ} + \frac{L_c}{c_{pm}} \rightarrow T_2^{\circ} = T_1^{\circ} P_c^{\frac{\gamma}{c_{pm}} \cdot \frac{1}{\eta_{yc}}}$$

→ ricalcolo: $T_m = \frac{T_1^{\circ} + T_2^{\circ}}{2}$

Calcolo effettuato in Matlab, dopo 4 iterazioni
si giunge a convergenza

$$T_m = 440,15 \text{ K}$$

$$c_{pm} = 1028,90 \frac{\text{J}}{\text{kg K}}$$

$$T_2^{\circ} = 592,27 \text{ K}$$

$$L_c = 313090 \text{ J/kg}$$

$$P_2^{\circ} = P_c P_1^{\circ} = 9 \text{ bar}$$

COMBUSTORE

Calcolo della dosatura ✓

• BILANCIO POTENZA TERMICA

$$\frac{\eta_b m_b H_i}{m_b} = \frac{(m_a + m_b)}{m_b} c_{pm} (T_3^{\circ} - T_2^{\circ})$$

$$L = 240,75 \frac{\text{KW}}{\text{kg/s}}$$

CONSUMO SPECIFICO

$$q_p = \frac{m_b}{P} = \frac{m_b}{m_i L} = \frac{1}{\alpha L} = 0,297 \frac{\text{kg}}{\text{KWh}} \quad \left[\frac{1}{\alpha L} \cdot \frac{3600 \frac{\text{s}}{\text{h}} \cdot 1000 \frac{\text{J}}{\text{KW}}}{1} \right]$$

$[\text{J/kg/s}]$

RENDIMENTO GLOBALE

$$\eta_g = \frac{P}{m_b H_i} = \frac{m_i L}{m_b H_i} = \frac{\alpha L}{H_i} = 0,2811$$

FATTORE DI POTENZA INSTALLATA

$$J = \frac{P_t}{P} = \frac{\eta_t \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right) L_t}{L} = 2,3270$$

2) EFFETTO DELLE CONDIZIONI AMBIENTE

$$P = 900 \text{ KW}$$

$$m_i = \frac{P}{P/m_i} = \frac{P}{L} = \frac{900 \text{ KW}}{240,75 \frac{\text{KW}}{\text{kg/s}}} = 3,74 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$m_b = q_p \cdot P = 0,297 \frac{\text{kg}}{\text{KWh}} \cdot \frac{900 \text{ KW}}{3600 \frac{\text{s}}{\text{h}}} = 0,074 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

- La potenza corretta è costante se i 3 parametri adimensionali da cui dipende sono costanti

$$\frac{P}{P_0^* \sqrt{T_0^*}} = f \left(M_0, \frac{N}{\sqrt{T_0}}, \frac{T_3}{T_0} \right)$$

\downarrow cost \downarrow cost \downarrow cost poiché $m_b = \text{cost}$

$$P_{\text{corr}} = \text{cost}$$

$$P_{\text{vera}} = P_{\text{corr}} \cdot P_0^* \sqrt{T_0^*} = \frac{P^*}{P_0^{*2} \sqrt{T_0^{*2}}} \cdot P_0^* \sqrt{T_0^*}$$

$$= \left(\frac{P^*}{P_0^{*2} \sqrt{T_0^{*2}}} \right) \cdot \underbrace{P_0^* \sqrt{T_0^*}}_{\text{variabili con condizioni ambiente}}$$

variabili con condizioni ambiente

$$J^* = \frac{\eta_{mt} \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right) L_t^*}{L^*}$$

$$1 - J^* = \frac{L_c^*}{\eta_{mc} L^*}$$

$$\rightarrow \frac{L}{L^*} = J^* \cdot \frac{L_t}{L_t^*} + (1 - J^*) \cdot \frac{L_c}{L_c^*}$$

$$L_t^* = \eta_t c_p T_3^{0*} \left(1 - \frac{1}{\beta_T \sqrt{\frac{1+\alpha}{\alpha} \eta_{mt}}} \right)$$

$$L_t = \eta_t c_p T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_T \sqrt{\frac{1+\alpha}{\alpha} \eta_{mt}}} \right)$$

$$\frac{L_t}{L_t^*} = \left(\frac{T_3^0}{T_3^{0*}} \right) = X$$

$\beta_T = \beta_T^*$ TURBINA CRITICA

@ M_0 , $\frac{N}{\sqrt{T_1^0}}$ varia solo $\frac{T_3^0}{T_3^{0*}}$

$$P = \dot{m} L$$

$$\frac{P}{P^*} = \frac{\dot{m}}{\dot{m}^*} \cdot \frac{L}{L^*} = \sqrt{\frac{1}{X}} \left[J^* \cdot X + (1 - J^*) \cdot 1 \right]$$

Se manetta \downarrow , $L \downarrow$ ma $\dot{m} \text{ covoca } \uparrow$

\rightarrow Per fare scendere P in modo sensibile bisogna abbassare tanto T_3^0/T_1^0

$\rightarrow \eta_{\text{ciclo}} \downarrow$

● Portata carburante

$$\eta_b H_i = (1+\alpha) c_p (T_3^0 - T_2^0)$$

$$\frac{\alpha}{\alpha^*} \approx \frac{\alpha+1}{\alpha^*+1} = \frac{T_3^{0*} - T_2^{0*}}{T_3^0 - T_2^0}$$

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

$$T_2^0 = T_2^{0*}$$

$$\rightarrow \frac{\alpha}{\alpha^*} = \frac{T_3^{0*} - T_2^{0*}}{X T_3^{0*} - T_2^{0*}}$$

$$\frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_b^*} = \frac{\dot{m}}{\dot{m}^*} \cdot \frac{\alpha^*}{\alpha} = \left(\frac{\dot{m}}{\dot{m}^*} \right) \cdot \left(\frac{\alpha^*}{\alpha} \right)$$

RENDIMENTO

$$\frac{\eta}{\eta^*} = \frac{P}{P^*} \cdot \frac{\dot{m}_b^* H_i}{\dot{m}_b H_i}$$

$$\frac{\dot{m}}{P_3^0} \sqrt{T_3^0} = \text{cost}$$

$$\frac{\dot{m}}{\dot{m}^*} = \frac{P_3^0 \sqrt{T_3^{0*}}}{P_3^{0*} \sqrt{T_3^0}} = \frac{P_3^0}{P_3^{0*}} \sqrt{\frac{1}{X}} = \frac{P_c}{P_c^*} \sqrt{\frac{1}{X}}$$

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

$$= \underbrace{\epsilon_b \cdot \beta_c}_{\text{cost}} \cdot \underbrace{\epsilon_d \cdot f(M_0) \cdot f(\epsilon)}_{\text{cost}}$$

$$\frac{P_3^0}{P_3^{0*}} = \frac{P_c}{P_c^*}$$

$$\frac{\dot{m}}{\dot{m}^*} = \frac{P_c}{P_c^*} \sqrt{\frac{1}{X}}$$

se $T_3^0 \downarrow \rightarrow \frac{1}{\sqrt{T_3^0}} \uparrow$

ma l'effetto prevalente è $\beta_c \downarrow \rightarrow \dot{m} \downarrow$

$$\frac{P}{P^*} = \frac{\dot{m}}{\dot{m}^*} \frac{L}{L^*}$$

$$\frac{L_T}{L_T^*} = \frac{T_3^0}{T_3^{0*}} \frac{\left(1 - \frac{1}{\beta_{TOT}^{TOT}} (R/\rho)^{\gamma_{TOT}}\right)}{\left(1 - \frac{1}{\beta_{TOT}^{TOT*}} (R/\rho)^{\gamma_{TOT}}\right)}$$

$$\beta_{TOT} = \beta_c \cdot \beta_{TL}$$

LAVORO TURBINA del GAS GENERATOR + TURBINA LIBERA

$$\frac{L}{L^*} = j^* \frac{L_T}{L_T^*} + (1 - j^*) \frac{L_c}{L_c^*}$$

◆ Come prima:

$$\frac{\alpha}{\alpha^*} = \frac{T_3^{0*} - T_2^{0*}}{T_3^0 - T_2^0} = \frac{T_3^{0*} - T_2^{0*}}{X T_3^{0*} - \frac{T_2^0}{T_3^0} T_3^{0*}}$$

$$\frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_b^*} = \frac{\alpha^*}{\alpha} \frac{\dot{m}}{\dot{m}^*}$$

