



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

**Appunti universitari**

**Tesi di laurea**

**Cartoleria e cancelleria**

**Stampa file e fotocopie**

**Print on demand**

**Rilegature**

NUMERO : 475

DATA : 18/02/2013

# A P P U N T I

STUDENTE : Murru

MATERIA : Motori per Aeromobili + Esercizi

Prof. Pastrone

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

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

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

## Motori per Aeromobili AA 2011/12

### 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 <sub>c</sub> = 69 bar	LOX/LH2 O/F = 5.2 p <sub>c</sub> = 55 bar	NTO/MMH O/F = 1.647 p <sub>c</sub> = 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 a 1 bar e 298 K.

	Simbolo	Unità di misura	Motore A-1	Motore A-2	Motore A-3
<b>Motore</b>			(SEA LEVEL)	(VACUUM)	(VACUUM)
spinta	F <sub>0</sub>	kN	3340	670	-
tempo di funzionamento	t <sub>b</sub>	s	165	250	-
impulso specifico	I <sub>sp0</sub>	s	262	426	-
ossidante			LOX	LOX	NTO
portata	m <sub>o0</sub>	kg/s	892	131	-
densità	ρ <sub>o</sub>	kg/m <sup>3</sup>	1143	1143	1447
combustibile			RP-1	LH2	MMH
portata	m <sub>f0</sub>	kg/s	405	26	-
densità	ρ <sub>f</sub>	kg/m <sup>3</sup>	808	71	879
rapporto di miscela	r <sub>m0</sub>		2.2	5	-
<b>Camera di spinta</b>			tubolare	tubolare	
raffreddamento			rigenerativo	rigenerativo	ablat./irrag.
spinta	F	kN	3327	665	11
impulso specifico	I <sub>s</sub>	s	268.69	441.21	317.13
pressione uscita iniettori	p <sub>i</sub>	bar	75.5	60.3	15
pressione totale ugello	p <sub>e</sub>	bar	68.9	55.2	10
portata ossidante	m <sub>o</sub>	kg/s	885.4	128.9	2.20
portata combustibile	m <sub>f</sub>	kg/s	376.8	24.8	1.34
rapporto di miscela	r <sub>m</sub>		2.35	5.2	1.647
densità media	ρ	kg/m <sup>3</sup>	1017	333	1163
Impulso spec. per densità	I <sub>p</sub>	kg s/m <sup>3</sup>	273291.7	146800.7	268838.3
velocità caratteristica reale	c	m/s	1721.33	2287.29	1695.83
fattore di correzione c	η	%	97.5	97.5	98.1
coefficiente di spinta	C <sub>F</sub>		1.5313	1.8923	1.8375
fattore di correzione C <sub>F</sub>	η <sub>F</sub>	%	98	101	100
rapporto di contrazione	ε <sub>c</sub>		1.6	1.6	3.4
rapporto di espansione	ε		14	40	35
pressione uscita ugello	p <sub>e</sub>	bar	0.522	0.110	0.021
area di gola	A <sub>t</sub>	cm <sup>2</sup>	363	637	60
Lunghezza caratteristica	L*	m	1.14	0.66	0.81
forma ugello			campana 80%	campana 75%	campana 70%

# ESERCITAZIONE 1

## ENDORCATORE A PROPELLENTI LIQUIDI PER LANCIATORE A 3 STADI

CONSIDERIAMO UN LANCIATORE A 3 STADI:

A1	LOX / RP-1	GAS GENERATOR
A2	LOX / LH2	TAP OFF
A3	NTO / MMH	PRESSURIZZAZIONE

TALE SUDDIVISIONE SERVE PER MASSIMIZZARE IL CARICO UTILE E SI IMPIEGANO MOTORI DIVERSI, CON PRESTAZIONI DIVERSE, PER LE DIFFERENTI FAS.

ASSUMIAMO CHE A1 ZANORI A SEA LEVEL, MENTRE A2 e A3 NEL VUOTO

$P_0/P_{at} > 2,5 \rightarrow$  SEPARAZIONE DEL FLUSSO  
 $P_0 \gg P_{at} \rightarrow$  SI HA RICOMPRESSIONE ATRAVERSO URTI INTERNI ALL'UGELLO

ALL'AUMENTARE DELLA QUOTA Z, L'UGELLO PASSA DA SOTTOESPANSO AD ADATTATO, e POI A SOVRAESPANSO.

### CALCOLO DELLE PRESTAZIONI

consideriamo a portata ideale: poiché  $\gamma$  e R dipendono dal fluido,  $\Gamma$  è diverso per i tre reattori.

$$\frac{P_{at}}{\sqrt{RT}} \cdot \Gamma \quad \text{con} \quad \Gamma = \frac{\sqrt{\gamma}}{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}}}$$

$$\rightarrow \Gamma_1 = 0,652, \Gamma_2 = 0,666, \Gamma_3 = 0,656$$

CONSIDERIAMO INOLTRE UN FLUSSO FROZEN, OGGI LE CONDIZIONI ALL'ENTRATA DELL'UGELLO NON VARIANO

$$T_r^0 = T_c^0, \quad P_r^0 = P_c^0, \quad \gamma, R = \text{cost}, \quad MH = 1$$

$$C_{FD}^* = \frac{P_{at}}{m_{fd}} = \frac{\sqrt{RT}}{\Gamma}, \quad \text{con } R = R^*/M$$

$$C^* = \Gamma^* C_{FD}^*$$

$R_1 = 369,53 \text{ J/kgK}$	$C_{FD1}^* = 1766,47$
$R_2 = 692,88 \text{ J/kgK}$	$C_{FD2}^* = 2366,94$
$R_3 = 395,93 \text{ J/kgK}$	$C_{FD3}^* = 1728,68$
$\Gamma_1^* = 0,975$	$C_1^* = 1721,33$
$\Gamma_2^* = 0,975$	$C_2^* = 2287,29$
$\Gamma_3^* = 0,981$	$C_3^* = 1695,83$

TROVIAMO INOLTRE CHE

$$E = \frac{A_e}{A_r} = \frac{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ \left(\frac{P_e}{P_r}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - \left(\frac{P_e}{P_r}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right]}}$$

$$F = m_{fue} + A_e (P_e - P_0) \quad C_F = \frac{F}{P_{at}} = C_{FD} \cdot P_r; \quad C_{FD} = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ 1 - \left(\frac{P_e}{P_r}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right] + E \frac{P_e - P_0}{P_r}}$$

per A1 sono noti  $P_{e1} = 0,522 \text{ bar}$  e  $P_{r1} = 68,9 \text{ bar}$

$$C_{FD1} = C_{FD10} \cdot E \cdot P_r/P_e$$

quindi  $\chi = P_e/P_r = 7,576 \cdot 10^{-3}$  e posso ricavare  $E_1 = 14$

Per A2 e A3 sono noti  $E_2$  e  $E_3$  e  $P_{e2}$  e  $P_{e3}$ . Per ottenere  $P_{r2}$  si procede con un processo iterativo che porta al calcolo di  $\chi$ , da cui poi è facile trovare  $P_r$  ( $P_e/P_r = \chi$ )

$$\text{mentre } \chi = \frac{\chi^{3/8} - \chi^{1/8}}{(1 + \chi^{1/8})^{3/8}} \quad \text{si trova infine } \chi_2 = 0,002 \rightarrow P_{e2} = 0,1104 \text{ bar}$$

$$\chi_3 = 0,0021 \rightarrow P_{e3} = 0,021 \text{ bar}$$

A QUESTO PUNTO, CON LE FORMULE VISTE PRIMA:

$C_{FD1} = 1,5626$	$P_{r1} = 0,98$	$C_{F1} = 1,5313$	$C_1 = 2635,9$	$I_{s1} = 268,69 \Delta$
$C_{FD2} = 1,8736$	$P_{r2} = 1,01$	$C_{F2} = 1,8923$	$C_2 = 1328,2$	$I_{s2} = 461,21 \Delta$
$C_{FD3} = 1,8343$	$P_{r3} = 1$	$C_{F3} = 1,8375$	$C_3 = 3111,0$	$I_{s3} = 317,13 \Delta$

DOVE SI RICORDA CHE  $C = C^* \cdot C_F$  e  $I_s = C/g_0$  con  $g_0 = 981 \text{ m/s}^2$

NOTA F POSSIAMO CALCOARE L'AREA DI CUI COEFF  $A_T = \frac{F}{P_{at} C_F}$

NOTO A PROGETTO IN FIXING RATE (km) TRAVO  $m = \frac{m}{1 + km}$  e  $m_0 = \frac{m \cdot v_m}{1 + km}$  dove  $m = \frac{F}{C}$

$A_{T1} = 0,3158 \text{ m}^2$	$\dot{m}_1 = 1262,2 \text{ Kg/s}$	$\dot{m}_{01} = 835,4 \text{ Kg/s}$	$m_{E1} = 376,8 \text{ Kg/s}$
$A_{T2} = 0,0637 \text{ m}^2$	$\dot{m}_2 = 1531,6 \text{ Kg/s}$	$\dot{m}_{02} = 128,9 \text{ Kg/s}$	$m_{E2} = 261,8 \text{ Kg/s}$
$A_{T3} = 5,996 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$	$\dot{m}_3 = 3,54 \text{ Kg/s}$	$\dot{m}_{03} = 2,20 \text{ Kg/s}$	$m_{E3} = 1,34 \text{ Kg/s}$

INFINE CALCOLO  $I_p = I_s \cdot P$

dove  $P = \frac{P_e - P_0}{P_0 + P_e - P_{at}}$

$P_1 = 1017,12 \text{ Kg/m}^3$	$I_{p1} = 273291,7 \text{ Kg/m}^3$
$P_2 = 332,73 \text{ Kg/m}^3$	$I_{p2} = 146100,7 \text{ Kg/m}^3$
$P_3 = 1163,07 \text{ Kg/m}^3$	$I_{p3} = 268838,3 \text{ Kg/m}^3$

# Esercitazione 2

DIMENSIONAMENTO DEL SISTEMA DI ALIMENTAZIONE A GAS PRESSIONE ALTE PER UN ENDONEUTORE A PROPELLENTI LIQUIDI STORABILI

## 1 - DIMENSIONAMENTO DEL PROPULSORE

- SI TRASCURA L'INERZIA E SI SUPPONE DI ESPELLERE SUBITO TUTTO IL PROPELLENTE (UNICO PROCESSO ADIABATICO)

$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 3994 \text{ m/s}$  *delta V da imprimere per il cambio orbita.*

FORMULA DI TSJOL-KOWSKI:  $\Delta V = C \cdot \ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right)$

sostituendo:  $\frac{m_i}{m_f} = \exp\left(\frac{\Delta V}{C}\right) = 3,61642$  [1]

Valute le masse

$m_i = m_{st} + m_{s} + m_{g} + m_{s} + 1,16 \text{ mp}$  [2]

$m_f = m_{st} + m_{s} + m_{g} + m_{s} + 0,16 \text{ mp}$  [3]

$m_{st}$  = struttura e payload

$s$  = serbatoio

$g$  = serbatoio

$p$  = propellente

considero il volume di He necessario

$V_0 = \frac{8p}{P_0 - P_1} \cdot \frac{m_p}{P_0} \rightarrow \frac{V_0}{m_p} = 1,0257 \cdot 10^{-4} \frac{\text{m}^3}{\text{kg}}$  [4];  $m_g = \frac{P_0}{\gamma R T_0} \cdot V_0 = 49,297 V_0$

Calcolo la massa del serbatoio uguagliando la forza del gas con quella esercitata dalla struttura

$F = F' \rightarrow \pi r^2 P_0 K = 2\pi r \Delta G$  dove  $\Delta = \frac{r P_0 K}{2\sigma r}$

quindi  $m_{\Delta} = 4 \cdot (P_0 \cdot \frac{r P_0 K}{2\sigma r} \cdot 4\pi r^2) = \frac{K P_0}{\sigma r} P_0 V_0 = 287,18 V_0$

Abbiamo 4 equazioni in 4 incognite ( $m_i, m_f, V_0, m_p$ )

[1]	SOSTITUENDO	$V_0 = 1,193 \text{ m}^3$	inoltre	$m_g = 59,825 \text{ Kg}$
[2]	SI OTTENE	$m_p = 14634,25 \text{ Kg}$		$m_s = 342,7 \text{ Kg}$
[3]		$m_i = 16080,87 \text{ Kg}$		
[4]		$m_f = 4466,65 \text{ Kg}$		

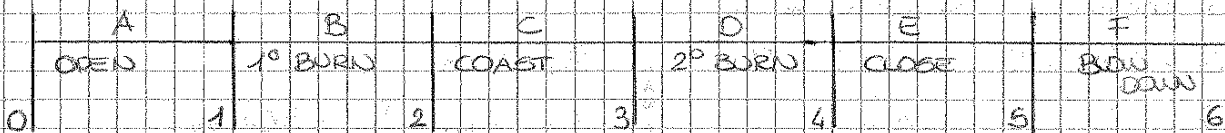
Calcolo ora il volume totale di propellente

$V_0 = \frac{m_p}{\rho_p} = 10 \text{ m}^3$   
 $V_r = 0,5 \cdot V_0 = 5 \text{ m}^3$   
 $V_d = 0,05 (V_0 + V_r) = 0,575 \text{ m}^3$   
 $V_{tot} = V_0 + V_r + V_d = 12,075 \text{ m}^3$

Alla massa di Elio calcolata occorre aggiungere quella nel viaggio

$m_{He} = \frac{P_0 V_{He}}{R T_0} = 0,475 \text{ Kg} \rightarrow m_{g_{tot}} = m_g + m_{He} = 59,3 \text{ Kg}$

## 2 FUNZIONAMENTO



CONDIZIONI INIZIALI



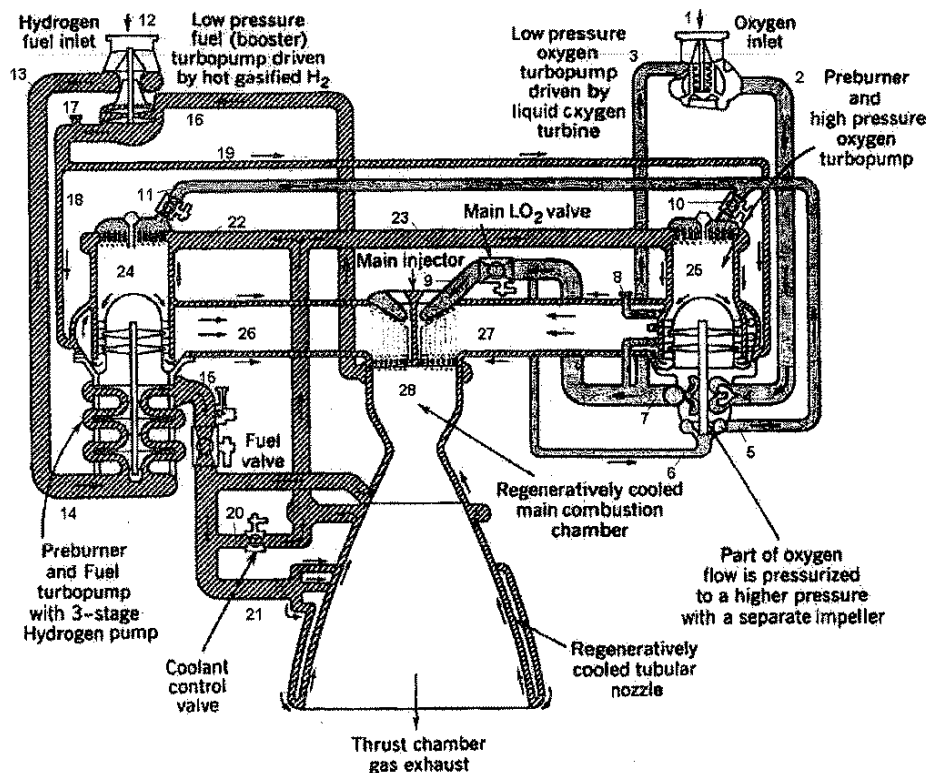
IN HE:  $P_0 = 30 \text{ MPa}$   
 $T_0 = 293 \text{ K}$   
 $m_0 = 59,825 \text{ Kg}$

IN TANK:  $P_0 = 0,5 \text{ MPa}$   
 $T = 293 \text{ K}$   
 $m_0 = 0,475 \text{ Kg}$

### Motori per aeromobili – Esercitazione 3

#### Sistema di alimentazione con turbopompe – SSME (Modified staged combustion)

Si analizzi il sistema di alimentazione dello SSME (Space Shuttle Main Engine), qui sotto rappresentato in forma semplificata.