Si va a diagrammare

$$\frac{P}{P^*} = f\left(\frac{\dot{m}}{\dot{m}^*}\right)$$

$$\frac{\eta}{\eta^*} = \frac{\dot{m}_b^*}{\dot{m}_b} \cdot \frac{P}{P^*}$$


```

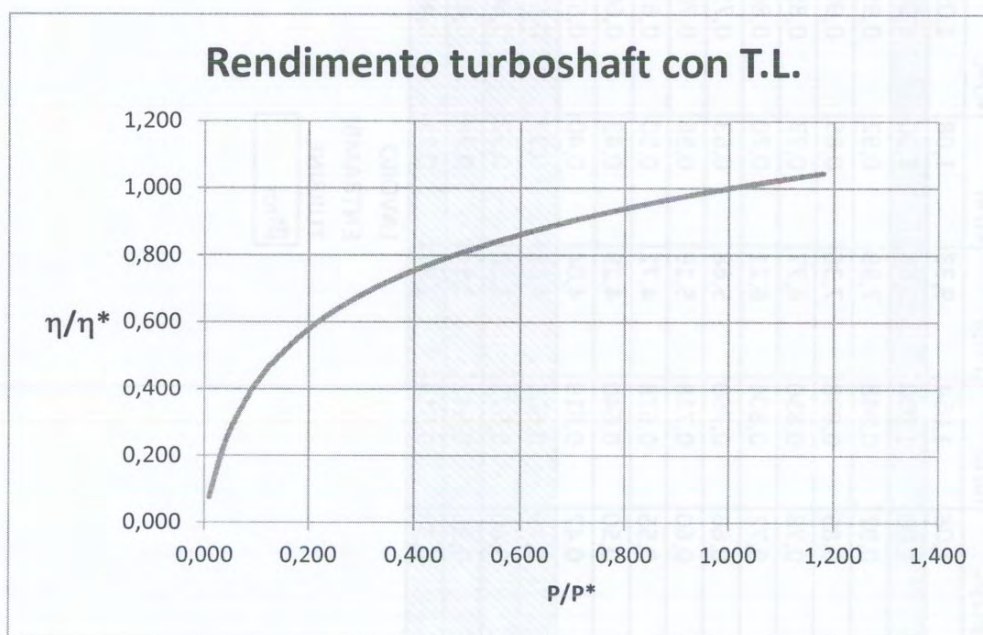
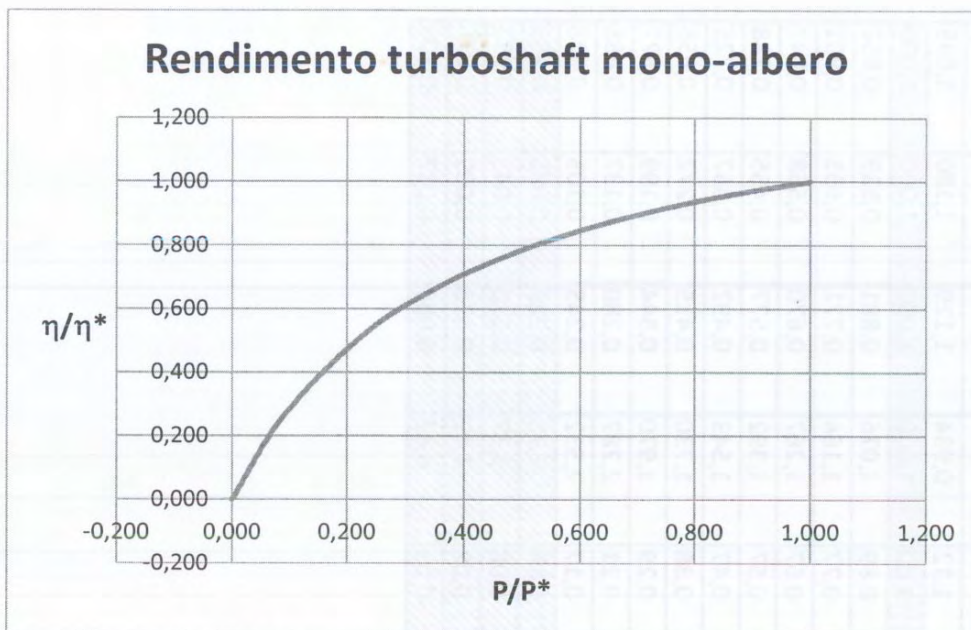
61 T2=T2 (i)
62
63 %Lavoro del compressore
64 Lc=cp_m*T1*(beta_c^(R/(cp_m*eta_yc))-1)
65
66 p2=beta_c*p0
67
68 %COMBUSTORE
69 %Dosatura
70 Tm23=(T2+T3)/2;
71 funzalfa=@(alfa)eta_b*Hi-(alfa+1)*((cp_m_funz(Tm23))+((1+alfa_st)/(1+alfa))*...
72     (54.418+0.07535*Tm23))*(T3-T2);
73 alfa=fzero(funzalfa,45)
74
75 p3=epsilon_b*beta_c*p0
76
77 R_primo=R_primo_funz(alfa)
78 %TURBINA
79 cp_primo_m_funz=@(Tm,alfa)eval(num2str(cp_m_funz(Tm)))+...
80     ((1+alfa_st)/(1+alfa))*(54.418+0.07535*Tm);
81
82 beta_t=p3/p0
83 Tm(1)=T3;
84 cp_primo_m(1)=cp_primo_m_funz(Tm(1),alfa);
85 T4(1)=T3/(beta_t^((R_primo_funz(alfa)*eta_yt)/cp_primo_m(1)));
86 Tm(2)=(T1+T2(1))/2;
87
88 i=1;
89 while abs(Tm(i+1)-Tm(i))>0.05
90     i=i+1;
91     cp_primo_m(i)=cp_primo_m_funz(Tm(i),alfa);
92     T4(i)=T3/(beta_t^((R_primo_funz(alfa)*eta_yt)/cp_primo_m(i)));
93     Tm(i+1)=(T3+T4(i))/2;
94 end
95
96 Tm=Tm(i)
97 cp_primo_m=cp_primo_m(i)
98 T4=T4(i)
99
100 %Lavoro della turbina
101 Lt=cp_primo_m*T3*(1-1/(beta_t^((R_primo_funz(alfa)*eta_yt)/cp_primo_m)))
102
103 %POTENZA ALL'ALBERO per unità di portata
104 L=(1+1/alfa)*Lt*eta_mt-(1/eta_mc)*Lc           %[W/kg/s]
105
106 %Consumo specifico della potenza
107 qp=(1/(alfa*L))*3600*1000                       %[kg/kWh]
108
109 %Rendimento globale
110 eta_g=alfa*L/Hi
111
112 %Fattore di potenza installata
113 J=(eta_mt*((1+alfa)/alfa)*Lt)/L
114
115

```


ESERCITAZIONE 7 PARTE 3.a

Ricordiamo che il turboshaft monoalbero ha due manette indipendenti

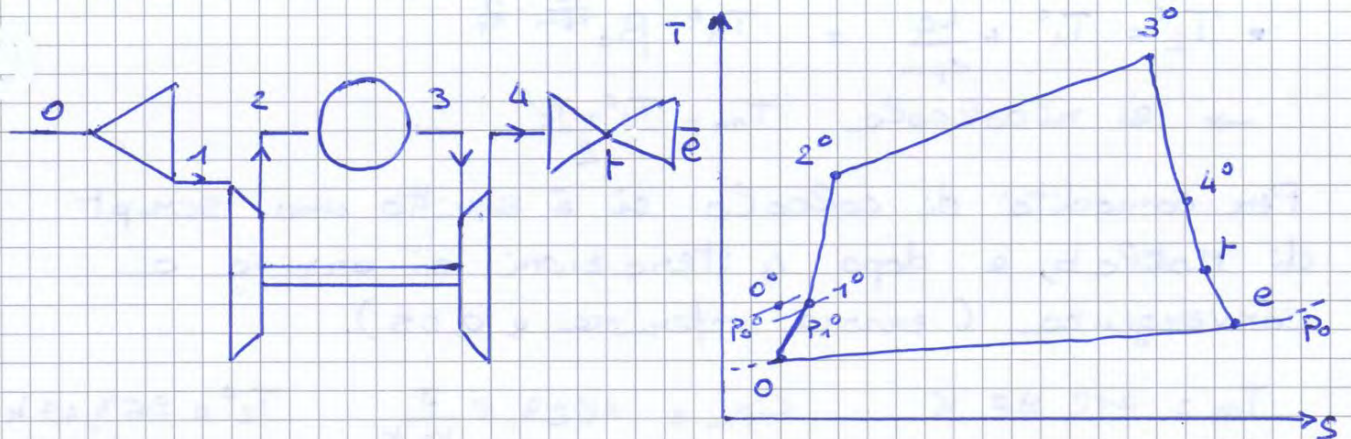
TURBOSHAFT MONOALBERO OFF-DESIGN: $M_0=\text{cost}, N=\text{cost}, T_3^\circ/T_3^{\circ*}$ VARIABILE							
$X=T_3^\circ/T_3^{\circ*}$	\dot{m}/\dot{m}^*	L_t/L_t^*	L/L^*	α/α^*	\dot{m}_b/\dot{m}_b^*	P/P^*	η/η^*
1,05	0,976	1,05	1,116	0,916	1,066	1,089	1,022
1,00	1,000	1,00	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
0,95	1,026	0,95	0,884	1,101	0,932	0,907	0,973
0,90	1,054	0,90	0,767	1,225	0,860	0,809	0,940
0,85	1,085	0,85	0,651	1,380	0,786	0,706	0,899
0,80	1,118	0,80	0,535	1,581	0,707	0,598	0,845
0,75	1,155	0,75	0,419	1,849	0,624	0,483	0,774
0,70	1,195	0,70	0,302	2,228	0,537	0,361	0,673
0,65	1,240	0,65	0,186	2,801	0,443	0,231	0,521
0,60	1,291	0,60	0,070	3,771	0,342	0,090	0,263
0,57	1,325	0,57	0,000	4,759	0,278	0,000	-0,001
0,55	1,35	0,55	-0,05	5,77	0,23	-0,06	-0,27
0,50	1,41	0,50	-0,16	12,27	0,12	-0,23	-2,00
0,45	1,49	0,45	-0,28	96,81	-0,02	-0,42	27,03
0,40	1,58	0,40	-0,40	-9,79	-0,16	-0,63	3,87



MATTEO CAPPO 5209364

ESEERCITAZIONE 8TURBOGETTO MONOFLUSSO MONOALBERO

L'obiettivo di es. 8 è lo studio di un turbojet monovalbero a progetto e in regolazione. Nella fase ON-DESIGN è richiesto di calcolare le prestazioni del motore e del ciclo nel punto di progetto. Nella fase OFF-DESIGN invece si tracciano la working line e si valuteranno le prestazioni al variare della manetta e del mach di volo.



1) ON-DESIGN

$$M_0 = 0,85 \quad T_0 = 228,7 \text{ K} \quad P_0 = 0,3 \text{ bar}$$

Partendo da ingresso del motore componente per componente si calcolano tutte le grandezze.

PRESA D'ARIA

$$T_0^0 = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right) = 262,49 \text{ K} \quad \gamma = 1,4 \text{ ARIA}$$

$$P_0^0 = P_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 0,4823 \text{ bar}$$

$$P_1^0 = \Sigma_d P_0^0 = 2 \cdot 0,4823 \text{ bar}$$

$$T_1^0 = T_0^0 \quad \text{PRESA ADIABATICA}$$

PARAMETRI DI PROGETTO

$$\beta_c = 11$$

$$T_3^0 = 1250 \text{ K}$$

COMPRESSORE

$$L_c = c_p (T_2^0 - T_1^0) = \frac{1}{\eta_c} c_p T_1^0 \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) = c_p T_1^0 \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma \cdot \eta_c}} - 1 \right)$$

Poiché il c_p varia con la temperatura durante la trasformazione 1-2 bisogna calcolare un

$$\alpha = 53,20$$

$$P_3^0 = \epsilon_b \cdot P_2^0 = \epsilon_b \cdot P_c \quad P_0^0 = 5,0398 \text{ bar}$$

TURBINA

$$L_T = c_{p,m}^i (T_3^0 - T_4^0) = \eta_T c_{p,m}^i T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_T \frac{P_4^0}{P_3^0}} \right) = c_{p,m}^i T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_T \frac{L_T}{c_{p,m}^i} \cdot \eta_T} \right)$$

β_T È DEFINITO TOTAL-TO-TOTAL

$$\beta_T = \frac{P_3^0}{P_4^0}$$

L'energia cinetica di scorcio delle turbine non è una perdita come nel turbojet, ma va poi a costituire l'effetto utile (\rightarrow SPINTA)

P_4^0 È INCOGNITA \rightarrow calcoliamo T_4^0 sfruttando la congruenza delle potenze meccaniche dell'albero

$$P_c = P_T$$

$$\frac{1}{\eta_{mc}} \cdot m L_c = (m + m_b) \eta_{mt} \cdot L_T$$

I RENDIMENTI IDRAULICI SONO GIÀ CONTENUTI NEI LAVORI

$$\frac{1}{\eta_{mc}} \alpha L_c = (1 + \alpha) \eta_{mt} \cdot L_T$$

$$\Rightarrow L_T = \frac{\alpha}{\alpha + 1} \frac{1}{\eta_{mc} \eta_{mt}} \cdot L_c = 308580 \frac{\text{J}}{\text{kg}} \approx L_c$$

$$L_T = c_{p,m}^i (T_3^0 - T_4^0) \rightarrow T_4^0 = T_3^0 - \frac{L_T}{c_{p,m}^i}$$

- CALCOLO ITERATIVO PER $c_{p,m}^i \rightarrow$ gas combusti [vedere script]

$$c_{p,m}^i = 1197,70 \text{ J/kg K}$$

$$T_3^0 = 1250 \text{ K}$$

$$R^i = R \left(1 + 0,06 \left(\frac{1 + \alpha \beta_T}{1 + \alpha} \right) \right) = 292,02$$

$$T_m = 1121,20 \text{ K} \quad c_{p,m}^i = 1197,7 \text{ J/kg K} \quad T_4^0 = 992,36 \text{ K}$$

$$\beta_T = \left(\frac{T_3^0}{T_4^0} \right)^{\frac{c_{p,m}^i}{R^i} \frac{1}{\eta_T}} = 2,93$$

$$P_4^0 = \frac{P_3^0}{\beta_T} = 1,7188 \text{ bar}$$

$$I_{a_e} = \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right) w_e - u = \left(1 + \frac{1}{53,20}\right) \cdot 907,72 \frac{\text{m}}{\text{s}} - 258,49 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$= 666,29 \text{ m/s}$$

CONSUMO SPECIFICO ugello ADATTATO

$$q_s = \frac{m_b}{s} = \frac{m_b/m}{s/m} = \frac{1}{\alpha I_{a_e}} \quad [q_s] = \frac{\text{kg/s}}{\text{N}} \cdot 3600 \frac{\text{s}}{\text{h}} \cdot \frac{10 \text{ N}}{\text{daN}}$$

$$q_{s_e} = \frac{1}{53,20 \cdot 666,29 \text{ m/s}} \cdot 36000 = 1,0156 \frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}}$$

SPINTA SPECIFICA UGELLO CONVERGENTE

$$S = m_e w_e - m_i \cdot u + A_T (P_T - P_0)$$

$$I_a = \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) w_e - u + \frac{A_T}{m} (P_T - P_0)$$

?

$$m_T = \rho_T w_T \cdot A_T \quad m_T = m_e = m_i + m_b$$

$$\frac{A_T}{m} = \frac{A_T}{m_T} \cdot \frac{m_T}{m} = \frac{A_T}{\rho_T w_T \cdot A_T} \cdot \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) = \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) \cdot \frac{1}{\rho_T w_T}$$

$$I_a = \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) w_T - u + \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) \frac{1}{\rho_T w_T} \cdot \frac{w_T}{w_T} (P_T - P_0)$$

$$= \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) w_T - u + \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) \frac{w_T}{\rho_T w_T^2} \cdot P_T \left(1 - \frac{P_0}{P_T}\right)$$

$$\gamma \frac{P}{\rho} = c^2 \quad \Rightarrow \quad \frac{P_T}{\rho_T} = \frac{c_T^2}{\gamma}$$

$$\rightarrow I_a = \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) w_T \left[1 + \frac{c_T^2}{\gamma w_T^2} \left(1 - \frac{P_0}{P_T}\right) \right] - u$$

↘ $\frac{1}{M_T^2}$

$$\Rightarrow I_a = \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) w_T \left[1 + \frac{1}{\gamma M_T^2} \left(1 - \frac{P_0}{P_T}\right) \right] - u$$

ESSENDO CRITICA LA GOLA $M_T = 1$

$$\rightarrow I_a = 890,47 \frac{\text{m}}{\text{s}} - 258,49 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 631,98 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$I_{a_j} = 890,47 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad \text{Spinta lorda specifica}$$

2) OFF-DESIGN

Ipotesi:

- UGELLO CONVERGENTE CRITICO
- $L_c \propto N^2$
- $\epsilon, \eta, c_p, \dots = *$, uguali ai valori di progetto (che indichiamo con apice *).

2a) LINEA DI FUNZIONAMENTO

- UGELLO CRITICO

$$\frac{m_t \sqrt{RT_4^0}}{P_4^0 A_t} = \Gamma \quad f(M) = \frac{\sqrt{\gamma} M}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

Partendo da qui si scrive la portata corretta in 1 (ingresso compressore)

$$\frac{m_t \sqrt{RT_1^0}}{P_1^0 A_1} = \frac{m_t \sqrt{RT_4^0}}{P_4^0 A_t} \cdot \frac{m}{m_t} \sqrt{\frac{R}{R'}} \cdot \frac{A_t}{A_1} \cdot \frac{P_4^0}{P_1^0} \sqrt{\frac{T_3^0}{T_4^0}} \sqrt{\frac{T_1^0}{T_3^0}}$$

$$= \underbrace{\Gamma}_{\text{cost}} \cdot \underbrace{\frac{\alpha}{\alpha+1} \sqrt{\frac{R}{R'}} \cdot \frac{A_t}{A_1}}_{\text{cost}} \cdot \underbrace{\sqrt{\frac{T_3^0}{T_4^0}}}_{f(P_t)} \cdot EPR \sqrt{\frac{T_1^0}{T_3^0}}$$

UGELLO CRITICO $\rightarrow P_t = \text{cost BLOCCATO}$

$$\rightarrow \frac{m_t \sqrt{RT_1^0}}{P_1^0 A_1} = \boxed{K_1 \cdot EPR \cdot \sqrt{\frac{T_1^0}{T_3^0}} = f(M_1)}$$

La costante K_1 si calcola nelle condizioni ON-DESIGN e poi si usa in regolazione (visto che non cambia tra le condizioni di ON e OFF-DESIGN)

$$K_1 = f(M_1^*) \cdot \frac{1}{EPR^*} \cdot \frac{1}{\left(\sqrt{T_1^0/T_3^0}\right)}$$

$$M_1^* = 0,45 \text{ Mach ingresso compressore}$$

$$EPR^* = \left(\frac{P_4^0}{P_1^0}\right)^* = 3,5639$$

$$K_1 = 0,2902$$

Bisogna ora esprimere EPR in funzione delle grandezze della mappa:

2.b) SPINTA LORDA CORRETTA in funzione di NStesse ipotesi: $L_c \propto N^2$, ugello critico, ...

$$\frac{S_j}{P_1^0 A_T} = \frac{m_e w_T}{P_1^0 A_T} + \frac{P_T}{P_1^0} - \frac{P_0}{P_1^0}$$

$$\frac{m_e w_T}{P_1^0 A_T} = \frac{m \sqrt{RT_1^0}}{P_1^0 A_1} \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right) \frac{A_1}{A_T} \frac{w_T}{\sqrt{RT_1^0}}$$

$$w_T = \sqrt{2c_p' (T_4^0 - T_T)} = \sqrt{2c_p' T_4^0 \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_2^0}{P_T} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right)}$$

Boe

$$T_4^0 = T_3^0 \left(\frac{T_4^0}{T_3^0} \right)^*$$

 $f(B_T) = \text{cost}$ perché turbina bloccata

$$\rightarrow \frac{m_e w_T}{P_1^0 A_T} = K_N \underbrace{\frac{m \sqrt{RT_1^0}}{P_1^0 A_1}}_{f(M_1)} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}}$$

Riceviamo K_N a progetto:

$$K_N = \left(\frac{m_e w_T}{P_1^0 A_T} \right)^* \cdot \frac{1}{f(M_1^*) \cdot \left(\sqrt{T_3^0/T_1^0} \right)^*}$$

$$= \frac{1+\alpha}{\alpha} \frac{A_1}{A_T} \frac{w_T^*}{\left(\sqrt{RT_3^0} \right)^*}$$

Facendo a progetto la conservazione della portata tra sezione 1 e sezione t

$$m_1 = m_t$$

$$m = \frac{P^0 A}{\sqrt{RT^0}} f(M)$$

$$\frac{P_1^{0*} A_1}{\sqrt{RT_1^{0*}}} f(M_1^*) = \frac{P_T^* A_T}{\sqrt{RT_T^*}} \Gamma$$

$$\frac{A_1}{A_T} = \frac{P_T^*}{P_1^{0*}} \sqrt{\frac{R^*}{R_1^*}} \sqrt{\frac{T_1^{0*}}{T_T^*}} \frac{\Gamma}{f(M_1^*)} = 1,5178$$

$$\rightarrow K_N = \frac{1+\alpha}{\alpha} \frac{A_1}{A_T} \frac{w_T^*}{\sqrt{RT_3^0}} = 1,4380$$

- 2.b.2) STUDIARE PRESTAZIONI LORDE e NETTE
AL VARIARE DI N , con M_0 e quota di design
- Valgono le stesse ipotesi già scritte