Si analizzino i gruppi turbopompa, tenendo conto dei dati riportati nella figura allegata, relativa al funzionamento a 104.5% RPL (Rated Power Level), e dei seguenti dati:

1) Valori di pressioni/portate e proprietà gas precombustori

Stazione	Pressione (psia)	Portata (lb/s)
4	360	1120
6	3875	110
7	4025	1138
14	258	155
	M (kg/kmol)	$\gamma$
24	3.77	1.36
25	3.22	1.38

2) Dati turbopompe

	Pompa	$P$ (kg/m <sup>3</sup> )	Turbina
LPOTP	assiale, $\eta = 0.68$	1140	6 stadi idraulica LOX, $\eta = 0.7$
HPOTP	Main:centrifuga 1 stadio, doppia, $\eta = 0.72$ , D=0.16m Boost:centrifuga 1 stadio, $\eta = 0.76$	1140	3 stadi a reazione, $\eta = 0.746$
LPFTP	assiale 1 stadio, $\eta = 0.71$	72.67	2 stadi a reazione GH2, $\eta = 0.58$
HPFTP	centrifuga 3 stadi, $\eta = 0.75$ , D = 0.32 m	74.25	2 stadi a reazione, $\eta = 0.8$

## 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

- Titan II second-stage fuel (centrifugal)
- Titan II first-stage oxidizer (centrifugal)
- △ M-1 main-stage LH<sub>2</sub> (axial)
- Mark 9 main-stage LH<sub>2</sub> (axial)
- Mark 25 main-stage LH<sub>2</sub> (axial) NERVA
- △ Atlas sustainer oxidizer (centrifugal)
- ▽ H-1 oxidizer (centrifugal)
- X-8 LH<sub>2</sub> (centrifugal)
- ◇ H-1 fuel (centrifugal)

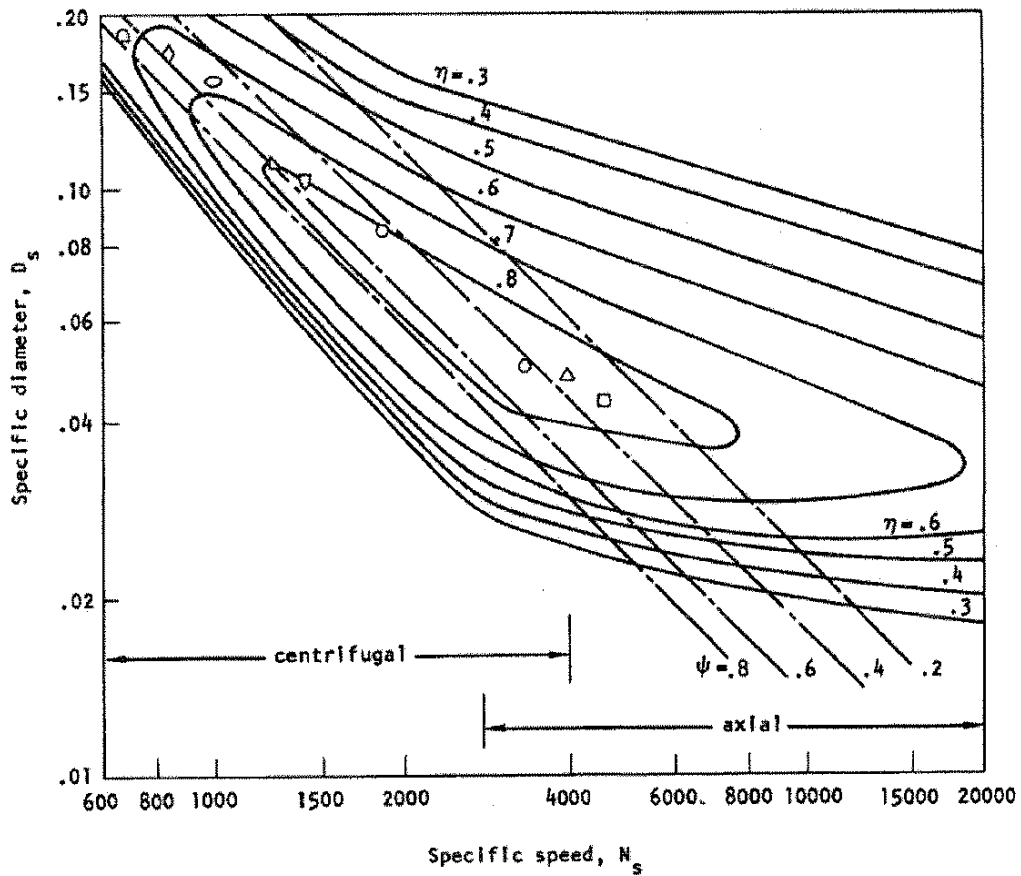


Figure 3. — Representative  $N_s - D_s$  diagram for centrifugal and axial flow turbopumps.



• CARATTERISTICHE

Voglio CALCOARE PER OGNI STADIO DI COMPRESSORE, il Numero di giri ed il diametro caratteristico ( $N_s$ ,  $D_s$ )

$$N_s = \frac{\omega \sqrt{Q}}{(gH)_s^{3/4}} \quad D_s = \frac{D \cdot (gH)_s^{1/4}}{\sqrt{Q}} \quad \text{con } Q = \frac{m^3}{s}$$

DAI DATI TROVATO CHE  $\omega_H = 34,11 \text{ RPM} = 3593 \frac{\text{rad}}{s}$   $D_2 = 0,16$   
 $\omega_0 = 22,25 \text{ RPM} = 2380 \frac{\text{rad}}{s}$   $D_1 = 0,32 \text{ m}$

ESEGUENDO I CALCOLI TROVO CHE

	4Hz	Lox (MAIN)	Lox (BOOST)
CARICO			
$Q_H$	163,3	21,8	18,5
$N$ [rpm]	34311	22250	22250
$D$ [m]	0,32	0,16	0,16
$Q$ [m <sup>3</sup> /s]	0,95	0,22	0,044
$\omega$ [rad/s]	3593	2380	2380
$U$ [m/s]	575	~185	~185
$N_s$	0,388	0,64	0,307
$N_s$	1053	1646	839
$d_s$	6,86	4,04	8,92
$D_s$	0,47	0,85	0,177
$\psi_{\text{Prot}}$	1/4 (0,47)	0,55	0,46

TABLE I  
INTERNAL-BURNING STAR

<p>A. First phase</p> <p>Burning perimeter:  <math display="block">\frac{S}{l} = 2n \left[ \frac{\sin \frac{\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]</math></p> <p>neutral burning for  <math display="block">\frac{\pi}{2} + \frac{\pi}{n} = \frac{\theta}{2} + \cot \frac{\theta}{2}</math></p> <p>Initial port area:  <math display="block">\frac{A_p}{l^2} = n \sin \frac{\pi}{n} \left( \cos \epsilon \frac{\pi}{n} - \sin \epsilon \frac{\pi}{n} \cdot \cot \frac{\theta}{2} \right) + 2n \frac{f}{l} \left[ \frac{\sin \frac{\pi}{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]</math></p>	<p>B. Second phase</p> <p>Burning perimeter:  <math display="block">\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)</math></p> <p>Final losses:  <math display="block">\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[ \epsilon \frac{\pi}{n} + \sin^{-1} \left( \frac{l}{y+f} \sin \epsilon \frac{\pi}{n} \right) \right] \right)</math></p> <p>and  <math display="block">\sigma_f = \frac{A_f/l^2}{\pi \left( 1 + \frac{y+f}{l} \right)^2} - A_{p0}/l^2</math></p>
--	--

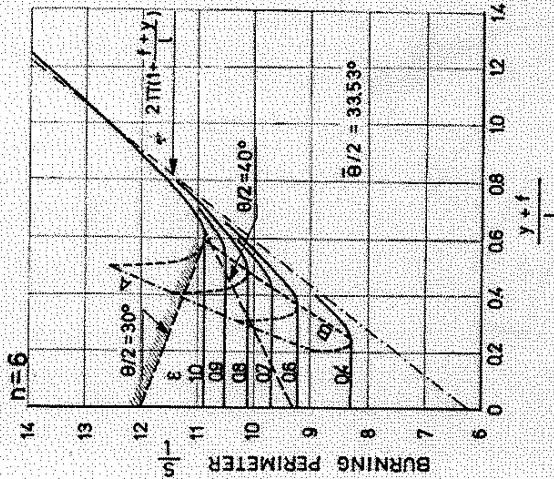


Fig. 6.8. Dimensionless burning perimeter of a six-pointed star as a function of the reduced burnt distance.

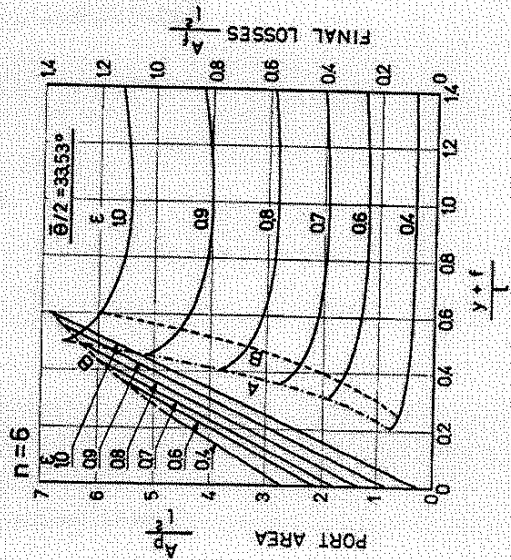


Fig. 6.9. Dimensionless port area (first phase) and sliver area (second phase) of a six-pointed star as functions of the reduced burnt distance.

# ESERCITAZIONE 4

PROGETTO PRELIMINARE DI ENDOREATTORE A PROPELLENTE SOLIDO CON GRANO CILINDRICO A STELLA

REQUISITI:  $T_b = 245$  ;  $F = \text{costante}$  (GRANO NEUTRO)  
 $I_p = 50 \text{ MN}$   
 $P_c = 50 \text{ bar}$   
 $P_e = 1013 \text{ bar}$   
 UGELLO ADATTATO  
 $R_F = 0,98$

## 1) DIMENSIONAMENTO GRANO E UGELLO

INTRODUCO  $r = a_0 \cdot e^{-\alpha p(T_b - T_0)} P_c^n = a R^n$  , VELOCITÀ DI REGRESSIONE  
 $C^* = C_0 e^{-\beta p(T_b - T_0)} P_c^m = C' P_c^m$  , VELOCITÀ CARATTERISTICA  
 $P_{eq} = (K P_0 a C')^{1/(1-m-n)}$

$T_b = T_0 = 294 \text{ K}$

DAI DATI FORNITI NEL TESTO RICOVO

$r = a_0 P_c^n = 0,923 \text{ cm/s}$

$C^* = C_0 P_c^m = 1567,8 \text{ m/s}$

CALCOLIAMO POI  $\Pi$  (portata corretta) e  $P_e/P_c$ , per trovare E

$\Pi = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} = 0,6599$  ( $\gamma = 1,25$ ) e  $\frac{P_e}{P_c} = 2,026 \cdot 10^{-2}$

con cui

$E = \frac{A_E}{A_T} = \frac{\Pi}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}} = 6,295$

$C_F = C^* \cdot \Pi \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]} + E \left(\frac{P_e}{P_c} - \frac{T_0}{T_b}\right) = 1,497$

$C = C^* \cdot C_F = 2317,0 \text{ m/s}$

$I_b = \frac{C}{g_0} = \frac{2317,0}{9,81} = 236,065$

DOICHÈ VOGLIO LA SPINTA COSTANTE (GRANO NEUTRO) POSSO TROVARE IL VALORE DELLA SPINTA:

$F = \frac{I_p}{t_b} = \frac{50 \cdot 10^6}{24} = 2083 \text{ kN}$

E LA PORTATA NECESSARIA A REALIZZARLA

$\dot{m}_g = F/C = 899,2 \text{ kg/s}$  (dove C = Velocità di efflusso dei Gas)

E LA QUANTITÀ TOTALE DI PROPELLENTE DA IMBARCANRE

$M_g = \dot{m}_g \cdot t_0 = 21380 \text{ Kg}$

E L'AREA DA GARANTIRE AL GRANO (E LA LUNGHEZZA SE FOSSE UN CILINDRO PIENO)

$A_b = \frac{\dot{m}_g}{\rho_b \cdot r} = 65,99 \text{ m}^2$  ( $L_b = r \cdot t_b = 1,494 \text{ m}$ )

DETERMINO COSÌ LA SEZIONE DI GRANO E IL KLETON FACTOR

$F = P_e A_T C_F \rightarrow A_T = F/P_e C_F = 0,287 \text{ m}^2$  ;  $K = \frac{A_b}{A_T} = 201,14$

TROVO COSÌ LE CARATTERISTICHE DELL'UGELLO

$A_e = E A_T = 1,750 \text{ m}^2$  e  $D_e = 2 \sqrt{\frac{A_e}{\pi}} = 1,493 \text{ m}$

## Motori per Aeromobili AA 2011/12

### Esercitazione 5

#### Spinta lorda, contributo alla spinta dato dall'ugello ed adattamento della spinta

Si consideri un ugello semplicemente convergente.

Nella sezione di ingresso ugello, di area  $0.15 \text{ m}^2$ , regna una temperatura totale pari a  $1000 \text{ K}$ , una pressione totale di  $3 \text{ bar}$  e una pressione statica pari a  $2.6 \text{ bar}$ . Il gas ha una costante di  $287 \text{ J/kgK}$  e l'esponente dell'isentropica pari a  $4/3$ . Sapendo che la pressione ambiente vale  $1 \text{ bar}$  si valutino

1. la spinta lorda
2. la forza esercitata sul condotto
3. i vantaggi che si avrebbero aggiungendo un divergente per adattare la spinta

2 - DETERMINARE LA FORZA ESERCITATA SUL CONDOTTO

Tale FORZA, detta anche SPINTA INTERNA, è ottenibile come contrazione tra:

$$F = S_{INT} = (SF)_{mi} - (SF)_e, \text{ con } SF = A_i [P_i (1 + \gamma M^2) - P_o]$$

Trovo che  $S_{S_e} = (SF)_e = 29491 \text{ N}$

$$(SF)_{mi} = A_{mi} [P_{mi} (1 + \gamma M_{mi}^2) - P_o] = 35336 \text{ N}$$

e quindi

$$F = 35336 - 29491 = 5845 \text{ N}$$

$F = 5845 \text{ N}$

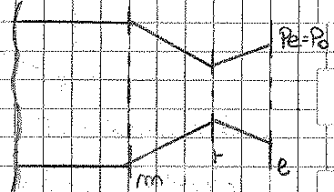
3 - VALUTARE I VANTAGGI APPORTATI DALL'ACQUISTA DI UN DIVERGENTE

L'aggiunta di un divergente porterebbe il ugello a essere adattato ( $P_e = P_o$ ), che comporta:

$$S_{S_{Ad}} = m_e W_e + A_t (P_e - P_o) \Rightarrow S_{S_t} = m_e W_e$$

$$W_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} R T_{0m} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_{0m}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} = 742,94 \text{ m/s}$$

$$S_{S_{Ad}} = m_e W_e = 29722 \text{ N}$$



L'INCREMENTO DI SPINTA È

$$\Delta S_S = S_{S_{Ad}} - S_{S_t} = 231,09 \text{ N}$$

E IL GUADAGNO

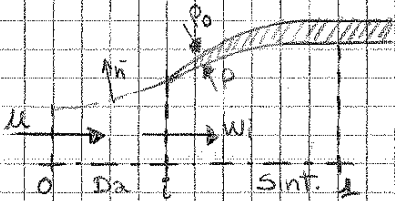
$$G_S = \frac{\Delta S_S}{S_S} = 0,784 \%$$

$\Delta S_S = 231 \text{ N}$

$G_S = 0,78 \%$

# ESERCITAZIONE 6

VALUTAZIONE DELLA RESISTENZA ADDIZIONALE - CASO DI PRESA DI PITOT IN VOLO SUPERSONICO.