COMPRESSORE

$$X = \frac{N}{N^*} \quad \frac{L_c}{L_c^*} = X^2$$

$$L_c = c_p(T_2^0 - T_1^0) \rightarrow T_2^0 = T_1^0 + \frac{L_c}{c_p} \rightarrow \frac{T_2^0}{T_1^0} = 1 + \frac{L_c}{c_p T_1^0}$$

$$T_1^0 = T_1^{0*} \text{ poichè } M_0, T_0 = \text{cost}$$

$$\frac{L_c}{L_c^*} = \frac{c_p(T_2^0 - T_1^0)}{c_p(T_2^{0*} - T_1^0)}$$

$$T_2^0 = T_1^0 + X^2(T_2^{0*} - T_1^0) = T_1^0 \left(1 + X^2 \left(\frac{T_2^{0*}}{T_1^0} - 1 \right) \right)$$

$$\rightarrow \frac{T_2^0}{T_1^0} = 1 + X^2 \left(\left(\frac{T_2^{0*}}{T_1^0} \right) - 1 \right)$$

$$\beta_c = \left(\frac{T_2^0}{T_1^0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1} \eta_{vc}} = \left(\frac{T_2^0}{T_1^0} \right)^{\frac{c_p}{R} \eta_{vc}} \rightarrow \beta_c = \left(\frac{T_2^0}{T_1^0} \right)^{\frac{c_p}{R} \eta_{vc}}$$

Se lavoro di più \rightarrow comprimiamo di più

$$\frac{1}{\eta_{mc}} L_c = \eta_{mt} \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right) L_t \rightarrow \frac{L_c}{L_c^*} = \frac{L_t}{L_t^*}$$

$\propto N^2 \quad \propto T_3^0$

TURBINA

$$L_t = c_p' T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma}{\gamma-1} \eta_{vt}}} \right)$$

UGELLO CRITICO \rightarrow TURBINA BLOCCATA $\rightarrow \beta_t = \text{cost} \rightarrow L_t \propto T_3^0$

$$\frac{L_t}{L_t^*} = \frac{T_3^0}{T_3^{0*}} \rightarrow \frac{L_t}{L_t^*} = \frac{L_c}{L_c^*} \rightarrow \frac{L_c}{L_c^*} \propto \frac{N^2}{N^{*2}} \Rightarrow \frac{T_3^0}{T_3^{0*}} = \frac{N^2}{N^{*2}}$$

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

T_3^0 e N NON SONO QUINDI INDIPENDENTI

- Manetta pilota controlla carburante:
 $m_b \uparrow \Rightarrow T_3^0 \uparrow$ e quindi $N \uparrow$.

$$\frac{1+\alpha}{1+\alpha^*} = \frac{\left(\frac{T_3^0}{T_4^0}\right)^* - \left(\frac{T_2^0}{T_1^0}\right)^*}{X^2 \left(\frac{T_3^0}{T_4^0}\right)^* - \left(\frac{T_2^0}{T_1^0}\right)^*}$$

Ora che abbiamo tutte le componenti espresse in funzione della manetta andiamo a calcolare le prestazioni nette e lordi in regolazione.

SPINTA LORDA

$$S_j = m_i w_e + A_e (p_e - p_o) \\ = m_i \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) w_e + A_e (p_t - p_o)$$

$$\bullet \frac{A_e}{m_i} = \frac{A_e}{m_{it}} \cdot \frac{m_{it}}{m_i} = \frac{1}{p_t w_t} \cdot \frac{1+\alpha}{\alpha} \frac{w_t}{w_t} \\ = m_i \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) w_t \left(1 + \frac{p_t}{p_t w_t^2} \left(1 - \frac{p_o}{p_t}\right)\right) \\ = m_i \left(\frac{1+\alpha}{\alpha}\right) w_t \left(1 + \frac{1}{r M_t^2} \left(1 - \frac{p_o}{p_t}\right)\right)$$

Studiamo l'andamento di w_t e $\frac{p_o}{p_t}$:

$$\blacktriangleright w_t = \sqrt{2c_p (T_4^0 - T_t)} = \sqrt{2c_p T_4^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_o r c_p}\right)}$$

β_o non cambia con il funzionamento

$$\frac{w_t}{w_t^*} = \sqrt{\frac{T_4^0}{T_4^{0*}}} = \sqrt{\frac{T_3^0}{T_3^{0*}}} \quad \text{poiché } \frac{T_3^0}{T_4^0} = \beta_r \frac{\delta-1}{r} m_{yt} \quad \text{e } \beta_r = \text{cost}$$

$$\rightarrow w_t = w_t^* \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_3^{0*}}} \rightarrow w_t = w_t^* \cdot X$$

$$\blacktriangleright \frac{p_t}{p_o} = \frac{p_t}{p_4^0} \cdot \frac{p_4^0}{p_3^0} \cdot \frac{p_3^0}{p_2^0} \cdot \frac{p_2^0}{p_1^0} \cdot \frac{p_1^0}{p_o^0} \cdot \frac{p_o^0}{p_o} \\ \downarrow \quad \downarrow \quad \downarrow \quad \downarrow \quad \downarrow \\ \frac{1}{\beta_o} \quad \frac{1}{\beta_t} \quad \epsilon_b \quad \beta_c \quad \epsilon_d \quad \left(1 + \frac{r-1}{2} M_o^c\right)^{r/r-1} \\ \text{cost} \quad \quad \quad \uparrow \quad \text{cost} \\ \text{VAR.}$$

$$\frac{p_t}{p_t^*} = \frac{1}{\beta_o^*} \cdot \beta_c \rightarrow p_t = \frac{\beta_o}{\beta_o^*} \cdot p_t^*$$

2.b.3) STUDIARE PRESTAZIONI LORDE E NETTE AL VARIARE DI M_0 , con N e quota di design

• $N = \text{cost}$ numero di giri fisico, poiché se $M_0 \uparrow \rightarrow \frac{N}{\sqrt{T_2^0}} \downarrow$

● COMPRESSORE

$L_c \propto N^2$, $N = \text{cost} \rightarrow \frac{L_c}{L_c^*} = 1$

$L_c = c_p (T_2^0 - T_1^0)$ In regolazione a portata di L_c se varia $T_1^0 \rightarrow$ varia T_2^0

$T_1^0 = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)$ se $M_0 \uparrow \rightarrow T_1^0 \uparrow \rightarrow T_2^0 \uparrow$
e β_c ?

$T_2^0 = T_1^0 + \frac{L_c}{c_p}$

$L_c^* = c_p T_1^0 \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{1}{\eta_{vc}}} - 1 \right) \rightarrow \beta_c = \left(1 + \frac{L_c}{c_p T_1^0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1} \eta_{vc}}$

→ Il fluido da comprimere è PIÙ CALDO
Comprimere un fluido + cololo richiede + L_c .
⇒ a portata di L_c se $M_0 \uparrow \rightarrow \beta_c \downarrow$

2° EFFETTO DEL MACH

$M_0 \uparrow \beta_c \downarrow$ perché una parte di compressione è già data dalla compressione dinamica "gratuita"

NOTA: per ogni M_0 non ci si è ricalcolato c_{pm} con il metodo iterativo.
Si è tenuto il c_{pm} di progetto (COME DA IPOTESI)

● BILANCIO POTENZE

$\frac{L_c}{L_c^*} = \frac{L_t}{L_t^*} = 1$; UGELLO CRITICO TURBINA BLOC. $\frac{L_t}{L_t^*} = \frac{T_2^0}{T_3^{0*}} = 1$

(in fatti $N = \text{cost}$)

● COMBUSTORE

$\eta_b H_i = (1 + \alpha) c_p (T_3^0 - T_2^0)$

$\frac{\alpha}{\alpha^*} = \frac{1 + \alpha}{1 + \alpha^*} = \frac{T_3^{0*} - T_2^{0*}}{T_3^0 - T_2^0} \rightarrow \frac{\alpha}{\alpha^*} = \frac{T_3^{0*} - T_2^{0*}}{T_3^0 - T_2^0}$

$$P_T = \frac{P_T}{P_4^0} \cdot \frac{P_4^0}{P_3^0} \cdot \frac{P_3^0}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_1^0} \cdot \frac{P_1^0}{P_0^0} \cdot P_0$$

$$= \underbrace{\frac{1}{P_0^0}}_{\text{cost}} \cdot \underbrace{\frac{1}{P_T}}_{\text{cost}} \cdot \underbrace{\epsilon_b \epsilon_c \epsilon_d}_{\text{VAR}} \cdot \underbrace{\left(1 + \frac{r - 1}{2} M_0^2\right)^{r/r-1}}_{\text{VAR}} \cdot \underbrace{P_0}_{\text{cost}}$$

$$\Rightarrow P_T = P_T^* \cdot \frac{\epsilon_c}{\epsilon_c^*} \cdot \frac{P_0^0/P_0}{P_0^{0^*}/P_0}$$

SPINTA LORDA

$$S_j = m \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right) w_T \left[1 + \frac{1}{r M_T^2} \left(1 - \frac{P_0}{P_T} \right) \right]$$

$$\frac{S_j}{S_j^*} = \left(\frac{m}{m^*} \right) \frac{\left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right)}{\left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right)^*} \frac{w_T}{w_T^*} \frac{\left[1 + \frac{1}{r} \left(1 - \frac{P_0}{P_T} \right) \right]}{\left[1 + \frac{1}{r} \left(1 - \frac{P_0}{P_T^*} \right) \right]}$$

SPINTA SPECIFICA LORDA

$$I_{aj} = \left(\frac{1+\alpha}{\alpha} \right) w_T \left[1 + \frac{1}{r M_T^2} \left(1 - \frac{P_0}{P_T} \right) \right]$$

$$\frac{I_{aj}}{I_{aj}^*} = \frac{I_{aj}}{I_{aj}^*} \rightarrow \text{calcolata on design}$$

CONSUMO SPECIFICO LORDO

$$\frac{q_{sj}}{q_{sj}^*} = \frac{\alpha^* I_{aj}^*}{\alpha I_{aj}}$$

SPINTA NETTA SPECIFICA

$$\frac{I_e}{I_e^*} = \frac{I_{aj}}{I_{aj}^*} \cdot \mu(M_0)$$

$$\frac{S}{S^*} = \left(\frac{m}{m^*} \right) \left(\frac{I_e}{I_e^*} \right)$$

CONSUMO SPECIFICO NETTO

$$\frac{q_s}{q_s^*} = \frac{\alpha^* I_e}{\alpha I_e}$$

EFFETTO ZERO

$M_0 \uparrow \rightarrow \mu \uparrow$
 $\rightarrow \text{RAM DRAG} \uparrow \uparrow$

- I_{aj} sale debolmente con M_0
- $\mu \uparrow \uparrow$ con M_0 !

SI PAGA PIÙ DI QUANTO SI OTTIENE CON GLI EFFETTI 1 e 2!


```

61 Tm=Tm(i);
62 cp_m=cp_m(i)
63 T2=T2(i)
64 p2=beta_c*p1
65
66 %Lavoro del compressore
67 Lc=cp_m*T1*(beta_c^(R/(cp_m*eta_yc))-1)
68
69 %COMBUSTORE
70 %Dosatura
71 cp_primo_m_funz=@(Tm,alfa)eval(num2str(cp_m_funz(Tm)))+...
72     ((1+alfa_st)/(1+alfa))*(54.418+0.07535*Tm);
73
74 Tm23=(T2+T3)/2;
75 %funzalfa=@(alfa)eta_b*Hi-(alfa+1)*((cp_m_funz(Tm23))+((1+alfa_st)/(1+alfa))*...
76     *(54.418+0.07535*Tm23))*(T3-T2);
77
78 funzalfa=@(alfa)eta_b*Hi-(alfa+1)*(cp_primo_m_funz(Tm23,alfa))*(T3-T2);
79 alfa=fzero(funzalfa,50)
80 p3=epsilon_b*beta_c*p0
81
82
83 %TURBINA
84 %A differenza del turboshaft qui la turbina non è a scarico libero, quindi
85 %beta_t è definito come total-to-total tra p3 e p4 (che è incognita)
86
87 %Sfruttiamo la condizione della congruenza delle potenze meccaniche
88 %all'albero del turbojet:
89 Lt=(alfa/(alfa+1))*(1/(eta_mc*eta_mt))*Lc
90
91 Tm(1)=T3;
92 cp_primo_m(1)=cp_primo_m_funz(Tm(1),alfa);
93 T4(1)=T3+Lt/cp_primo_m(1);
94 Tm(2)=(T3+T4(1))/2;
95
96 i=1;
97 while abs(Tm(i+1)-Tm(i))>0.05
98     i=i+1;
99     cp_primo_m(i)=cp_primo_m_funz(Tm(i),alfa);
100     T4(i)=T3-Lt/cp_primo_m(i);
101     Tm(i+1)=(T3+T4(i))/2;
102 end
103
104 Tm=Tm(i)
105 cp_primo_m=cp_primo_m(i)
106 T4=T4(i)
107 R_primo=R_primo_funz(alfa)
108 beta_t=(T3/T4)^(cp_primo_m/(R_primo*eta_yc))
109
110 p4=p3/beta_t
111
112 %UGELLO
113 %verificare che sia critico-->p4/p0_s>beta_cr
114
115 beta_cr=(1+0.33/2)^(cp_primo_m/R_primo)
116 beta_n=p4/p0_s
117 if beta_n>beta_cr
118     disp('La gola dell''ugello è sicuramente critica')
119 end
120 Tt=T4*(1/beta_cr)^(R_primo/cp_primo_m)

```


ESERCITAZIONE 8 PARTE 2.a-b1

costanti calcolate a progetto su Matlab

k1	kc	kn
0,2902	0,2408	1,498

Parametri a progetto

η_{vc}	T0	T3°	T1°	T2°	β_c	p0	p1°	p4°	pt	w _t	l _{aj}	l _a
0,88	228,7	1250	262,49	563,44	11	0,3	0,4823	1,7188	0,9187	580,24	890,47	631,98

R	V	cp_m	γ'	Lc	α
287	1,409	1023,8	1,33	308120	53,2

u	q _{sj}
258,49	0,7599

TURBOJET OFF-DESIGN									
X=T3°/T3°**T3°/T1°	β_c	β_c/β_c^*	EPR	f(M1)	pt/p1°	(M=∞)		(M=0)	
						S _f /p1°A _t	S _f /p1°A _t	n/n*	n/n*
1,05	5,000	11,95	1,09	3,87	0,503	2,070	3,932	3,310	1,02
1,00	4,762	11,00	1,00	3,56	0,474	1,905	3,455	2,833	1,00
0,95	4,524	10,11	0,92	3,27	0,447	1,750	3,031	2,409	0,97
0,90	4,286	9,26	0,84	3,00	0,421	1,604	2,654	2,032	0,95
0,85	4,048	8,47	0,77	2,74	0,396	1,466	2,320	1,698	0,92
0,80	3,810	7,72	0,70	2,50	0,372	1,336	2,024	1,402	0,89
0,75	3,572	7,02	0,64	2,27	0,349	1,215	1,763	1,141	0,87
0,70	3,333	6,36	0,58	2,06	0,327	1,101	1,532	0,910	0,84
0,65	3,095	5,75	0,52	1,86	0,307	0,995	1,329	0,707	0,81
0,60	2,857	5,17	0,47	1,68	0,288	0,896	1,150	0,528	0,77
0,57	2,714	4,85	0,44	1,57	0,277	0,840	1,053	0,431	0,75
0,55	2,619	4,64	0,42	1,50	0,270	0,804	0,993	0,371	0,74
0,50	2,381	4,15	0,38	1,34	0,253	0,718	0,855	0,233	0,71

ESERCITAZIONE 8 PARTE 2.b2

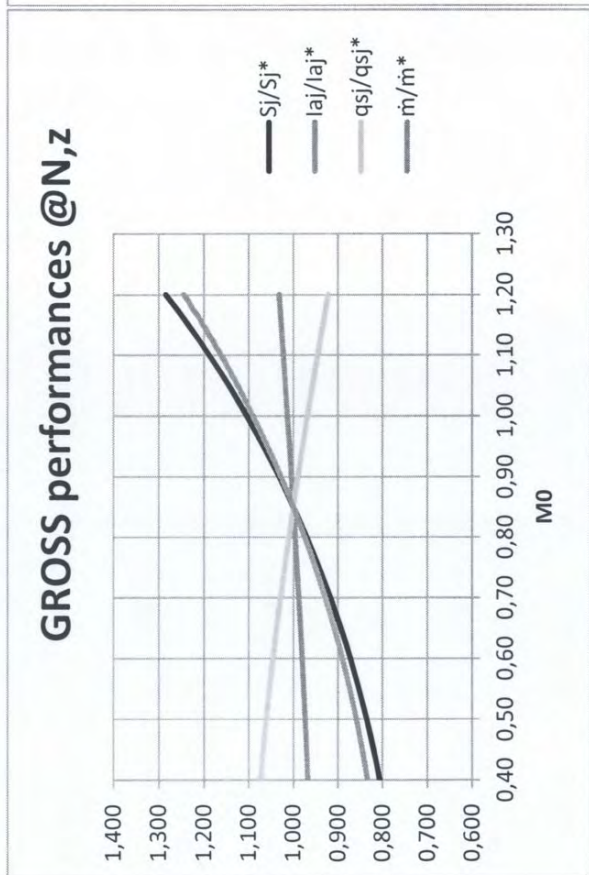
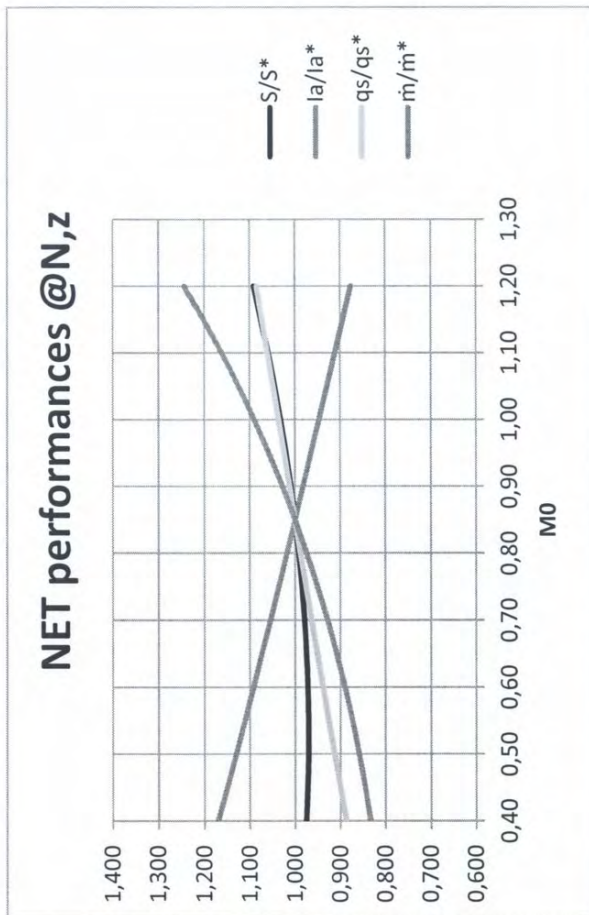
TURBOJET OFF-DESIGN : M0,z=cost, N VARIABILE										GROSS performances				
X=N/N*	T2°/T1°	βc	βc/βc*	ṁ/ṁ*	T3°/T1°	α/α*	w _t	w _t /wt*	p _t	S _j /S _j *	I _{aj}	I _{aj} /I _{aj} *	q _{sj} /q _{sj} *	
1,05	2,264	13,00	1,18	1,13	5,25	0,88	609,25	1,05	1,086	1,212	958,476	1,076	1,061	
1,00	2,147	11,00	1,00	1,00	4,76	1,00	580,24	1,00	0,919	1,000	890,471	1,000	1,000	
0,95	2,035	9,30	0,85	0,89	4,30	1,16	551,23	0,95	0,777	0,820	820,740	0,922	0,939	
0,90	1,929	7,86	0,71	0,79	3,86	1,36	522,22	0,90	0,657	0,668	749,270	0,841	0,876	
0,85	1,828	6,65	0,60	0,71	3,44	1,62	493,20	0,85	0,555	0,540	676,128	0,759	0,812	
0,80	1,734	5,63	0,51	0,64	3,05	1,99	464,19	0,80	0,470	0,432	601,490	0,675	0,744	
0,75	1,645	4,77	0,43	0,58	2,68	2,53	435,18	0,75	0,398	0,341	525,681	0,590	0,669	
0,70	1,562	4,05	0,37	0,53	2,33	3,39	406,17	0,70	0,339	0,266	449,217	0,504	0,585	
0,65	1,484	3,46	0,31	0,48	2,01	4,96	377,16	0,65	0,289	0,202	372,846	0,419	0,482	
0,60	1,413	2,96	0,27	0,45	1,71	8,67	348,14	0,60	0,247	0,150	297,586	0,334	0,345	
0,57	1,373	2,70	0,25	0,43	1,55	14,97	330,74	0,57	0,226	0,123	253,497	0,285	0,235	
0,55	1,347	2,55	0,23	0,42	1,44	27,91	319,13	0,55	0,213	0,106	224,749	0,252	0,142	
0,50	1,287	2,21	0,20	0,40	1,19	27,21	290,12	0,50	0,184	0,070	135,933	0,175	0,210	