La resistenza addizionale ( $D_a$ ), detta anche SPINTA PREINARRESSO, è ESPRIMIBILE COME

$$D_a = (Sf)_i - (Sf)_0$$

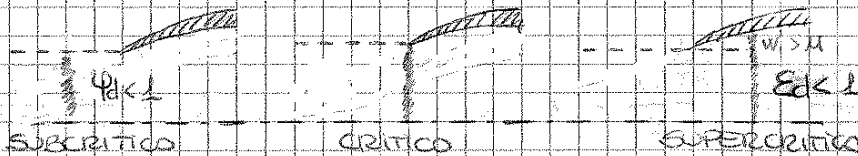
ESSE SI COMPONE CON LA SPINTA INTERNA COME:

$$S = S_{int} + D_a$$

DOVE  $D_a$  È POSITIVO ORO DE RECUPERABILE GRAZIE

ALLA CARENATURA ED È NULO SIA NEL CASO DI UNO AVVEZIA CHE IN VOLO SUPERSONICO ( $D_a = 0$ )

A progetto si sceglie una presa che abbia  $P_{int}$  e  $E_d = 1$ . Gli effetti della MANETA ( $M_i$ ) POSSONO GENERARE (\*) RIENTRO DI PORTATA E VIZIO ESTERNO (SUBCRITICO) O (\*) AUMENTO DI PORTATA TRAMITE LA DIMINUZIONE DI  $P_i$  (SUPERCRITICO) INTENDE È PIÙ ENERGICO (SUPERCRITICO)



1- ESPRIMERE LA RESISTENZA ADDIZIONALE,  $D_a$  e  $C_{Da}$

$$D_a = \int (P - P_0) n dA = m_i w_i + A_i (P_i - P_0) - m_i u = (Sf)_i - (Sf)_0$$

LA FORZA ADIMENSIONATA È  $\tilde{D}_a = \frac{D_a}{\rho_0 A_i}$

MENTRE IL COEFFICIENTE È ESPRESSO COME  $C_{Da} = \frac{D_a}{\frac{1}{2} \rho_0 u^2 A_i} = \frac{2 D_a}{\rho_0 u^2 A_i}$

\* SVILUPPANDO LE PRECEDENTI FORMULAZIONI:

$$D_a = (P_i - P_0) A_i - (P_0 - P_0) A_0 = [P_i (1 + \gamma M_i^2) - P_0] A_i - [P_0 (1 + \gamma M_0^2) - P_0] A_0$$

$$\tilde{D}_a = \left[ \frac{P_i}{P_0} (1 + \gamma M_i^2) - 1 \right] \left[ \gamma M_0^2 \frac{A_0}{A_i} \right] \quad \text{dove} \quad \frac{A_0}{A_i} = \varphi_d \quad \text{e} \quad \frac{P_i}{P_0} = E_d$$

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

TUTTA I PARAMETRI  $E_d$  e  $\varphi_d$  SONO A LORO VOLTA FUNZIONE DI  $M_0$  e  $M_i$

$$E_d(M_0) = \frac{(\gamma+1) M_0^2}{2 + (\gamma+1) M_0^2} \cdot \frac{\gamma+1}{2 \gamma M_0^2 - (\gamma+1)} \quad \text{e} \quad \frac{P_i}{P_0} = E_d \cdot \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}$$

$$\varphi_d(M_0, M_i) = \frac{A_0}{A_i} = \frac{P_0}{P_i} \cdot \frac{f(M_i)}{f(M_0)} = E_d \cdot \frac{M_i}{M_0} \cdot \frac{2 + (\gamma-1) M_0^2}{2 + (\gamma-1) M_i^2}$$

PER CUI SI TROVA INFINE CHE  $\tilde{D}_a = f(M_0, M_i)$ ,  $C_{Da} = f(M_0, M_i)$

## Motori per Aeromobili AA 2011/12

### 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**
  - $T_3^o = 1300 \text{ K}$      $\beta_0 = 9$
- **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	$L_o = 313.1085 \text{ kJ/kg}$

$$\alpha = 50.332 \quad c_p(T_{23}) = 1.1627 \text{ kJ/kg/K} \quad R' = 292.43 \text{ J/kg/K}$$

$T_m \text{ (K)}$	$c_p$ (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	$L_t = 560.754 \text{ kJ/kg}$

$$P/m = 240.96 \text{ kW/kg/s} \quad J = 2.3259 \quad \eta_g = 0.281$$

$q_p$ 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 K, p = 0.95 bar
- T = 273 K, p = 1 bar
- T = 300 K, p = 1 bar
- T = 315 K, p = 0.98 bar

supponendo di mantenere invariati il Mach di volo, il numero di giri corretti dell'utilizzatore, e la portata di combustibile corretta.

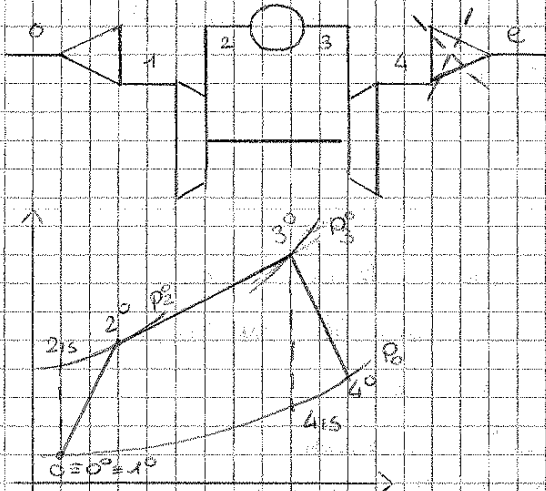
#### 3) REGOLAZIONE

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

# ESERCITAZIONE 7

TURBINA A GAS CHE REALIZZA UN CICLO SEMPLICE



CONSIDERIAMO I SEGUENTI PARAMETRI

- PRESA D'ARIA ISENTROPICA  $T_0^0 = T_0 = T_2^0$   
 $P_0^0 = P_0 = P_2^0$

- SCARICO LIBERO  $P_4 = P_0$

- PUNTO DI FUNZIONAMENTO A PROGETTO  
 $T_0 = 288 \text{ K}$ ,  $P_0 = 1 \text{ bar}$ ,  $\dot{m}_0 = 0$

- PARAMETRI DI PROGETTO  $T_3^0 = 1300 \text{ K}$   
 $\beta_c = 9$

- DATI COMPONENTI

$E_d = 1$   
 $E_b = 0,96$ ,  $\beta_b = 0,98$   
 $\eta_{2c} = \eta_{4t} = 0,85$   
 $\eta_{amb} = \eta_{int} = 0,98$

- COMBUSTIBILE  $\alpha_{st} = 14,7$   
 $H_i = 43100 \text{ KJ/kg}$

- FLUIDI:  $c_p = 946 + 0,1846 \cdot T$   
 $c_p' = c_p + \alpha (54,418 + 0,7556 \cdot T)$

$R = 287 \text{ J/kgK}$   $R' = R(1 + 0,06\alpha)$   $A = \frac{1 + \alpha \beta_c}{1 + \alpha}$

## 1 - PROGETTO E VALUTAZIONE PRESTAZIONALE DEL TURBOALBERO

### • PRESA D'ARIA (0-1)

SI TRATTA DI UNA TRASFORMAZIONE ADIABATICA ed ISENTROPICA

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

$$P_1^0 / P_0^0 = P_2^0 / P_0^0 = 1$$

### • COMPRESSORE (1-2)

$$P_2^0 / P_1^0 = \beta_c = 9 \rightarrow P_2^0 = 9 P_0^0 = 9 \text{ bar}$$

Per calcolare  $T_2^0$  e  $c_p$  USO UN PROCESSO ITERATIVO: SCEGLIO UN VALORE TENTATIVO di  $T_{2f}$ , calcolo il  $c_p$  con la relazione delle polinomiali

$$T_{2_{\text{NEW}}}^0 = (\beta_c)^{1/\gamma_c} \cdot T_0^0 \quad \text{se a questo punto } \frac{|T_2^0 - T_{2f}|}{T_2^0} \ll 1 \text{ considero}$$

BUONO IL MIO RISULTATO, ALTRIMENTI RIPETO IL PROCESSO CON UNA  $T_{2f}$  di tentativo MEDIA TRA QUELLA PRECEDENTE E IL SUO RISULTATO

$$T_{2_{\text{MEDIA}}}^0 = \frac{T_{2f}^0 + T_{2_{\text{NEW}}}^0}{2}$$

→ TROVO  $T_2^0 = 592,31 \text{ K}$  e  $c_p = 1028,9 \text{ J/kgK}$   
 da cui

$$\dot{Q}_c = c_p (T_2^0 - T_1^0) = 33 \cdot 1088 \text{ KJ/kg}$$

### • COMBUSTORE (2-3)

$$\dot{Q}_{amb} H_i = (\dot{m}_i + \dot{m}_0) (T_3^0 - T_2^0) c_p' \rightarrow \dot{Q}_{amb} H_i = (1 + \alpha) c_p' (T_3^0 - T_2^0)$$

considero una temperatura media  $T_{m23} = \frac{T_2^0 + T_3^0}{2} = 946,15 \text{ K}$

$$\text{Trovo } c_p' = \frac{\dot{Q}_{amb} H_i}{(1 + \alpha)(T_3^0 - T_2^0)} = c_p + \frac{1 + \alpha \beta_c}{1 + \alpha} (54,418 + 0,7556 T_{m23})$$

$$\text{da cui } \alpha = \frac{\dot{Q}_{amb} H_i / (T_3^0 - T_2^0) - (1 + \alpha_{st}) [54,418 + 0,7556 T_{m23}]}{946 + 0,1846 \cdot T} = 50,33$$

$$\text{e quindi } A = \frac{1 + \alpha \beta_c}{1 + \alpha} = 0,306, \quad R' = R(1 + 0,06A) = 292,43 \text{ J/kgK}, \quad c_p' = 1,1627 \text{ KJ/kgK}$$

INFINE

$$P_3^0 / P_0^0 = E_b \cdot \beta_c = 8,64$$



Es 7 pt 2

(1)  $T = 315 K, p = 0,93$

$P = P_{STE} = 922,42 Kw \uparrow$

$m_b = m_{b,STE} = 279,36 Kg/h \uparrow$

$T_3 = T_3^* \theta = 1421,88 K$

$N/N^* = \sqrt{\theta} = 1,094$

FUORI DAI PARAMETRI MASSIMI DI REGOLAZIONE

3 - REGOLAZIONE E VALUTAZIONE PRESTAZIONI

CERCHIAMO OGGI DI RICAVARE LE CURVE  $N/N^*$  e  $P/P^*$  IN FUNZIONE DI  $T_3/T_3^*$  E SUCCESSIVAMENTE LEGGIAMO LA VARIAZIONE DI  $P/N^*$  CON  $P/P^*$ .

- IPOTESI:  $H_0 = 0$  cost,  $R_{ic}, R_{it}, R_{im}, R_{mt} = cost$   $E_b, E_d, R_b = cost$
- $C_p, C_p \Rightarrow$  UGUALI ALLE CONDIZIONI DI PROGETTO (CONSIDERO PICCOLE VARIAZ. DI DENSITA)
  - con  $C_{p,12} = 1,0299 KJ/KgK$
  - consideriamo  $\alpha/\alpha^* = cost = 1,02$
  - $L_c \propto N^2$
  - TURBINA CRITICA
  - $N = N^*$

RELAZIONI FONDAMENTALI (VALIDE PER TUTTI I CASI)

(1)  $\frac{P}{P^*} = \frac{m}{m^*} \cdot \frac{L}{L^*}$ , (2)  $\frac{N}{N^*} = \frac{P}{P^*} \cdot \frac{\alpha^*}{\alpha}$

$J = \frac{P^*}{P}$

con (2)  $\frac{\alpha}{\alpha^*} = \frac{1 - T_3^*/T_3^*}{T_3/T_3^* - T_3^*/T_3^*}$ , (3)  $\frac{m_b}{m_{b,STE}} = \frac{m}{m^*} \cdot \frac{\alpha}{\alpha^*}$ , (4)  $\frac{m}{m^*} = \frac{P_3}{P_3^*} \sqrt{\frac{T_3^*}{T_3}}$ , (5)  $\frac{L}{L^*} = J^* \frac{L_c}{L_c^*} (\theta^* - 1) \frac{L_c}{L_c^*}$

a) TURBINA MONOALBERO

COME MANETTA HPOICO  $X = T_3/T_3^*$



$N = N^* \sqrt{\theta} = cost$ ;  $L_c \propto N^2 = cost$   
 $T_3, P_3, P_3^* = cost$

PER L'IPOTESI DI TURBINA CRITICA:  $\frac{m \sqrt{T_3^*}}{P_3} = cost$

INOLTRE PER LE IPOTESI FATE, TUTTI I RENDIMENTI E LE CADUTE DI PRESSIONE RESTANO COSTANTI, PERCO

$\beta_T = E_b \cdot P_c \cdot E_d \cdot \frac{P_3}{P_3^*} \cdot P_0 = cost$

DA CUI

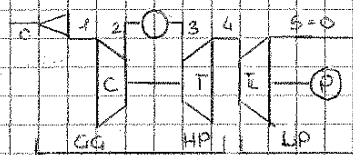
$L_c = C_p T_3 (1 - 1/3^{1/\gamma}) \propto T_3 \Rightarrow L_c/L_c^* = T_3/T_3^*$  e  $m/m^* = \sqrt{\frac{T_3^*}{T_3}}$

NELLA TABELLA 1.1 SI RIPORTANO GLI ANDAMENTI DELLE GRANDEZZE AL VARIARE DELLA MANETTA X, FINO AD OTTENERE  $P^*/P \approx 0,5$

Si nota che, in un monoalbero: se  $T_3 \downarrow$ ,  $L_c \downarrow$  e  $m \uparrow \Rightarrow P \downarrow$  e  $N \downarrow$   
 per ridurre la potenza occorre una forte variazione di  $T_3$  poiché l'aumento della portata riduce il calo.

b) TURBINA BIALBERO

COME MANETTA ASSONNATO  $X = T_3/T_3^*$



Abbiamo in più il parametro  $n_{ca}$ , con la condizione  $P = P_{lim}$

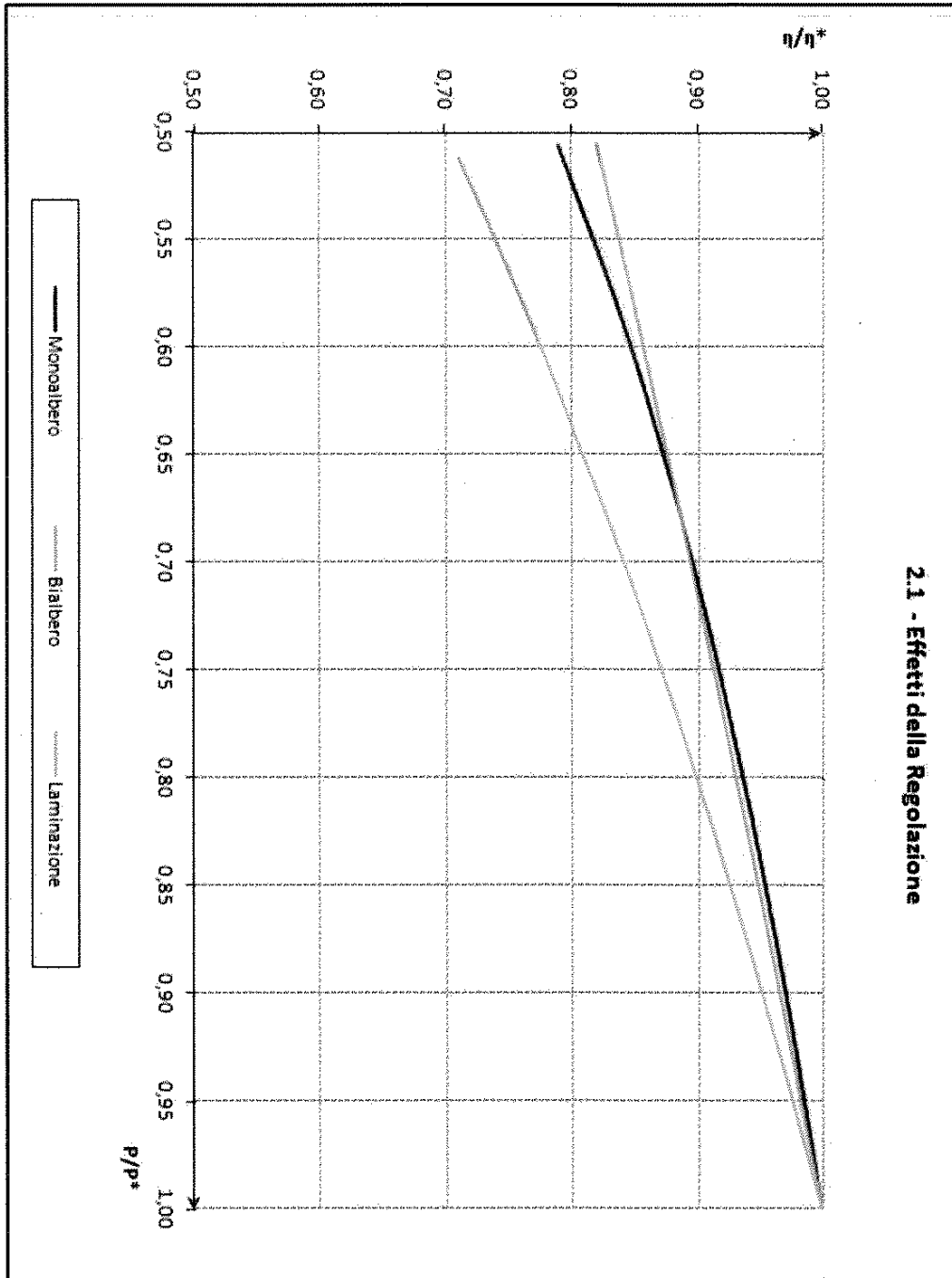
Supponiamo inoltre che l'utilizzatore sia a giri costanti  
 $N = cost \Rightarrow T_1 = critica$  e  $T_4 = bloccata$   
 riporto le equazioni per il caso considerato.