NET performances

X=N/N*	I _a	I _a /I _a *	S/S*	q _s /q _s *
1,05	699,986	1,108	1,247	1,031
1,00	631,981	1,000	1,000	1,000
0,95	562,250	0,890	0,792	0,973
0,90	490,780	0,777	0,617	0,949
0,85	417,638	0,661	0,470	0,933
0,80	343,000	0,543	0,347	0,926
0,75	267,191	0,423	0,244	0,935
0,70	190,727	0,302	0,159	0,978
0,65	114,356	0,181	0,087	1,115
0,60	39,096	0,062	0,028	1,864
0,57	4,993	-0,008	0,003	8,454
0,55	-33,741	-0,053	0,022	-0,671
0,50	-102,557	0,162	0,065	0,226

ESERCITAZIONE 8 PARTE 2.b3

TURBOJET OFF-DESIGN : M0,z=cost, N VARIABILE										GROSS performances				
M0	T1°	T2°	β_c	β_c/β_c^*	$p0^\circ/p0$	\dot{m}/\dot{m}^*	α/α^*	w_t/wt^*	p_t	S_j/S_j^*	I_{aj}	I_{aj}/I_{aj}^*	q_{sj}/q_{sj}^*	
0,00	228,700	529,657	13,96	1,27	1,000	0,79	0,95	1,00	0,725	0,755	851,791	0,957	1,097	
0,05	228,817	529,774	13,95	1,27	1,002	0,79	0,95	1,00	0,726	0,756	851,947	0,957	1,096	
0,10	229,168	530,125	13,91	1,26	1,007	0,79	0,95	1,00	0,728	0,758	852,414	0,957	1,095	
0,15	229,752	530,710	13,85	1,26	1,016	0,80	0,95	1,00	0,731	0,762	853,189	0,958	1,093	
0,20	230,571	531,528	13,76	1,25	1,028	0,80	0,96	1,00	0,735	0,768	854,266	0,959	1,091	
0,25	231,623	532,580	13,65	1,24	1,045	0,81	0,96	1,00	0,741	0,775	855,640	0,961	1,087	
0,30	232,909	533,866	13,52	1,23	1,065	0,81	0,96	1,00	0,748	0,784	857,299	0,963	1,083	
0,35	234,429	535,386	13,36	1,21	1,089	0,82	0,96	1,00	0,756	0,794	859,235	0,965	1,079	
0,40	236,183	537,140	13,19	1,20	1,117	0,83	0,96	1,00	0,766	0,806	861,434	0,967	1,073	
0,45	238,171	539,128	13,00	1,18	1,150	0,85	0,97	1,00	0,776	0,820	863,883	0,970	1,067	
0,50	240,392	541,350	12,79	1,16	1,187	0,86	0,97	1,00	0,789	0,836	866,566	0,973	1,061	
0,55	242,848	543,805	12,56	1,14	1,230	0,87	0,97	1,00	0,803	0,853	869,468	0,976	1,053	
0,60	245,537	546,494	12,32	1,12	1,277	0,89	0,98	1,00	0,818	0,872	872,571	0,980	1,046	
0,65	248,460	549,417	12,08	1,10	1,330	0,91	0,98	1,00	0,835	0,894	875,858	0,984	1,037	
0,70	251,617	552,574	11,82	1,07	1,390	0,93	0,98	1,00	0,853	0,917	879,310	0,987	1,029	
0,75	255,008	555,965	11,55	1,05	1,455	0,95	0,99	1,00	0,873	0,942	882,910	0,992	1,020	
0,80	258,632	559,589	11,28	1,03	1,528	0,97	0,99	1,00	0,895	0,970	886,638	0,996	1,010	
0,85	262,491	563,448	11,00	1,00	1,608	1,00	1,00	1,00	0,919	1,000	890,476	1,000	1,000	
0,90	266,583	567,540	10,72	0,97	1,696	1,03	1,01	1,00	0,944	1,032	894,406	1,004	0,990	
0,95	270,909	571,866	10,44	0,95	1,792	1,06	1,01	1,00	0,972	1,067	898,409	1,009	0,979	
1,00	275,469	576,426	10,15	0,92	1,898	1,09	1,02	1,00	1,001	1,105	902,469	1,013	0,968	
1,05	280,263	581,220	9,87	0,90	2,015	1,12	1,03	1,00	1,033	1,145	906,569	1,018	0,957	
1,10	285,291	586,248	9,59	0,87	2,142	1,16	1,03	1,00	1,067	1,188	910,693	1,023	0,945	
1,15	290,552	591,509	9,31	0,85	2,281	1,20	1,04	1,00	1,104	1,234	914,825	1,027	0,934	
1,20	296,048	597,005	9,04	0,82	2,433	1,24	1,05	1,00	1,143	1,284	918,951	1,032	0,922	



Nel flusso: $\dot{m} = \text{cost}$
 $\dot{T}^0 = \text{cost}$

$$\rightarrow \dot{m} = \rho M \frac{\sqrt{\gamma}}{\sqrt{r-1}} \cdot A \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}$$

$$\Rightarrow A \propto \frac{1}{\rho M \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}}$$

RAPPORTO AREE

$$\Rightarrow \frac{A_0}{A_i} = \frac{\rho_i M_i \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2}}{\rho_0 M_0 \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2} = \mu$$

$$\frac{A_0}{A_i} = \frac{\rho_i M_i}{\rho_0 M_0} \sqrt{\mu}$$

Sostituiamo nell'equazione di \tilde{D}_a

$$\tilde{D}_a = \frac{\rho_i}{\rho_0} (1 + \gamma M_i^2) - \frac{\rho_i M_i}{\rho_0 M_0} \sqrt{\mu} \gamma M_0^2 - 1$$

e ricaviamo $\frac{\rho_i}{\rho_0}$

$$1 + \tilde{D}_a = \frac{\rho_i}{\rho_0} \left[(1 + \gamma M_i^2) - M_i M_0 \sqrt{\mu} \gamma \right]$$

$$\rightarrow \frac{\rho_i}{\rho_0} = \frac{1 + \tilde{D}_a}{(1 + \gamma M_i^2) - M_i M_0 \sqrt{\mu} \gamma}$$

ESPRESSIONE DI E_d

$$E_d = \frac{\rho_i^0}{\rho_0^0} = \frac{\rho_i (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2)^{\gamma/(\gamma-1)}}{\rho_0 (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{\gamma/(\gamma-1)}} = \left(\frac{\rho_i}{\rho_0} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \mu^{\gamma/(\gamma-1)}$$

Finalmente:

$$E_d = \frac{1 + \tilde{D}_a}{(1 + \gamma M_i^2)^2 - M_i M_0 \sqrt{\mu} \gamma} \cdot \mu^{\gamma/(\gamma-1)}$$

SUPERCRITICO \rightarrow motore vuole + portata corretta

$$\frac{\dot{m}}{P_1^0} > \left(\frac{\dot{m}}{P_1^0}\right)_{cr} \rightarrow f(M_1) > f(M_1)_{cr}$$

Voglio $\left(\frac{\dot{m}}{P_1^0}\right) \uparrow$ ma nel flusso SUPERS.
NON SI PUÒ FARE RICHIAMO
DI PORTATA

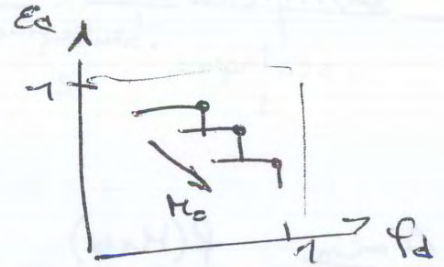
$\rightarrow P_1^0 \downarrow \Rightarrow$ URTO RISALE CONDOTTO



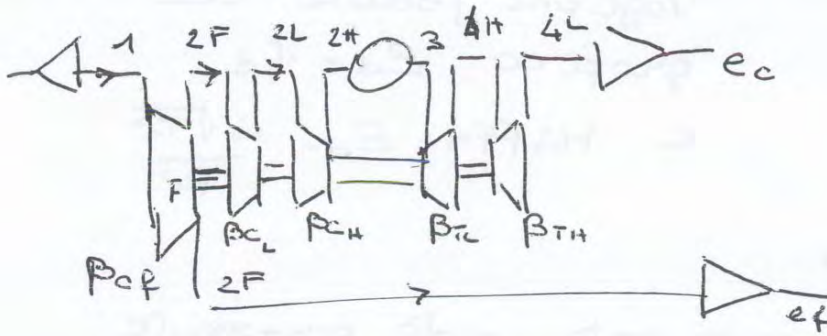
$\Sigma_d \downarrow$

VARIAZIONE DI M_0

$M_0 \uparrow \quad \sigma \downarrow \quad (f_d)_{cr} \uparrow \quad \Sigma_d \downarrow$



TURBOFAN



$$\tau = \frac{T_3^0}{T_3^{0*}} \quad \text{MANETTA}$$

$$BPR = \frac{m_f}{m_c}$$

8 parametri, 2 liberi
 M_0, τ

• UGELLI CRITICI

$$\beta_{TH}, \beta_{TL} = \text{cost}$$

$$\beta_{CF}, \beta_{CL}, \beta_{CH}, \beta_{TH}, \beta_{TL}, BPR, M_0, \tau$$

$$\rightarrow L_{THP} = \eta_T c_p T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_{TH}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \rightarrow L_{THP} \propto T_3^0$$

$$\rightarrow L_{TLP} = \eta_T c_p T_{4H}^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_{TC}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \rightarrow L_{TLP} \propto T_{4H}^0 \propto T_3^0$$

$$\rightarrow L_{TLP} = K_L \cdot T_3^0$$

Mancono 4 equazioni

- 1) Bilancio potenza albero di bassa
- 2) Relazione lavoro fon \leftrightarrow lavoro compr. bassa
- 3) Bilancio potenza albero di alta
- 4) Conservazione portata con BPR

1) BILANCIO POT. ALBERO BASSA

$$\frac{m_f}{m_c} \cdot c_p \frac{T_1^0}{T_1^0} \left(\beta_{CF}^{\frac{\delta-1}{\delta} \cdot \frac{1}{\eta_{FC}}} - 1 \right) + \frac{m_c}{m_c} c_p \frac{T_1^0}{T_1^0} \left(\beta_{CL}^{\frac{\delta-1}{\delta} \cdot \frac{1}{\eta_{FC}}} - 1 \right) = K_L \frac{T_3^0}{T_1^0} \frac{m_c}{m_c} \left(\frac{1+\tau}{\tau} \right)$$

$$\mu (\beta_{CF}^{\delta} - 1) + (\beta_{CL}^{\delta} - 1) = a \tau \quad (*)$$

2) Lavoro fon \leftrightarrow compressore

Stesso albero \rightarrow Lavoro $\propto N^2 \rightarrow L_{c,p} = K_{volte} \cdot L_{CF}$

$$(\beta_{CL}^{\delta} - 1) = K_C (\beta_{CF}^{\delta} - 1)$$

$$(4) \mu = K' \frac{P_{2F}^{\circ}}{P_{4L}^{\circ}} \sqrt{\frac{T_{4L}^{\circ}}{T_{2F}^{\circ}}} \rightarrow \beta_{CF}^{\delta}$$

• T_{4L}° or T_{3}°

• $P_{2F}^{\circ} = \frac{P_{2F}}{P_{1F}^{\circ}} \cdot P_1^{\circ} = \beta_{aF} \cdot P_1^{\circ}$

• $P_{4L}^{\circ} = \frac{P_{4L}}{P_{4H}^{\circ}} \cdot \frac{P_{4H}^{\circ}}{P_3^{\circ}} \cdot \frac{P_3^{\circ}}{P_{2H}^{\circ}} \cdot \frac{P_{2H}^{\circ}}{P_{2L}^{\circ}} \cdot \frac{P_{2L}^{\circ}}{P_{2F}^{\circ}} \cdot \frac{P_{2F}^{\circ}}{P_1^{\circ}} \cdot P_1^{\circ}$

$$= \frac{1}{\beta_{TLF}} \cdot \frac{1}{\beta_{THP_{const}}} \cdot \epsilon_b \cdot \beta_{eH} \cdot \beta_{cL} \cdot \beta_{cF} \cdot P_1^{\circ}$$

$$\rightarrow \mu \propto \frac{\beta_{CF}}{\beta_{cL} \beta_{cF}} \sqrt{\frac{T_{4L}^{\circ}}{\beta_{CF}^{\delta}}} = \frac{\beta_{CF}^{1-\delta/2}}{\beta_{cL} \beta_{cH}} \sqrt{T}$$

$$(2) \beta_{cL} = [K_c (\beta_{cF}^{\delta} - 1) + 1]^{1/\delta}$$

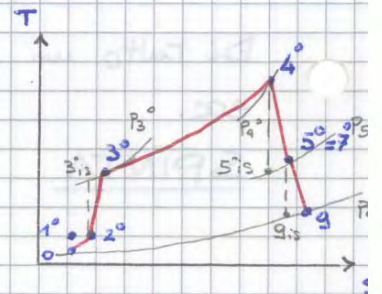
\rightarrow approx $\beta_{cL} \propto \beta_{cF}^{\delta} \quad 1 < \delta < 2$

$$\rightarrow \mu = \frac{1}{\beta_{cF}^{\delta + \frac{\delta}{2} - 1} \beta_{cH}} \sqrt{T}$$

se manetta \uparrow BPR \downarrow

COEFFICIENTI DI PERDITA PRESSIONE E RENDIMENTI DEGLI ORGANI DEL MOTORE

DIFFUSER	$\epsilon_d = \frac{P_{2^0}}{P_{1^0}}$	
COMPRESSOR		$\eta_{ac} = \frac{\text{LAVORO ID}}{\text{LAVORO REAL}} = \frac{h_{3^0s} - h_{2^0}}{h_{3^0} - h_{2^0}}$
BURNER	$\epsilon_b = \frac{P_{4^0}}{P_{3^0}}$	
TURBINE		$\eta_{GT} = \frac{\text{LAVORO REALE}}{\text{LAVORO ID}} = \frac{h_{4^0} - h_{5^0}}{h_{4^0} - h_{5^0s}}$
NOZZLE		$\eta_{AN} = \frac{\text{"ESPANSIONE REALE"}}{\text{ESPANSIONE ID}} = \frac{h_7^0 - h_8}{h_7^0 - h_{8s}}$



Espressione approx del rendimento propulsivo η_p [ugello adattato]

$$\eta_p = \frac{T \cdot u_{\infty}}{P_u}$$

$$T = m_a [(1+f) u_e - u_{\infty}]$$

SE $f \ll 1$ $T \approx m_a (u_e - u_{\infty})$

$$P_u = \frac{1}{2} m_e u_e^2 - \frac{1}{2} m_a u_{\infty}^2 = \frac{1}{2} m_a [(1+f) u_e^2 - u_{\infty}^2]$$

SE $f \ll 1$ $P_u \approx \frac{1}{2} m_a (u_e^2 - u_{\infty}^2)$

$m_a \approx m_e$

$$\eta_p \approx \frac{m_a (u_e - u_{\infty}) u_{\infty}}{\frac{1}{2} m_a (u_e^2 - u_{\infty}^2)} = \frac{2 (u_e - u_{\infty}) u_{\infty}}{(u_e + u_{\infty})(u_e - u_{\infty})} = \frac{2 u_{\infty}}{u_e + u_{\infty}} \quad u_e \downarrow \quad \eta_p \uparrow$$

$$\eta_p = \frac{2 u_{\infty} / u_e}{1 + u_{\infty} / u_e}$$

SPINTA AL DECOLLO

PUNTO FISSO $u_{\infty} = 0 \rightarrow T = m_e u_e \quad \frac{T}{m_a} = (1+f) u_e$

SEMBRA che $T \propto u_e \rightarrow$ un turbojet con post combustore mi DAREBBE UNA SPINTA MOOOOLTO + ALTA DI UN TURBOELCA.

.... E INVECE NO!

Utilizzando il rendimento termodinamico:

SPINTA A PUNTO FISSO

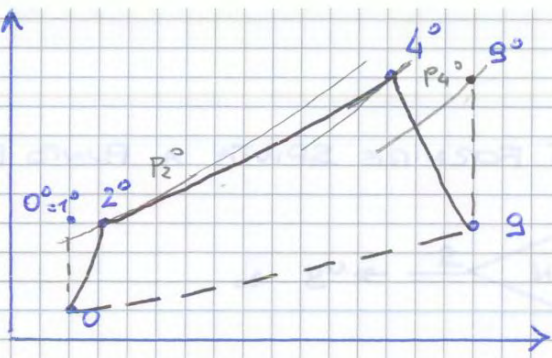
$$\eta_{th} = \frac{\frac{1}{2} m_e u_e^2}{m_i f H_i} \approx \frac{m_a u_e}{2 m_i f H_i}$$

$m_e \approx m_a$

$$\rightarrow T = \frac{2 \eta_{th} m_i f H_i}{u_e}$$

DATO IL η_{th} E FISSATO IL CONSUMO DI COMBUSTIBILE LA SPINTA AL DECOLLO PUÒ VENIR AUMENTATA ACCELERANDO UNA PORTATA D'ARIA MAGGIORE AD UNA VELOCITÀ DI SCARICO MINORE

$T \propto \frac{1}{u_e}$ SOLO AL DECOLLO



$$P_3^0 = \epsilon_m P_2^0 = \epsilon_d \epsilon_b \epsilon_m p_{\infty}^0$$

$$P_3 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \epsilon_d \epsilon_b \epsilon_m p_{\infty} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{\infty}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

IDEALE $P_3 = p_{\infty} \rightarrow M_3 = M_{\infty}$

REALE $P_3 = p_{\infty}$ MA $M_3 < M_{\infty}$

Quindi ideale o reale il RAMJET NON DÀ SPINTA A PUNTO FISSO.