$\frac{L_{c3}}{L_{c3}^*} = \frac{L_c}{L_c^*} \propto X$ ;  $\beta_c = \left(\frac{T_3}{T_3^*}\right)^{1/\gamma}$ ,  $\beta_T = \frac{E_b E_d}{\beta_{ca}}$ ,  $\beta_r = \beta_{ca} \cdot \beta_{12} = \beta_c \cdot E_d$ ,  $\frac{m}{m^*} = \frac{P_c}{P_c^*} \sqrt{\frac{T_3^*}{T_3}}$

$\frac{T_3}{T_3^*} = 1 + X \left(\frac{T_3^*}{T_3^*} - 1\right)$ ,  $\frac{T_3}{T_3^*} = \frac{T_3}{T_3^*} \cdot \frac{T_3^*}{T_3^*}$ ;  $\frac{\alpha}{\alpha^*} = \frac{1 - T_3^*/T_3^*}{1 - T_3/T_3^*}$

$\frac{L_c}{L_c^*} = \frac{T_3}{T_3^*} \frac{1 - 1/3^{1/\gamma}}{1 - 1/3^{1/\gamma}}$ ,  $\frac{L_c}{L_c^*} = J^* \frac{L_c}{L_c^*} - (\theta^* - 1) \frac{L_c}{L_c^*}$

COME PRIMA, NELLA TABELLA 1.2 E' PRESENTE 2° ANDAMENTO DELLE GRANDEZZE IN FUNZIONE DELLA MANETTA X



Turbina balbero										
$x = T3/T3^{**}$	$T2/T1^*$	$\beta_c$	$\beta_R$	$m/m^*$	$\alpha/\alpha^*$	$m_b/m_b^*$	$LW/L^*$	$LV/L^*$	$PP^*$	$M/M^*$
1.00000	2.05655	9.00000	8.64000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000
0.99000	2.04599	8.85984	8.50545	1.00504	1.01427	0.99090	0.98152	0.97027	0.98647	0.99553
0.98000	2.03542	8.72115	8.37231	1.01015	1.02895	0.98173	0.96314	0.94076	0.97292	0.99102
0.97000	2.02486	8.58393	8.24057	1.01535	1.04407	0.97249	0.94485	0.91147	0.95935	0.98649
0.96000	2.01429	8.44817	8.11024	1.02062	1.05963	0.96318	0.92666	0.88241	0.94577	0.98192
0.95000	2.00373	8.31385	7.98130	1.02598	1.07567	0.95380	0.90856	0.85358	0.93217	0.97731
0.94000	1.99316	8.18098	7.85374	1.03142	1.09220	0.94435	0.89057	0.82498	0.91855	0.97268
0.93000	1.98260	8.04955	7.72756	1.03695	1.10925	0.93483	0.87268	0.79661	0.90492	0.96801
0.92000	1.97203	7.91954	7.60275	1.04257	1.12683	0.92522	0.85489	0.76848	0.89128	0.96331
0.91000	1.96146	7.79094	7.47931	1.04828	1.14498	0.91555	0.83720	0.74059	0.87762	0.95858
0.90000	1.95090	7.66376	7.35721	1.05409	1.16373	0.90579	0.81962	0.71295	0.86395	0.95381
0.89000	1.94033	7.53798	7.23646	1.06060	1.18310	0.89595	0.80214	0.68556	0.85027	0.94902
0.88000	1.92977	7.41360	7.11705	1.06660	1.20313	0.88603	0.78478	0.65841	0.83657	0.94419
0.87000	1.91920	7.29060	6.99898	1.07211	1.22384	0.87602	0.76752	0.63152	0.82287	0.93932
0.86000	1.90864	7.16898	6.88222	1.07833	1.24529	0.86593	0.75037	0.60490	0.80915	0.93443
0.85000	1.89807	7.04873	6.76678	1.08465	1.26749	0.85575	0.73334	0.57853	0.79542	0.92950
0.84000	1.88751	6.92984	6.65265	1.09109	1.29051	0.84547	0.71642	0.55243	0.78168	0.92454
0.83000	1.87694	6.81231	6.53982	1.09764	1.31437	0.83511	0.69962	0.52660	0.76793	0.91956
0.82000	1.86637	6.69613	6.42828	1.10432	1.33914	0.82465	0.68293	0.50104	0.75417	0.91454
0.81000	1.85581	6.58128	6.31803	1.11111	1.36485	0.81409	0.66636	0.47576	0.74040	0.90949
0.80000	1.84524	6.46776	6.20905	1.11803	1.39157	0.80343	0.64992	0.45076	0.72663	0.90441
0.79000	1.83468	6.35557	6.10135	1.12509	1.41936	0.79267	0.63360	0.42605	0.71285	0.89930
0.78000	1.82411	6.24469	5.99491	1.13228	1.44828	0.78181	0.61740	0.40163	0.69907	0.89417
0.77000	1.81355	6.13512	5.88972	1.13961	1.47841	0.77083	0.60133	0.37751	0.68528	0.88901
0.76000	1.80298	6.02685	5.78578	1.14708	1.50981	0.75975	0.58539	0.35368	0.67149	0.88383
0.75000	1.79242	5.91987	5.68308	1.15470	1.54258	0.74855	0.56958	0.33016	0.65769	0.87862
0.74000	1.78185	5.81418	5.58161	1.16248	1.57680	0.73724	0.55390	0.30694	0.64389	0.87339
0.73000	1.77128	5.70975	5.48136	1.17041	1.61258	0.72580	0.53835	0.28404	0.63010	0.86814
0.72000	1.76072	5.60660	5.38234	1.17851	1.65001	0.71424	0.52295	0.26146	0.61630	0.86287
0.71000	1.75015	5.50471	5.28452	1.18678	1.68923	0.70256	0.50768	0.23920	0.60250	0.85758
0.70000	1.73959	5.40406	5.18790	1.19523	1.73035	0.69074	0.49255	0.21727	0.58871	0.85229
0.69000	1.72902	5.30466	5.09248	1.20386	1.77353	0.67879	0.47757	0.19567	0.57492	0.84698
0.68000	1.71846	5.20650	4.99824	1.21268	1.81892	0.66670	0.46273	0.17440	0.56114	0.84166
0.67000	1.70789	5.10956	4.90518	1.22169	1.86669	0.65447	0.44803	0.15349	0.54736	0.83634
0.66000	1.69733	5.01385	4.81329	1.23091	1.91704	0.64209	0.43349	0.13292	0.53359	0.83102
0.65000	1.68676	4.91935	4.72257	1.24035	1.97017	0.62956	0.41910	0.11271	0.51983	0.82571
0.64000	1.67619	4.82605	4.63300	1.25000	2.02634	0.61687	0.40487	0.09285	0.50609	0.82040

## Motori per Aeromobili AA 2011/12

### Esercitazione 8

#### Turbogetto monoflusso monoalbero

##### 1) ON-DESIGN

Si considera un turbogetto monoflusso calcolato nelle seguenti condizioni

- **Punto di progetto**
  - $M_0 = 0.85$   $z=30000$  ft  $\rightarrow T_0 = 228.7$  K  $p_0 = 0.3$  bar
- **Parametri di progetto**
  - $T_3^0 = 1250$  K  $\beta_c = 11$  (NB: valori bassi di Tmax. Con T più elevate anche OPR sarà maggiore.)
- **Dati componenti**
  - $\varepsilon_d = \varepsilon_n = 1.00$   $\eta_{yc} = \eta_{yt} = 0.88$   $\varepsilon_b = 0.95$   $\eta_{mc} = \eta_{mt} = 0.99$   $\eta_b = 0.99$

##### Dati relativi ai fluidi

a) combustibile  $H_i = 10350$  kcal/kg  $\alpha_{st} = 14.8$

b) aria  $c_p = 946 + 0.1884 T$  (K) J/(kg K)  $R = 287$  J/(kg K)

c) gas combusti  $c_p' = c_p + A (54.418 + 0.07535 T(K))$  J/(kg K)  $R' = R (1 + 0.06 A)$  dove  $A = \frac{1 + \alpha_{st}}{1 + \alpha}$

##### RISULTATI ON-DESIGN

###### Ciclo e prestazioni

$u$ [m/s]= 258.5724  $\gamma_{m0} = 1.409085$   $t1$ [K]= 262.3893  $p1/p0 = 1.605338$

$t3$ [K]= 1250.000  $bc = 11.00000$

$T2$   $T4$   $TT$   $TE$  (K)

563.4618 992.2610 848.0897 632.7579

$P2$   $P4$   $PT$   $EPR$

17.65872 5.721924 3.075430 3.564311

ALFA  $BT$   $WT$   $WE$  [m/s]  $MACHE$

53.20333 2.931843 577.2053 902.4897 1.797204

LC  $LT$   $IA$   $IAE$  [m/s]

73.63681 73.74582 624.6397 660.8803

$P3$   $BN$   $QS$   $QSE$  [kg/h/daN]

16.77578 5.721439 1.083269 1.059830

etat  $etap$   $etatg$  (ugello adattato)

0.4684442 0.4472307 0.2098477

##### 2) FUNZIONAMENTO E PRESTAZIONI OFF-DESIGN

Supponendo che

- l'ugello sia critico
- il lavoro di compressione sia proporzionale al quadrato dei numero di giri
- i valori di  $\eta$ ,  $\varepsilon$ , calori specifici, costanti dei gas e rapporto di portata turbina/portata compressore siano quelli di progetto

a) Si tracci la linea di funzionamento

b) Considerando l'ugello semplicemente convergente

b1) si valuti la spinta lorda corretta al variare della manetta

b2) alla quota e velocità di progetto si valutino le prestazioni lorde e nette al variare del numeri di giri

b3) alla quota e numero di giri di progetto si valutino le prestazioni lorde e nette al variare del Mach di volo

b2) PRESTAZIONI LORDE VARIANDO  $N$  @  $M_0, z$

Vario  $N$ ,  $M_0$  e fissati  $\rightarrow T_1^0 = \text{cost}$ ;  $Lc \propto N^2$

$$\frac{Lc}{Lc^*} = \frac{N^2}{N^{2*}} = \frac{T_2^0/T_2^* - 1}{T_3^0/T_3^* - 1} \quad Lf \approx Lc \propto N^2; \quad Lf \propto T_3^0 \text{ perché l'ugello è critico (B* fissato)}$$

Si ricava quindi che  $N^2 \propto T_3^0 \rightarrow N/\sqrt{T_3^0} = \text{cost}$

Scego quindi la maneta

$$x = \frac{N}{\sqrt{T_3^0}} = \frac{T_3^*}{T_3^0}$$

$$\frac{T_3^0}{T_3^*} = \beta_c \rightarrow \beta_c \cdot \left[ x^2 \left[ \frac{T_2^*}{L^*} - 1 \right] + 1 \right] = \frac{C_0}{R} \beta_c$$

Voglio quindi valutare la variazione delle grandezze rispetto a quelle di progetto:

$$I_a = \frac{1+\alpha}{\alpha} W_f \left[ 1 + \left( 1 - \frac{\beta}{\beta_f} \right) \frac{1}{\beta_f} \right] - W \quad \text{con } W_f = \sqrt{\beta R T_1} \rightarrow \frac{W_f}{W_f^*} = \sqrt{x}$$

inoltre  $\frac{m}{m^*} = \frac{\beta_c}{\beta_c^*} \sqrt{\frac{T_3^*}{T_3^0}}$

$$\frac{S}{S^*} = \frac{m}{m^*} \cdot \frac{I_a}{I_a^*}, \quad \frac{q_s}{q_s^*} = \frac{\alpha^*}{\alpha} \frac{I_a^*}{I_a}, \quad \text{dove } \frac{\alpha}{\alpha^*} = \frac{T_3^0/T_3^* - T_3^*/T_3^0}{x \cdot T_3^*/T_3^0 - T_3^0/T_3^0}$$

$$\frac{I_s}{I_s^*} = \frac{I_a + W}{I_a^* + W^*}, \quad \frac{S_s}{S_s^*} = \frac{m}{m^*} \frac{I_s}{I_s^*}, \quad \frac{q_s}{q_s^*} = \frac{\alpha^*}{\alpha} \frac{I_s^*}{I_s}$$

Sono riportati in tabella 1.2 gli andamenti, mentre sono esati graficati in figura 1.3 e 1.4

b3) PRESTAZIONI LORDE VARIANDO  $M_0$  @  $N, z$

$N = \text{cost}$ ,  $z = z^*$

$$\frac{Lc}{C_0} = \frac{T_2^{0*} - T_2^0}{T_2^* - T_2^0} = \text{cost} = \left( \beta_c \frac{N^2}{C_0} \frac{1}{\beta_c} - 1 \right) T_1^0 \rightarrow \beta_c = \left[ 1 + \frac{Lc^*}{C_0 T_1^0} \right] \beta_c \frac{C_0}{R}$$

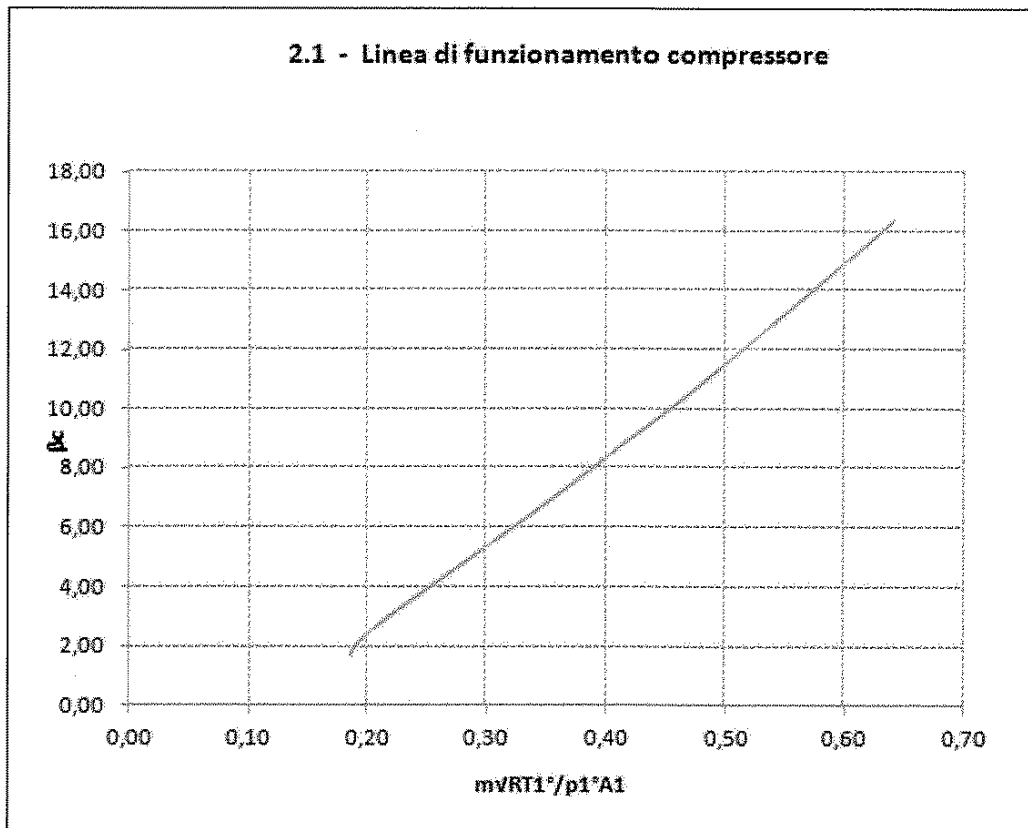
$$\frac{m}{m^*} = \frac{\beta_c/\beta_c}{(\beta_c^*/\beta_c^*)} \frac{\beta_c}{\beta_c^*}; \quad \beta_f \propto \beta_c \beta_c \text{ e } W_f \propto T_3^0 \rightarrow W_f = W_f^*$$

$$I_a = \frac{1+\alpha}{\alpha} W_f \left[ 1 + \left( 1 - \frac{\beta}{\beta_f} \right) \frac{1}{\beta_f} \right] - W; \quad \frac{\alpha}{\alpha^*} = \frac{T_3^0/T_3^* - T_2^0/T_2^*}{x T_3^*/T_3^0 - T_2^0/T_2^*} = \frac{1}{C_0}$$

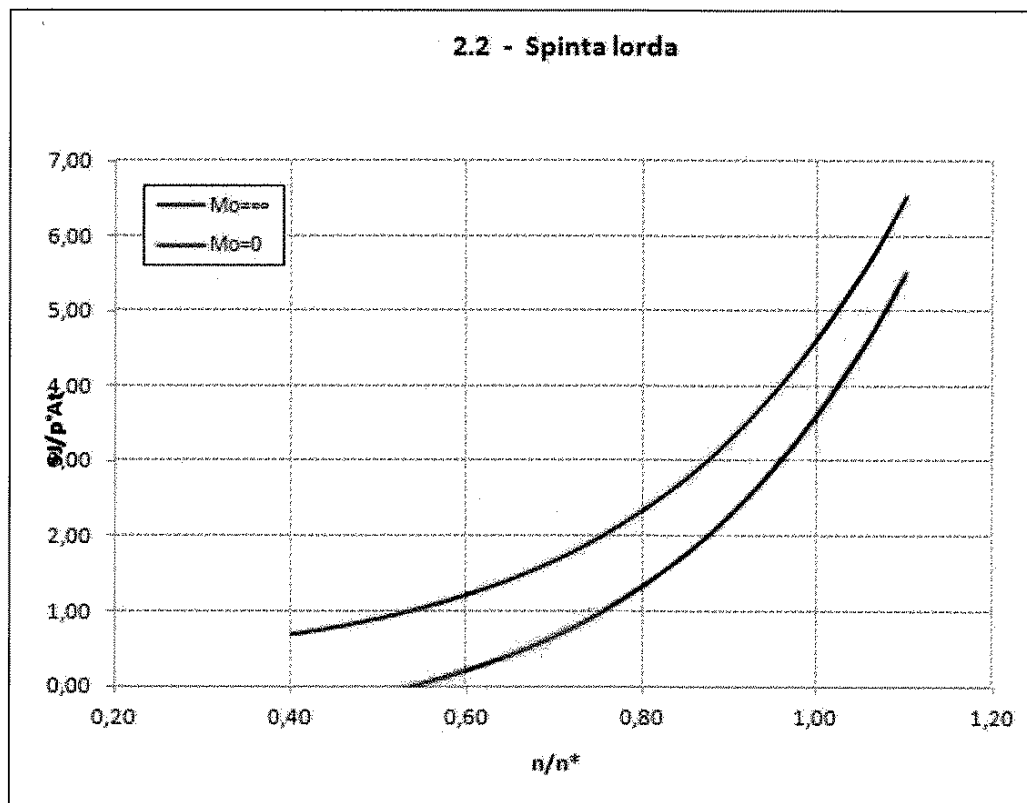
Le restanti formule sono uguali al caso precedente.

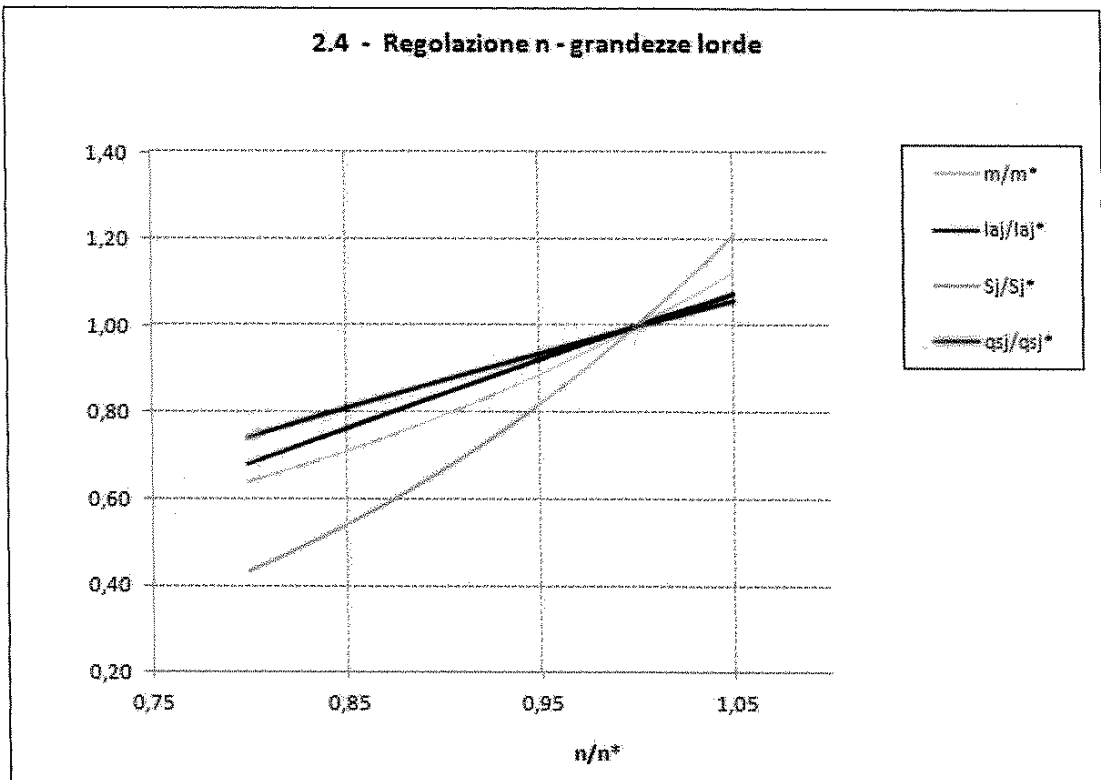
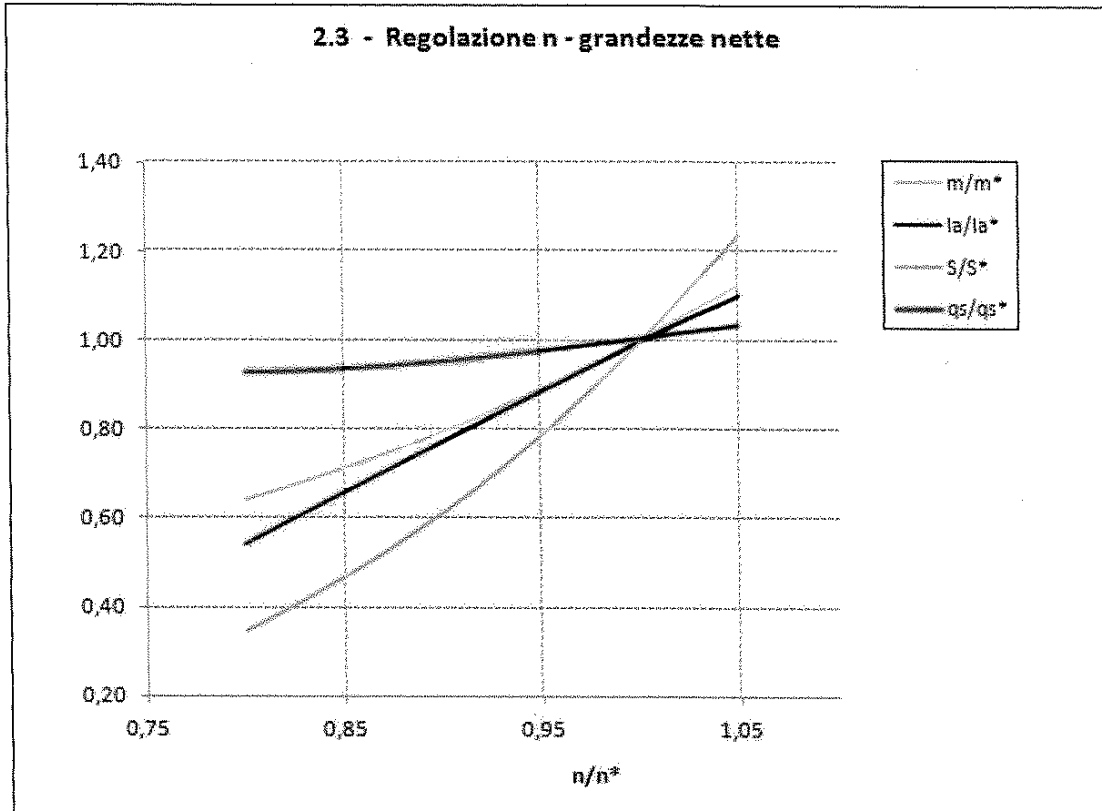
In tabella 1.3 sono riportati gli andamenti numerici, mentre in forma grafica sono apprezzabili nelle immagini 1.5 e 1.6

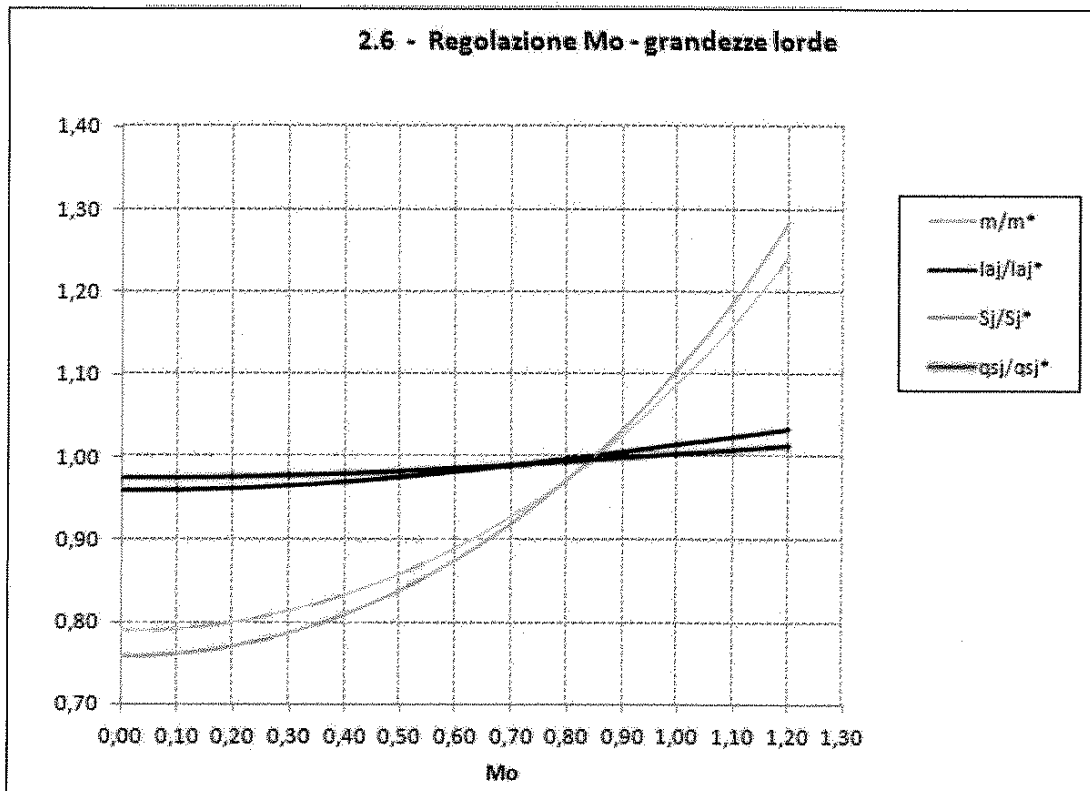
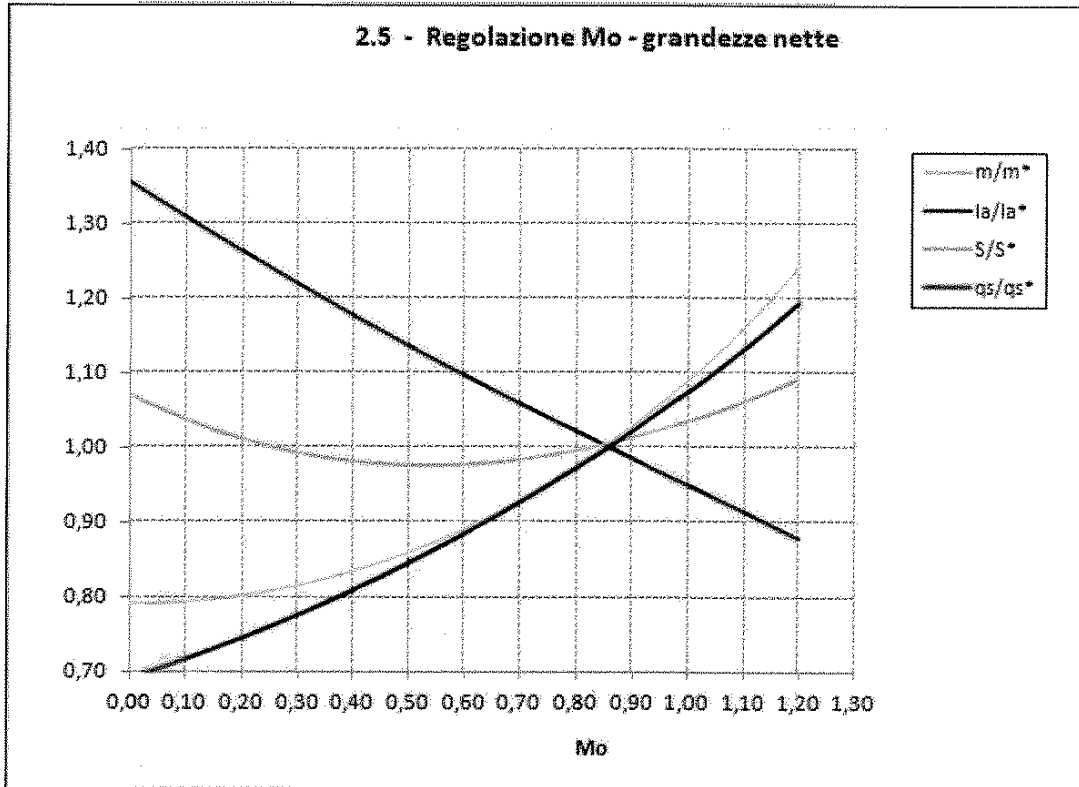
### 2.1 - Linea di funzionamento compressore



### 2.2 - Spinta lorda









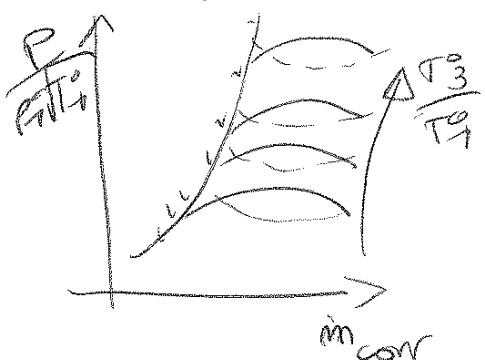
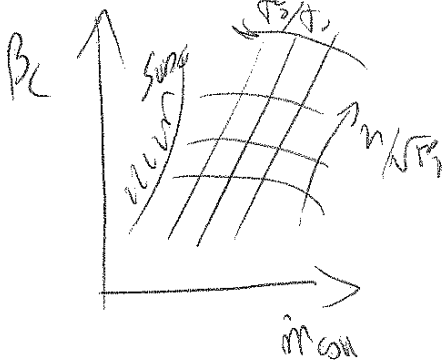
SE L'UGELLO È CRITICO LA PORTATA È MASSIMA E COSTANTE. SE L'UGELLO È CRITICO LA TURBINA È BLOCCATA (PORTATA COSTANTE =  $N/\sqrt{T_0}$ )



EFFETTI VARIARE ( $T_3/T_1 = N/\sqrt{T_0}$ ) SUL RENDIMENTO

$n/\sqrt{T_1} \uparrow \rightarrow \frac{\dot{m}\sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \uparrow, \beta_c \uparrow, Lc \text{ an}^2 \uparrow$

$T_3^0/T_1^0 \uparrow \rightarrow \frac{\dot{m}\sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \downarrow, \beta_c \propto \cos, \frac{P}{P_1^0\sqrt{T_1^0}} \uparrow = K \sqrt{\frac{T_3}{T_1}} \left[ A \frac{T_3}{T_1} - B \right]$   
 → RISCHIO IL COMPAGGIO!