SPINTA SPECIFICA

$$\frac{T}{m \dot{a}}$$

NON $\frac{T}{m \dot{a}}$!!



$$\frac{T}{m \dot{a}} = \frac{T}{m \dot{a}_1} \cdot \frac{m \dot{a}_1}{m \dot{a}} = \frac{m \dot{a}_1 [(1+f) u_g + BPR u_{1g} - (1+BPR) u_{10}]}{m \dot{a}_1 (1+BPR)}$$

$$TSPC = \frac{\frac{m \dot{a}_1}{m \dot{a}} f}{\frac{T}{m \dot{a}_1}} \rightarrow TSFC = \frac{f}{[(1+f) u_g + BPR u_{1g} - (1+BPR) u_{10}]}$$

$$\eta_P = \frac{T \cdot u_{10}}{P_u} = \frac{m \dot{a}_1 [(1+f) u_g + BPR u_{1g} - (1+BPR) u_{10}] u_{10}}{m \dot{a}_1 \left[\frac{1}{2} \rho u_g^2 + \frac{1}{2} BPR u_{1g}^2 - \frac{1}{2} (1+BPR) u_{10}^2 \right]}$$

$$= \frac{2 [(1+f) u_g + BPR u_{1g} - (1+BPR) u_{10}] u_{10}}{[(1+f) u_g^2 + BPR u_{1g}^2 - u_{10}^2]}$$

TURBOFAN A FLUSSI MISCELATI

DA' + SPINTA DEL TURBOFAN A FLUSSI SEPARATI, L'UNICO "PROBLEMA" STA NEL MIXER

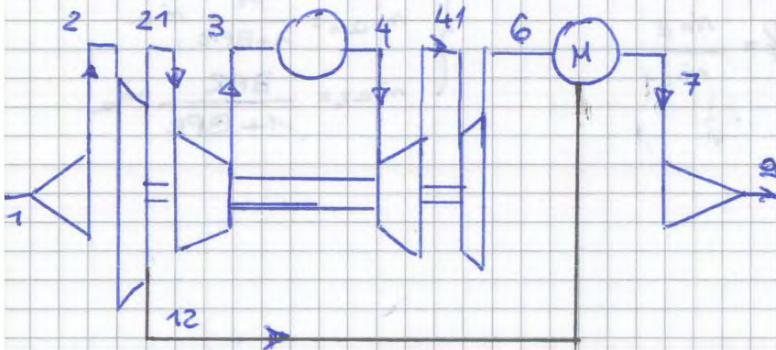
TURBOFAN MILITARI → TUTTI CON IL MIXER, RIVVISCONO LE 2 PORTATE PRIMA DI MANDARLE AL POST-BRUCIATORE

TURBOFAN CIVILI → CON MIXER MA PER MOTORI DI DIMENSIONI NON TROPPO ELEVATE.

IL Boeing 757 con motore Rolls-Royce RB211 ha fatto il record di economicità dei consumi

IL MIXER È UN OGGETTO PESANTE: BPR ↑ PESO MIXER ↑↑

→ SOPRA UN CERTO BPR NON CONVIENE + MISCELARE I FLUSSI



ENDOREATTORI

Definizioni

▣ $c = \frac{F}{\dot{m}_i}$ velocità efficace di scorcio
(average equivalent velocity at which propellant is ejected)

▣ $F = \dot{m}_i w_e + A_e (p_e - p_0)$

▣ $C_F = \frac{F}{p_e A_t}$

▣ $c^* = \frac{p_e A_t}{\dot{m}_i}$ velocità caratteristica

▣ Impulso totale

$$I_T = \int_0^{t_b} F dt$$

▣ Impulso specifico \Leftrightarrow ENERGIA CHE IL PROPELLENTE MI PUÒ DARE PER UNITÀ DI MASSA

$$I_s = \frac{I_T}{g_0 M_p}$$

" c^* " \rightarrow potenza chamber

C_F \rightarrow gain factor

c \rightarrow massa propellente

$$c = c^* C_F = I_s \cdot g_0$$

▣ $MR = \frac{\dot{m}_D}{\dot{m}_F} = \frac{M_D}{M_F}$

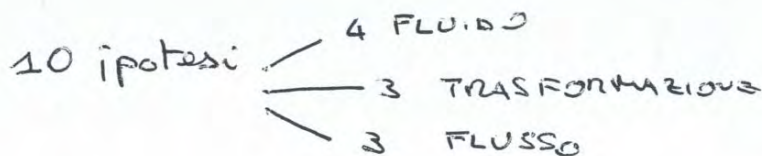
▣ $p = \frac{p_0 p_F (1 + MR)}{MR p_n + p_0}$

▣ $I_p = I_s \cdot p$

MODELLO DI ENDOREATTORE IDEALE

7 PRESTAZIONI: $F, c, c^*, C_F, I_T, I_s, I_p$

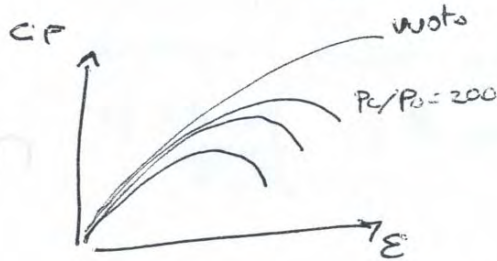
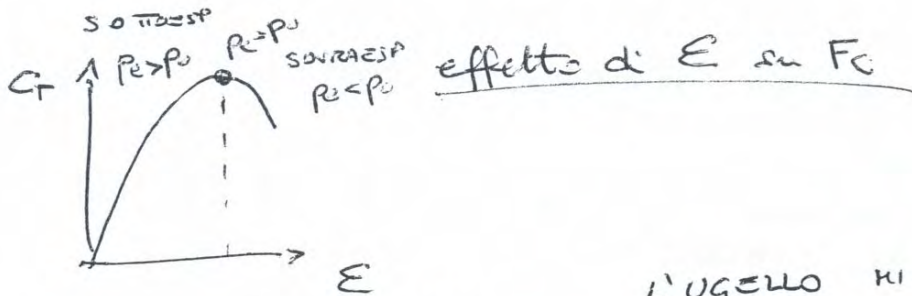
7 PARAMETRI: $T_0, \gamma, M, p_0, \epsilon, \frac{p_0}{p_e}, A_t$
chimica forma ucella giusta dimensioni



$$C_F = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \varepsilon \left(\frac{P_e}{P_0} - \frac{P_0}{P_e} \right)$$

nel vuoto

$$C_F \left(\gamma, \varepsilon, \frac{P_0}{P_e} \right) = C_{Fvuoto}(\gamma, \varepsilon) - \varepsilon \left(\frac{P_0}{P_e} \right)$$



L'UGELLO MIGLIORE È SEMPRE QUELLO ADATTATO → FALSO

FISSATO $\frac{P_0}{P_e} \rightarrow$ MAX C_F per ADATTAMENTO

FISSATO $E \rightarrow$ MAX C_F NEL VUOTO

quota ↑, $P_0 \downarrow \rightarrow$ ESPANDE DI PIÙ.

Massimo ideale → ADATTAMENTO NEL VUOTO

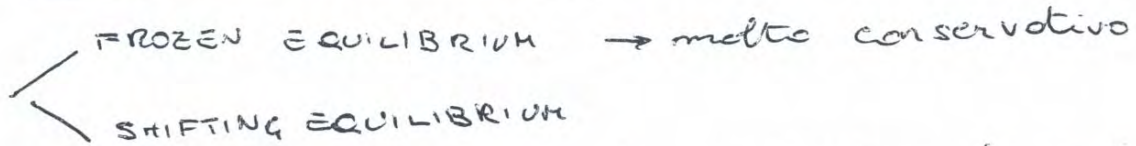
$$P_0 = P_e = 0$$

$$C_{FMAX} = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}$$

il max è intorno a 2, dipende dal γ .

Perdite nell'ugello

1) PERDITE CINETICHE → CINETICA CHIMICA



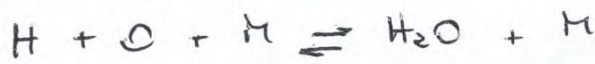
Lungo ugello $w \uparrow$ ma andando così veloci le molecole riescono a riassociarsi prima della fine dell'ugello?

→ TEMPO RIASSOCIAZIONE VS. TEMPO IN UGELLO

Modello + realistico

CONV. SUBSONICO → SHIFTING

DIV. SUPERSONICO → FROZEN



← rate backward
 → rate forward

y = concentrazione di una specie



$$\frac{dy}{dt} = \frac{dy}{dx} \cdot \frac{dx}{dt} = \frac{dy}{dx} \cdot w$$

PROBLEMA STAZIONARIO

Stazione per stazione $y = \text{cost}$
 nel tempo

LUNGO UGELLO $w \uparrow$, $\frac{dy}{dx} \downarrow$ poiché le molecole si riassociano.

▲ basse pressioni camere combustione → ALTA DISSOC.

POMPE

- OPERANO SU LIQUIDI \Rightarrow INCOMPRESSIBILI!

$$L_i = \int v dp + L_w + \Delta E_k + \Delta E_g$$

\downarrow
ATTIRTI

Equazione della pressione totale

$$P^0 = P + \rho g z + \frac{1}{2} \rho v^2$$

$\frac{P}{\rho g} \quad \frac{\rho g z}{\rho g} \quad \frac{\frac{1}{2} \rho v^2}{\rho g}$

$$H = \frac{P}{\rho g} + z + \frac{v^2}{2g}$$

H = total head, battente totale

$\frac{P}{\rho g}$ = quota piezometrica

z = " geometrica

$\frac{v^2}{2g}$ = " cinetica

Pompa



Prevalenza manometrica della pompa H_u :
energia ricevuta dal liquido per unità di peso

$$H_u = H_2^0 - H_1^0 = \frac{(P_2 - P_1)}{\rho g} + (z_2 - z_1) + \frac{(c_2^2 - c_1^2)}{2g}$$

pois alla variazione di carico totale

(\Rightarrow variazione di pressione) subita dal liquido nell'attraversamento della macchina

LAVORO INTERNO PER UNITÀ DI MASSA

$$L_i = g \cdot H_u + L_w \rightarrow \text{perdite per attriti}$$

Rendimento
idraulico

$$\eta_Y = \frac{g H_u}{L_i}$$

$$\left. \begin{array}{l} g H_u = \text{lavoro utile} \\ \text{oppure} \\ L_u = \int v dp \\ = \frac{\Delta p}{\rho} \end{array} \right\}$$

Numero di giri specifico		Diometro specifico	
SI.	$n_s = \frac{\omega \sqrt{Q}}{(g H_u)^{3/4}}$		$d_s = \frac{d \cdot (g H_u)^{1/4}}{\sqrt{Q}}$
	$N_s = \frac{n \sqrt{Q}}{H_u^{3/4}}$		$D_s = \frac{d \cdot H^{1/4}}{\sqrt{Q}}$
	$N_s = 2730 n_s$		$D_s = 0,0198 d_s$

$\psi = \frac{\Delta p}{\rho U^2}$ coeff. di pressione

$L = \psi \cdot U^2$

* I numeri 2730 e 0,0198 tengono conto delle conversioni da sistema anglosassone a SI

~~Coefficiente di portata~~
 ~~$\frac{Q}{U^2}$~~