TURBINA BIALBERO

IL GENERATORE FUNZIONA A  $P=0 \Rightarrow \text{NL}$ .

$\frac{T_3}{T_1}$  e  $\frac{N}{\sqrt{T_1}}$  sono legati

→ LA TURBINA LIBERA SI COMPORTA COME UN UGELLO (CON VARIAZ. TRASCURABILE CON  $(\frac{N_{TL}}{\sqrt{T_1}})$ )

PER UNA DATA CONDIZIONE LA POTENZA DISPONIBILE È FISSA

• VARIO  $N_{TL}/\sqrt{T_1} \rightarrow \frac{P}{P_1^0} \text{ COST (A REND. DEL RENDIM.)}$

• VARIO  $N_{TL}/\sqrt{T_1} \uparrow, \beta_c \uparrow, T_3/T_1 \uparrow, \dot{m}_{COM} \uparrow, \eta \downarrow$



occorre regolare  $N_{TL}/\sqrt{T_1}$  PER PORTARSI IN CONDIZIONE DI  $\text{VA STAB. RENDIMENTO}$

- VARIO  $M_0 \uparrow, P_1^0 \uparrow, T_1^0 \uparrow$ 
  - I ALTA PIU' Densa ( $\dot{m} \uparrow$ )  $P \uparrow$
  - II COMPRESSIONE DINAMICA GRATIS  $T_2^0 \uparrow, \dot{m}_{in} \downarrow, q_{st} \downarrow$

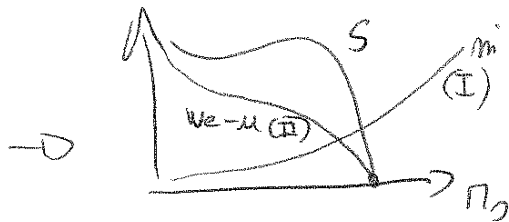
• EFFETTI  $M_0$  (T<sub>3</sub> P<sub>0</sub>) (4)

$Z, n \neq$  PISANTI, NOTES ADOMATO e  $m_b \ll m_i$

$M_0 \uparrow \rightarrow T_1^0 \uparrow, \frac{n}{\sqrt{T_1^0}} \downarrow$  e  $(T_3^0/T_0) \downarrow$  si scende sulla WL.  
poiché WL è ripida,  $m_{cor} \approx$  COSTANTE

Indire  $W_e = \sqrt{CPT_0 (1 - \frac{1}{\rho_n \frac{1}{3}})}$   $\approx$  COST

$W_e - u \propto M_0, B_n \uparrow$  se  $P_0 \uparrow$

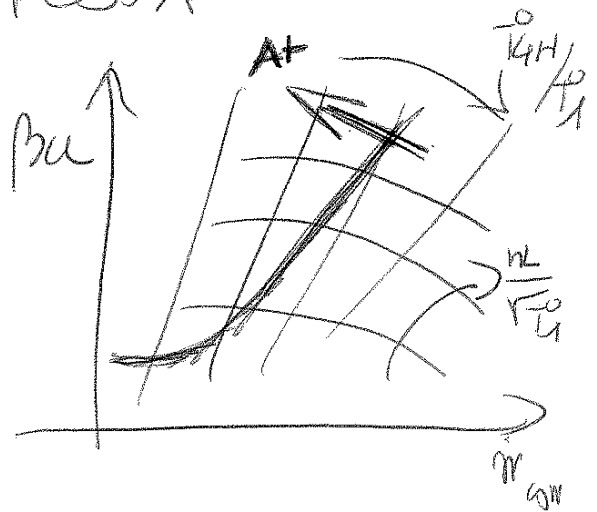


BIALBERO

• TURBINA CRITICA / UGELLO CRITICO { se  $A_T \uparrow, \beta_{TL} \uparrow, T_{4H} \downarrow$  ( $L_c = \text{cost}$ )  
poiché  $\beta_{TL} = \text{cost} = \frac{T_3}{T_2} \Rightarrow T_3 \downarrow$   
 $WL \uparrow$  (VA VERSO POMPAGGIO)

IL GRUPPO DI ALTA È QUELLO DI BASSA FUNZIONANO IN DIREZIONE OPPOSTA

$A_T \uparrow, WL_H \downarrow, WL_L \uparrow$



TURBOPAN

$BPR = \mu = \frac{P_{MFA}}{m_c}$

$OPR (IF MIXED) = \frac{P_2}{P_1}$

$P_{corr} T_A$

(2)

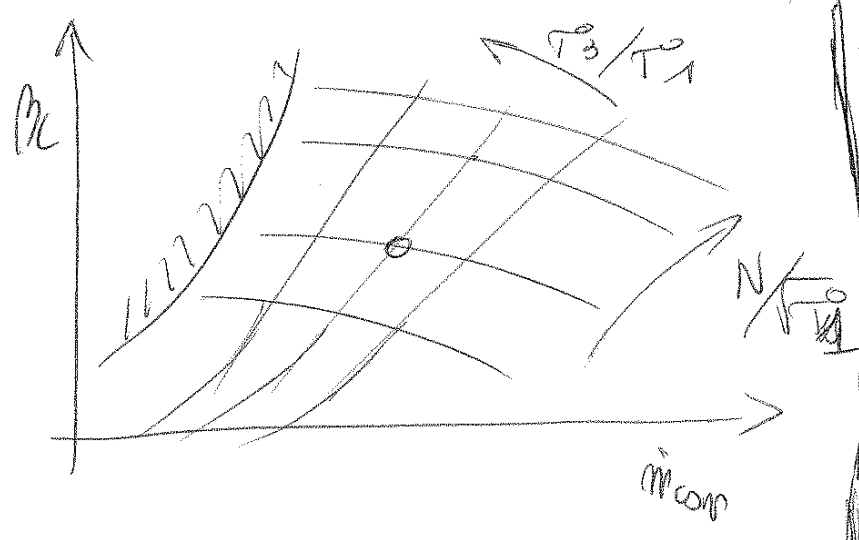
$$\frac{P}{P_1 \sqrt{T_1}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1}}{P_1} \cdot \left[ \underbrace{\eta_{lm} \eta_T \cdot \frac{1+d}{2} \cdot c_p' \cdot \frac{T_3}{T_1} \left( 1 - \frac{1}{\beta_T} \right)}_{L_T} - \underbrace{\frac{c_p}{\eta_c} (\beta_c - 1)}_{L_c} \right]$$

donc

$$\frac{P}{P_1 \sqrt{T_1}} = \dot{m} (L_T - L_c) \Rightarrow \frac{P}{P_1 \sqrt{T_1}} = \frac{\dot{m} \cdot T_1}{P_1 \sqrt{T_1}} \cdot [ \dots ]$$

$$L_T = \eta_{lm} \eta_T \cdot \frac{1+d}{2} \cdot c_p' \cdot T_3 \left( 1 - \frac{1}{\beta_T} \right)$$

$$L_c = \frac{c_p}{\eta_c} \cdot T_1 (\beta_c - 1)$$

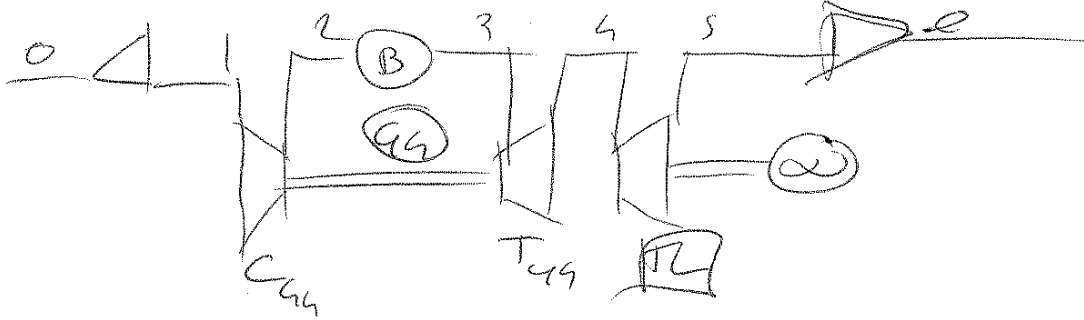


$\frac{P}{P_1 \sqrt{T_1}} \uparrow, \beta_c \uparrow, m_{corr} \uparrow$   
 $L_c \propto N^2 \uparrow$   
 $\frac{T_3}{T_1} \uparrow, m_{corr} \downarrow, \beta_c \propto \cos \alpha$   
 ma  $\frac{P}{P_1 \sqrt{T_1}} = K_{lm} \sqrt{\frac{T_3}{T_1}} \cdot \left[ A \frac{T_3}{T_1} - B \right] \uparrow$   
 solo la potenza disponibile.

Per

# TURBINA BIALBERO

4



P POTENZA COMENTA

$$\frac{P}{\sqrt{T_{01}}} \rho_1^{\frac{1}{2}} = \frac{(P_T - P_C)}{P_{TC}} \frac{\sqrt{T_{10}}}{P_1} \dots$$

$$P_{cr} = P_{TC} \cdot \dot{m} \cdot \frac{\sqrt{T_{10}}}{P_1} \quad \text{dove} \quad P_{TC} = \left[ \eta_{mT} \frac{\alpha+1}{2} C_p \frac{T_4}{T_3} \left( \frac{1-\beta}{1-\beta/\alpha} \right) \right]$$

SE TC CRITICA, T44 BLOCCATA

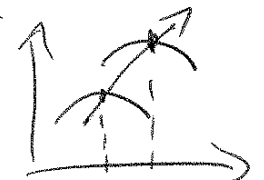
$\Rightarrow \beta_{T44} = \text{cost}, \Rightarrow T_4/T_3 = \text{cost} \Rightarrow$  TUTTI I  $\beta$  SONO COSTANTI

$P_{cr} = \text{COSTANTE}$  (a meno dei rendimenti)



$N/\sqrt{T_1}$  NON VARIA (è mero di  $\eta$ )  $P_{cr}$

$N_{cr}/\sqrt{T_1}$  VARIA  $P_{cr}$



occorre regolare  $N_{TC}/\sqrt{T_1}$  PER IL MAX  $P_{cr}$

$M_0 \rightarrow$  2 EFFETTI

Ⓘ -  $M_0 \uparrow, P_1^0 \text{ e } T_1^0 \uparrow, \dot{m} \uparrow$  (FLUIDO + DENS0)

Ⓜ - Compressione dinamica



funzionz medio della monodbero

- NO DOPPIAGGIO
- $\dot{m}$  NON CALA CON  $P \uparrow$
- POSSO  $P \uparrow$  SENZA  $P \downarrow$
- VANTAGGI IN ACCENSIONE

X INERZIA ALLA RISPOSTA AL CORANDO !!!

## LA CERTIFICAZIONE ENERGETICA DEGLI EDIFICI

### FABBISOGNO ANNUO DI ENERGIA PRIMARIA per la CLIMATIZZAZIONE INVERNALE FAEP [MJ]

Allegato A D.Lgs. 311/2006

*“E' la quantità di energia primaria globalmente richiesta, nel corso di un anno, per mantenere negli ambienti riscaldati la temperatura di progetto, in regime di attivazione continuo”*

### INDICE di PRESTAZIONE ENERGETICA EPI [kWh/m<sup>2</sup> anno] [kWh/m<sup>3</sup> anno]

Allegato A D.Lgs. 311/2006

*“Esprime il consumo annuo di energia primaria riferito all'unità di superficie utile o di volume lordo”*

### **Energia primaria**

Una fonte di energia viene definita “primaria” quando è presente in natura in forma direttamente utilizzabile e non deriva dalla trasformazione di nessuna altra forma di energia. Rientrano in questa categoria sia le fonti rinnovabili (energia solare, eolica, geotermica) che le fonti esauribili (petrolio, gas metano, carbone).

# ESCORIATORI

## PARAMETRI PRESTAZIONALI

- SPINTA SPECIFICA  $\frac{S}{m}$  } rappresenta la spinta per unità di portata.  
 m può essere la portata calda m<sub>c</sub>, fredda m<sub>f</sub> o la somma di entrambe m<sub>c</sub>+m<sub>f</sub>
- CONSUMO SPECIFICO (THRUST SPECIFIC FUEL CONSUMPTION)  
 $TFC = q_s = \frac{m_b}{S}$  } rappresenta il consumo di carburante per unità di spinta
- POTENZA SPECIFICA e CONSUMO SPECIFICO di POTENZA  
 $\frac{P}{m}$  } la prima rappresenta la potenza generata per unità di portata omotita, la seconda il consumo in carburante per generare una data potenza  
 $q_p = \frac{m_b}{P}$
- POTENZA CINETICA (FLUSSO FLUSSO)  
 $P_c = \frac{1}{2} (m_c W_c^2 - m_f W_f^2)$  } differenza tra entrata e uscita
- RENDIMENTI  
 $\eta_e = \frac{P_c}{m_b H_i}$  TERMODINAMICO  
 $\eta_p = \frac{P_s}{P_s + P_c}$  PROPULSIVO  
 $\eta_g = \frac{P_s}{m_b H_i}$  GLOBALE  
 $P_s = P_{spinta} = S \cdot V$

## SPINTA NETTA STANDARD

$S = m_c W_c - m_f W_f + A_e (P_e - P_o)$  Spinta netta standard  
 $S = (SF)_e - (SF)_o$ , dove  $(SF)_e$  è detta SPINTA LORDA e  $(SF)_o$  è detta RAY DRAG  
 dove  $(SF) = A \cdot (\tilde{p} - p_o)$ , e  $\tilde{p} = p \cdot (1 + \gamma M^2)$  DINALTA.

## RESISTENZA ADDIZIONALE o SPINTA D'INGRESSO

$S = D_a + S_{INT}$  dove  $S_{INT}$  è ciò che è generato nel motore e  $D_a$  è dovuto la ciò che accade a monte  
 $D_a = [(SF)_i - (SF)_o]$  e  $S_{INT} = [(SF)_e - (SF)_i]$   
 quindi  $D_a = \int (p - p_o) dA = \begin{cases} > 0 \text{ in decollo (da } p_o \text{ e } p_{cp}) \\ > 0 \text{ in crociera (da } p_o \text{ e } p < p) \\ > 0 \text{ in supersonica.} \end{cases}$  }  $S = S_{INT} \rightarrow$  PROGETTO ITAL PARTO  
 $S = D_a + S_{INT} \rightarrow$  PROGETTO BENZATO

$D_a$  può essere recuperata dalla carenatura e deve così di fatto un contributo alla spinta. Il flusso sulla carenatura deve essere recuperato (se il flusso si distacca non si recupera).

## ADATTAMENTO

Un getto si dice adattato quando  $P_e = P_o$ .

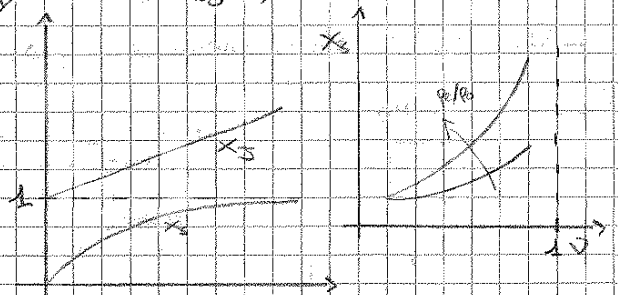
LA SPINTA ADATATA È LA MASSIMA OTTENIBILE, FISSATE QUOTA, CONDIZIONI DI VOLO E PIANETA.

$S' = m_c W_c' - m_f W_f' \Rightarrow$  SPINTA ADATATA ;  $A_e (P_e - P_o) \Rightarrow$  SPINTA STATICA  
 $S = m_c W_c - m_f W_f + A_e (P_e - P_o)$

definito  $X_S = \frac{W_c'/W_c}{1 + X_S}$ ; dove  $X_e = \frac{A(P_e - P_o)}{m_c W_c^2}$ ;  $X_S = \frac{X_e - \nu}{1 + \nu}$  dove  $\nu = \frac{m_f W_f}{m_c W_c}$

$X_S = \frac{S'}{S} =$  GUADAGNO DI SPINTA LORDA  
 $X_e = \frac{S'}{S'} =$  GUADAGNO DI SPINTA NETTA

- Se  $\nu > 1$  il motore resiste (RAY DRAG > SPINTA LORDA)
- Se  $\nu < 1$ ,  $S_o > m_f$  GUADAGNO BASSO
- Se  $\nu = 1$ ;  $S_S \approx m_f$  GUADAGNO ALTO



**COMPORTAMENTO PRESSE PITOT IN SOBSONICO**  
 LA CONDIZIONE PEGGIORE È IL DECOLLO. (FORTE RICHIAMO DI PORTATA)



DOER  $M=1$ ; massimo richiamo (e urto)

CONSIDERO L'ESPRESSIONE DI  $E_d$ , in funzione di  $(M_0, M_1, D_a, \delta)$   
 con  $\beta = 1,4$  e  $D_a =$  Resistenza adimensionale

ottengo  $E_d = \frac{M_0^2 (1 + D_a)}{1 + \beta M_0^2} \cdot \frac{1}{M_1^2}$  e  $M_1 = \frac{(1 + \frac{\beta-1}{2} M_0^2)}{(1 + \frac{\beta-1}{2} M_1^2)}$

$D_a = \frac{D_a}{\rho a^2}$

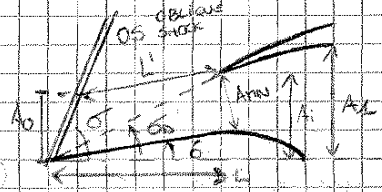
NELLE CONDIZIONI PEGGIORE ( $D_a=0, M_0=1$  e  $M_1=1$ )  $\Rightarrow E_d = E_{d_{min}} = \frac{1}{1+\beta}$

DATE LE NORDATIVE SI HA CHE LA PRESA TIPO PITOT VA BENE FINO A  $M=1,5$ .

**TIRO RAMPA PROMINENTE**

• SI TRATA DI UNA O PIU' RAMPE POSSE DAVANTI A UNA PRESA PITOT, CHE HANNO IL COMPLETO DI PRECONDIZIONE D'ACQUA.

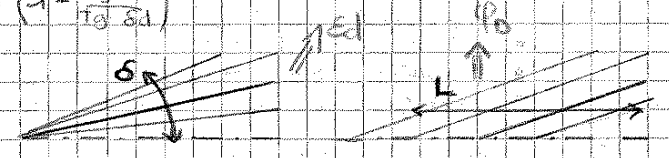
RAMPE AERODINAMICHE ( $N \rightarrow \infty$ ) NON FUNZIONANO BENE. ZONA PROGETTO CON  $N$  SI INDICA IL NUMERO DI RAMPE, E QUINDI IL NUMERO DI URTI. UNA SERIE DI URTI È MENO DISSIPATIVA



$\delta =$  ANGOLO RAMPA  
 $\delta_0 =$  " " DI RIFERIMENTO  
 $\delta =$  " " UTO OBLIQUO  
 $N = 2$   
 $A_i =$  AREA INGRESSO INDISTURBATA  
 $A_{iN} =$  SEZIONE RITARDATA  
 $A_1 =$  " " DI USCITA

ON DESIGN: cerca  $\delta$  f.c.  $E_d = MAX$  e  $\varphi(M_0)$ ;  $A_0 = A_1$  e  $D_a = 0$   
 SI TROVA CHE  $\varphi_0 \propto \frac{A_0}{A_1}$  e che  $\frac{A_{iN}}{A_i} = \cos \delta \left( 1 - \frac{\beta \sin \delta}{\tan \delta} \right)$

LA POSIZIONE DELL'URTO DIPENDE DA  $L$ , PER CUI  $\varphi_0$  DIPENDE DA  $L$ , MENTRE  $E_d$  DIPENDE DA  $\delta$ , OSSIA DALL'ANGOLO DI RAMPA



OFF DESIGN: FISSATA LA GEOMETRIA ( $\delta, L = \cos \delta$ )  
 -  $M_0 = \cos \delta$ ;  $M_1 =$  VARIABLE (ricorrendo  $F(M_1) \propto m/\rho a^2$ )

Supponendo di aumentare  $M_1$  (e quindi la portata  $m/\rho a^2$ ), deve diminuire  $\varphi_0$  e l'urto si sposta all'interno.

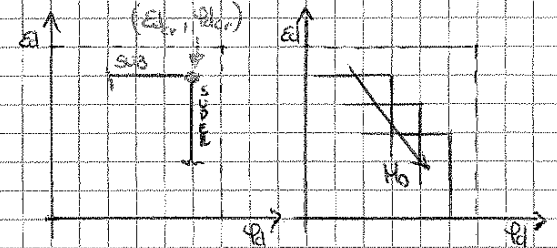
Nei deriva un riflusso anche in campo critico e supercritico

Supponendo di voler ridurre la portata,  $m/\rho a^2$  di conseguenza, e l'urto deve uscire, rifiutando una portata rilevante



-  $M_1 = \cos \delta$ ;  $M_0 =$  VARIABLE

- Se  $M_0 \uparrow, \delta \downarrow$  perciò  $\varphi_0 \uparrow$  e  $E_d \downarrow$  perché dovrà reiettare di più la corrente, ottenendo urti più forti.
- Se  $M_0 \downarrow, \delta \rightarrow 90^\circ$  si ha l'urto distaccato e  $(M_1)_{min} = 1$ , in questo modo  $M_1$  è unico e il fenomeno avviene per una data portata.



**INSTABILITA' (BUZZING)**

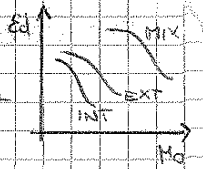
nel caso subcritico si genera uno strato vorticoso all'intersezione degli urti, che sotto le opportune condizioni può entrare nella presa. Questo effetto dovuto a  $P_0$  genera il distacco dello strato limite dal labbro della presa:

- IL DISTACCO GENERA RIDUZIONE DI  $A_{iN}$
- IL RIFUSO AVANZA
- L'URTO RETO AVANZA VERSO DENTRO
- LO STRATO VORTICOSO SI ABBASSA
- LO STRATO LIMITE SI STABILIZZA E SI RIATTACCA
- L'URTO RITORNA A VALLE
- LO STRATO VORTICOSO RISALE E DISTACCA LO S.L.

IL FENOMENO CICLICO DI INSTABILITA' CHE SI INSTAURA È DETTO BUZZING DAL TIPO SUONO CHE PRODUCE.

## PRESE A COMPRESSIONE MISTA

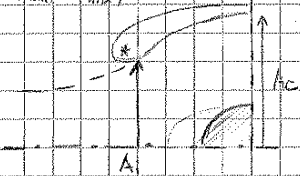
- Si accoppia una presa a compressione interna con una rampa tipica della compressione esterna, così da unire i vantaggi.



## PRESE D'ARIA SUBSONICHE

- Sono progettate per funzionare bene in crociera, punti critici su labbro e far la causa di possibili vortici ecc.
- Si vuole progettare una presa la cui area massima sia la più piccola possibile.

\*  $P_{max}(W_{max})$

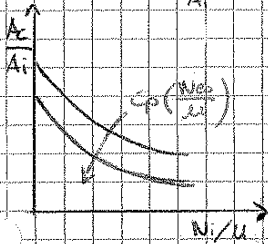


CONSIDERO  $P = COST$  (FLUSSO INCOMPRESSIBILE),  $\dot{m} = \rho W_1 A_1$

$$D_A = (SF) - (SF)_0 = \frac{1}{2} \rho U^2 A_1 \cdot \left(1 - \frac{W_1}{U}\right)^2$$

$$D_A = - \int_{A_1}^{A_C} (R \cdot B) dA = (P_0 - P_2)(A_C - A_1) \rightarrow \frac{A_C}{A_1} = 1 + \frac{(U \cdot W_1/U)^2}{\sigma \left[ \left(\frac{W_{max}}{U}\right)^2 - 1 \right]}$$

dove  $\phi_d = \frac{W_1}{U}$  e  $C_D = \frac{(W_{max}^2 - U^2)}{W_{max}^2}$

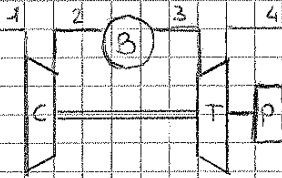


CONSIDERANDO IL CASO MIGLIORE POSSIBILE ( $\sigma = 1$ ) SI USA COME IL DIAMETRO MASSIMO DELLA PRESA DITINGUIBILE ALL'AUMENTARE DELLA COMPRESSIONE ESTERNA ( $P_0 = W_1/U$ ) E DELL'ACCELERAZIONE IMPRESA ( $C_p$ )

SI NOTI CHE I LIMITI SONO  $\phi_d \approx 0,4$ ,  $C_p = 0,4 \div 0,6$



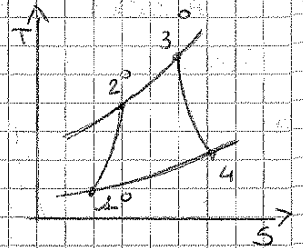
# TURBINA A GAS (TURBOALBERO - TURBOSHIFT)



LE CONDIZIONI IN 1, 2 e 3 SONO TOTALI

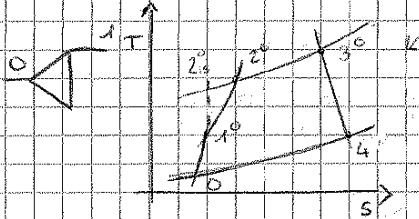
CONSIDERO INANZITUTTO LA TURBINA A SCARICO LIBERO E IL COMPRESSORE SENZA PRESA D'ARIA.

$$R \cdot \gamma = \text{cost}, \quad W \text{ NO CO}$$

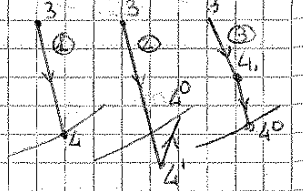


INSERISCO UNA PRESA D'ARIA

E STUDIO TRE DIVERSE CONFIGURAZIONI PER LO SCARICO



- ① SCARICO LIBERO;  $P_3 = P_{amb}$ ,  $L = C_p(T_3 - T_4)$
- ② DIVERGENTE;  $P_3 < P_{amb}$ ,  $L \uparrow$
- ③ CONVERGENTE;  $P_3 > P_{amb}$ , AUMENTA LA SPINA



$$L = L_1 - L_2$$

$$P = P_1 - P_2$$

PER IL CICLO A GAS ABBIAMO

$$L(\beta, T_3/T_2) = P/m$$

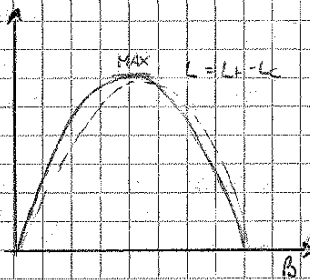
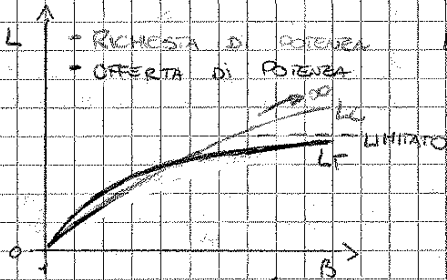
$$\eta(\beta, T_3/T_2) = L/Q = P/m / (m \cdot c_p \cdot T_2)$$

• PRESTAZIONI A PROGETTO (PRESTAZIONI ADIMENSIONALI)

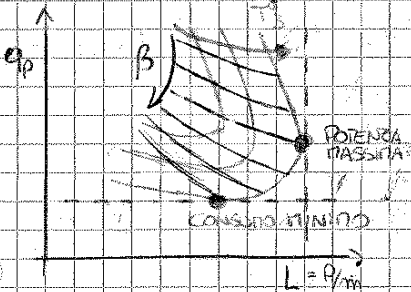
$L \approx P/m$ ,  $q_p \propto 1/\beta$ ; CICLO SEMPLICE (UNO DIFFUSOR-NOZZA);  $\gamma = \gamma'$ ,  $C_p = C_p'$ ,  $\beta_c = \beta_t$ ,  $d = \frac{m}{m_0}$

$$P/m = \eta_{cm} \cdot \eta_t \cdot C_p \cdot T_3 \cdot \left(1 - \frac{1}{\beta}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot \frac{1+\alpha}{\alpha} = \frac{1}{\gamma} C_p T_2 \cdot \left(\beta \cdot \frac{\beta-1}{\beta}\right) \Rightarrow \frac{1}{\gamma} C_p T_2 \rightarrow \beta \cdot T_3/T_2$$

FISSATA LA TIPIETA  $T_3/T_2$ , VARI  $\beta$

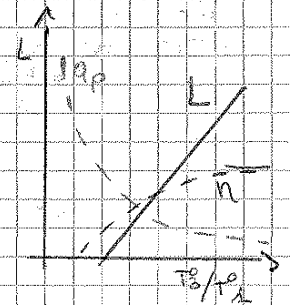


se  $\beta \uparrow$ ,  $q_p \downarrow$  poiché  $T_3/T_2$  è FISSATO  
per quanto riguarda il  $q_p$ , ha un minimo per  $L_{max}$ , e tende a  $\infty$  per  $L \rightarrow 0$



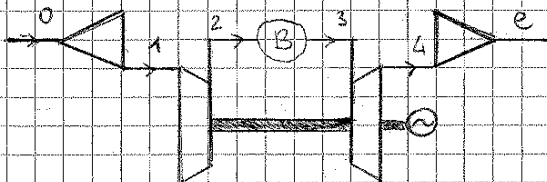
- FISSANDO  $\beta$  e VARIANDO  $T_3/T_2$  AZIENZO  $\rightarrow$
- Aumentando il rapporto di temperature aumenta l'area del ciclo e, di conseguenza, il lavoro ottenibile.

$$\eta = \eta_{cm} \cdot \frac{1+\alpha}{\alpha} \cdot \eta_t \cdot \left(1 - \frac{1}{\beta}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$



## PRESTAZIONI OFF DESIGN (PRESTAZIONI CORRENTE)

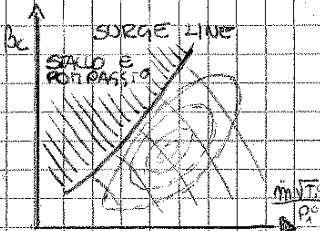
$L \rightarrow$  TURBINA MONOALBERO



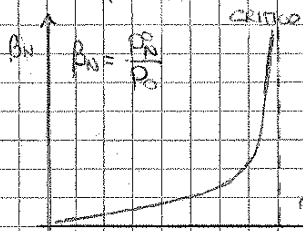
occorre valutare il comportamento dei VARI ELEMENTI SINGOLARMENTE

- PRESA D'ARIA  $\rightarrow E_d = \text{COSTANTE}$
- COMBUSTORE  $\rightarrow E_b = \text{COST}$ ,  $\gamma = \text{COST}$

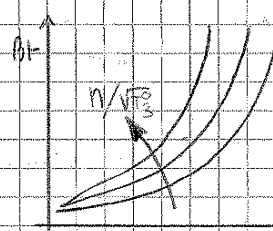
• COMPRESSORE



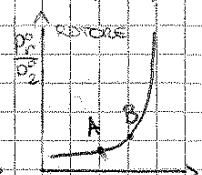
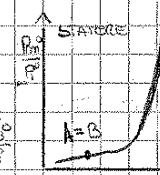
• UGELLO



• TURBINA



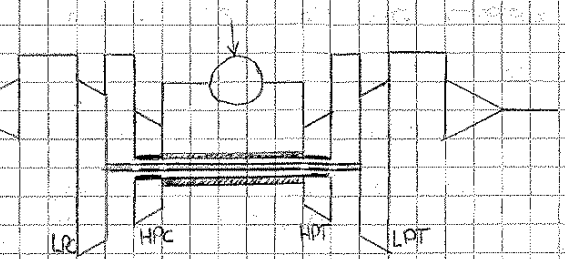
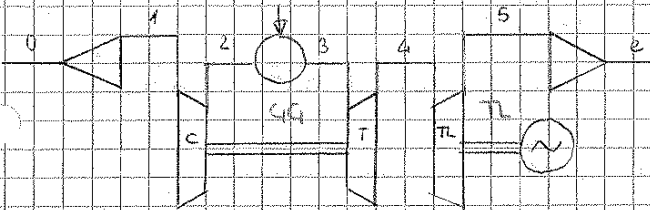
nella turbina sia il ROTORE CHE LO STATORE POSSONO ESSERE VISTI COME DEGLI UGELLI



$$\text{Nella turbina } \beta_t = \frac{P_{cm}}{P_2} = \frac{P_{cm}}{P_1} \cdot \frac{P_1}{P_r} \cdot \frac{P_r}{P_2} \rightarrow \beta_t \uparrow \text{ Aumentando } \eta, \text{ aumenta } \beta_t$$

IN SOSTANZA, FISSATI AMBIENTE ( $T_0$ ) E TIPIETA ( $\eta/T_0$ ) e ( $T_3/T_2$ ), risolviamo il sistema di 9 equazioni per trovare tutti gli altri parametri di funzionamento.

# → TURBINA BIALBERO

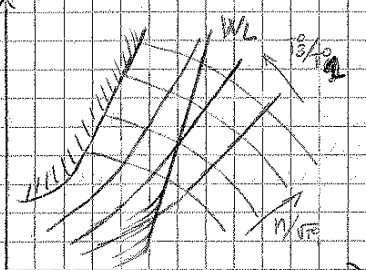


CONFIGURAZIONE A TURBINA LIBERA DI POTENZA, È PIÙ GENERALE E VI È UN GENERATORE DI GAS (GG) CHE HA IL COMPITO DI ALIMENTARE UNA TURBINA MECCANICAMENTE DISACCOPIATA

Altra configurazione più complessa in cui compressore e turbine sono separati in zone di bassa e di alta pressione.

$$P_{TL} = \eta_{comp} \eta_{t} \frac{P_{03}}{\alpha} m C_p \frac{T_3}{T_2} \left( 1 - \frac{1}{\beta_{TL}^{1/\gamma}} \right)$$

PARAMETRI INDIPENDENTI:  $M_0, N_{CG}/\sqrt{T_3}, N_{TL}/\sqrt{T_2}$



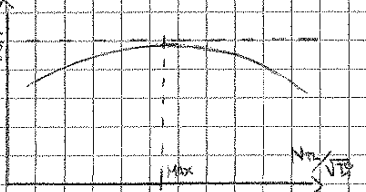
TRACCIATO LA LINEA DI FUNZIONAMENTO DEL GENERATORE DI GAS SULLA MAPPA DEI COMPRESSORI, PER CORDA È SELEZIONATA INFATTI IL GG HA POTENZA NULLA ( $P_{03} = P_{02}, P_3 = P_2$ ) E SU TALE LINEA VENGONO RITROVATI TUTTI I PUNTI A  $P=0$  (WORKING LINE)

SORGE MARGINE: GAP necessario a progetto affinché non si verifichi il rombaggio a causa di differenze tra condizioni reali e a progetto.

A QUESTO PUNTO IL GRUPPO TURBINA LIBERA SI COMPORTA COME UN UCCELLO PARTICOLARE (VARIABLE CON IL NUMERO DI GIRI  $N_{TL}/\sqrt{T_2}$  IN MANEIRA TRAZIONALE)

FISSANO  $N_{TL}/\sqrt{T_2}$  (e quindi  $T_3/T_2$  per il vincolo di  $P=0$ )  $\Rightarrow T_3/T_2 = f(\beta_{CG}, \beta_{CG})$   
 SE TL è bloccata,  $\beta_{CG} = \text{cost}$  e  $T_3/T_2 = \text{cost}$  (almeno di variaz. di  $P_{CG}$ )

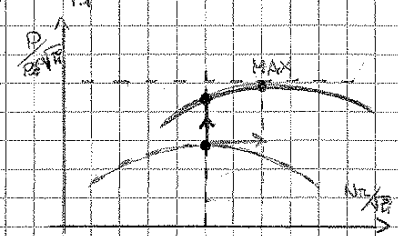
$\beta_T \beta_n \propto \beta_C$ , con  $\beta_C = \text{cost} \Rightarrow \beta_T = \text{cost} \Rightarrow \beta_T = \beta_{CG} \cdot \beta_{TL} \Rightarrow \beta_{TL} = \text{cost}$   
 LA POTENZA (W) È QUINDI COSTANTE A MENO DEGLI EFFETTI DEL RENDIMENTO



Ma INFATTI NON È COSTANTE PERCHÉ VARIA COL RAPPORTO U/C, NELLA TURBINA

## PRESTAZIONI CORRETTE TURBINA BIALBERO ( $M_0, N_{CG}/\sqrt{T_3}, N_{TL}/\sqrt{T_2}$ PARAMETRI INDIPENDENTI)

- FISSO  $M_0$ , VARIO LE MANEVA
- FISSO  $N_{CG}/\sqrt{T_3}$   
 $\rightarrow \beta_C, \beta_C, T_3/T_2, \frac{m\sqrt{T_3}}{P_0}$  COSTANTI;  $\beta_{CG}, \beta_{CG}, T_3/T_2, \beta_C$  e  $\beta_{TL} = \text{COSTANTI}$   
 • SI RITROVA L'ANDAMENTO RISPONDENTE A POTENZA COSTANTE, A MENO DI  $\beta_{TL}$  CHE DIPENDE DALLA SECONDA MANEVA.
- FISSO  $N_{TL}/\sqrt{T_2}$  NELLA CONDIZIONE DI MASSIMO.  
 - Aumentando  $N_{CG}/\sqrt{T_3}$  aumentano  $P_{03}/P_0 \rightarrow \beta_C \uparrow, T_3/T_2 \uparrow, \frac{m\sqrt{T_3}}{P_0} \uparrow$   
 mentre i rendimenti calano leggermente  
 LA CURVA DI POTENZA CRESCE E SI SPOSTA FINO AD AVERE UN MASSIMO PER CUI LA TURBINA PIÙ ALTA.  
 CIO ACCADE PERCHÉ IL FLUSSO IN INGRESSO ALLA TURBINA È PIÙ VELOCE ( $C^*, \beta_C$ ) E PIÙ ENERGETICO ( $P_0$ )

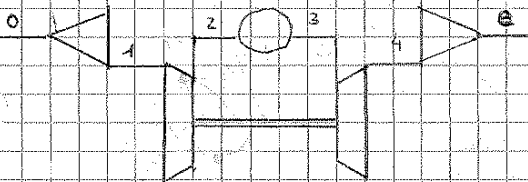


Aumentando la manetta del GG occorre regolare ANCHE LA TL (reg. ottimale della manetta TL a regola degli effetti della reg. di GG).

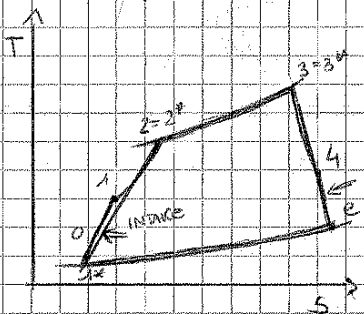
LA TURBINA BIALBERO FUNZIONA MEGLIO DELLA MONALBERO; NON tende ad andare in rombaggio e la rotata NON CALA AUMENTANDO LA POTENZA, A REGIME. PÒSSO AUMENTARE P SENZA RIDURRE TROPPO IL RENDIMENTO. POSSIODE ANCHE VANTAGGI IN ACCENSIONE (CARICHI DISACCOPIATI AL GG.)  
 IL DIFETTO MAGGIORE STA NELL'INERZIA DEL GG A RISPONDERE AGLI IMBATTI.

# TURBOGETTO SEMPLICE MONOFUSSO

## PRESTAZIONI ON DESIGN



A DIFFERENZA DI QUANTO VISTO PER IL GENERATORE DI GAS, CHE ALIMENTAVA UNA TURBINA UTILIZZATRICE (TURBOSHAFET e TURBOPROP) IN QUESTO CASO A VALLE DELLA TURBINA SI SPINTA UN'ESPANSIONE ADIABATICA PER OTTENERE SPINTA.

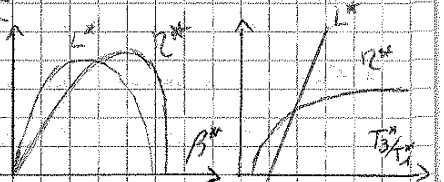


CONSIDERO A POSTO DEL CICLO REALE IL CICLO AUSILIARIO  $\odot$ ,  $L^* = L$  (per come ha creato il ciclo)

$$L^* = L^* - L_c = L_H + L_U - L_c - L_{RAH}; \text{ poich\u00e9 } L_c \approx L_H$$

$$= L_U - L_{RAH} \Rightarrow L^* = \frac{W_2^2 - U^2}{2}$$

DI TALE CICLO CONOSCO GLI ANDAMENTI DI  $2^*$  e  $U^*$  IN FUNZIONE DI  $\beta^*$  e  $T_3^*/T_1^*$

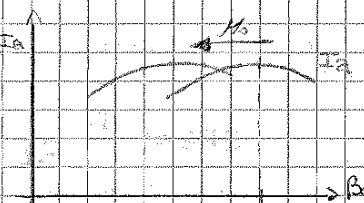


## PRESTAZIONI SPECIFICHE

$$I_a = \frac{S}{m} \text{ SPINTA SPECIFICA}$$

$$\Rightarrow I_a = W_e - U = \sqrt{2L^* + U^2} - U$$

- Considero il uccello adattato (e fraodoro mb)  $\Rightarrow S = \dot{m}(W_e - U)$
- $W_e = \sqrt{2L^* + U^2}$

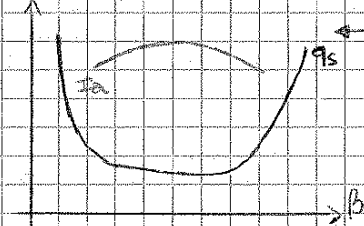


ESISTE UN  $\beta^*$  OTTIMALE CHE GENERA  $(I_a)_{MAX}$

$$(\beta_c)_{opt} = \frac{\beta_{opt}^*}{(P_1^0/P_0)} \rightarrow \text{EFFICIENZA TURBINA}$$

$\rightarrow$  all'aumentare della velocit\u00e0  $E_d$  cresce e  $(\beta_c)_{opt}$  FINO AD ARRIVARE AL PUNTO CHE IL COMPRESSORE NON SERVE PIU' (AUTOGENERATORE,  $\beta_c = 1$ )

$$\text{VALORE CHE } P_0 = P_2^* = \frac{\dot{m}(W_e - U)(W_e + U)}{2 \text{ mb } H_i}; \quad q_s = \frac{\text{mb } H_i}{S} = \frac{\text{mb } H_i}{\dot{m}(W_e - U)H_i}$$

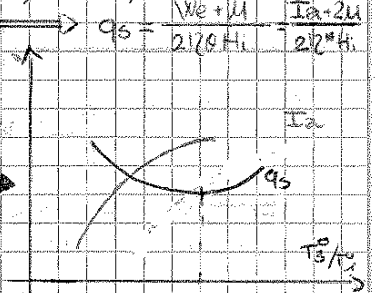


ESISTE  $(\beta_c^*)_{opt}$  CHE MINIMIZZA IL CONSUMO  $q_s$ .

• ALI AUMENTARE DI  $\beta_c$ ,  $L^*$  e  $U^*$  aumentano - q cala, fino a un minimo per  $(L^*)_{max}$ , poi risale.

• FISSO  $\beta^*$  @ M<sub>0</sub>  $\rightarrow$  LA SPINTA  $I_a$  CRESCe MENO RAPIDAMENTE CON L'AUMENTO SPECIFICO IL CONSUMO  $q_s$  HA UN AUMENTO.

$\rightarrow \beta_c$  PARABOLICO PERCH\u00c9 TROV PER T<sub>alta</sub> e T<sub>bassa</sub>

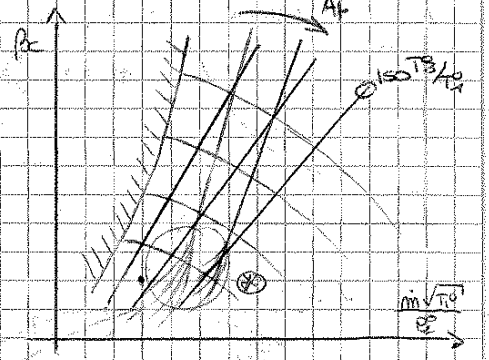


## PRESTAZIONI OFF DESIGN

### MONOALBERO

CERCO DI COSTRUIRE IL FUNZIONAMENTO DI UN COME A CUI INTERPONGO UN UCCELLO COME INTERFACCIA COERENTE.

CERCO LE LINEE SO  $T_3/T_2$ ; SI PARTECE PER TESTATIVI FISSANDO UN PUNTO SULLA MAPPA DEL COMPRESSORE [C], SI IMpongONO LE CONGRUENZE IN GIRI [G] e PORTATA [M] E SI TROVANO I CORRISPONDENTI SULLA MAPPA DELLA TURBINA [T], VERIFICANDO CHE SI VERIFICATA  $P=0$  [P].



VALUTANDO L'UCCELLO e la CONGRUENZA DELLE PORTATE TROVO:

○ se  $\frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_2} = \text{critico}$ ,  $\beta_n = E_0 E_d \frac{\beta_c P_0}{P_2}$ ; se  $\frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_2} < \text{critico}$ ,  $\beta_n = \text{fissato}$

DATO L'UCCELLO TROVO LA CORRISPONDENTE WORKING LINE, PER BASS PORTATE E  $\odot$  EVIDENTE L'EFFETTO DEL MACH - SUIA CRITICITA'

• EFFETTI DELLA VARIAZIONE DI AT  
 considero l'uccello critico  $\rightarrow \frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_2 A_t} = \text{cost} \rightarrow \frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_2} = \text{cost} \cdot A_t$ , se  $A_t \uparrow$ ,  $\frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_2} \uparrow \rightarrow \beta_n \uparrow$

Supponendo n. cost,  $L_c \propto n^2 \rightarrow L_c = \text{cost} = G T_3^0 (1 - \beta_n^2) R_c \rightarrow$  se  $\beta_n \uparrow$ ,  $T_3^0 \downarrow$

LA WORKING LINE SI SPosta E SI ALLONTANA DA COMPAGGIO, NON TRASLA MA SI INCLINA, PERCH\u00c9 SI RAFFREDDA AUMENTANDO  $A_t$ .

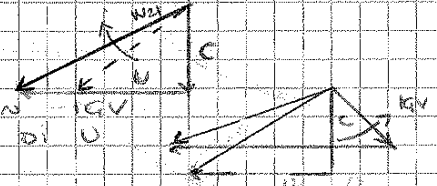
• **BIALBERO** - T<sub>0</sub> semplice, non flusso, BIALBERO.

- Presenta vantaggi nella regolazione. Per Pc elevati in un monoalbero, per piccole variazioni si hanno notevoli scostamenti in rendimento e un elevato rischio di pompaggio. Impiegando due compressori separati, le regolazioni sono dinamiche, così come le perdite e il rischio di pompaggio.

Si può inoltre sfruttare la turbina all'ingresso di HPC per portare il Mr a valori ottimali, incrementando così W, e di conseguenza U, che significa aumentare il numero di giri e quindi  $LC a n^2$ , avendo così la possibilità di comprimere di più.

$$W_1 = \sqrt{8RT_1} \cdot M_{1r}, \quad \text{con } M_{1r} < 0,8 \quad T_{21} > T_1, \quad W_{21} > W_1$$

Nel compressore di BASSA si può invece operare un CV (INLET CORRECTION) per variare C e determinare un aumento di U (importante per una correzione più elevata).



• **FUNZIONAMENTO** - IL FUNZIONAMENTO DELLA PARTE INFERIORE DI ALTA PRESSIONE È GIÀ STATO TRATTATA PRECEDENTEMENTE (ROSSIGNOLO).

• PER LA MAPPA DEL GRUPPO DI BASSA OCCORRE CONOSCERE LE CURVE ISO  $\frac{T_0}{T_1}$

- IPOTIZZO LPT CRITICA  
VELOCITÀ CRITICA

$$\frac{m\sqrt{1-\cos^2\alpha}}{\rho_{2H}} = \cos \frac{C_{2H}}{m\sqrt{T_{2H}}} = \cos T$$

$$\frac{C_{2H}}{\Delta T \rho_{2H}} = \cos T$$

$$\cdot n = \cos T, \quad \frac{m\sqrt{1-\cos^2\alpha}}{\rho_{2H}} = \frac{m\sqrt{1-\cos^2\alpha}}{\rho_{2H}} \cdot \frac{1}{\Delta T} = \frac{C_{2H}}{\Delta T \rho_{2H}}$$

da cui  $\Delta T \propto \frac{\rho_{2H}}{\rho_{2L}} \sqrt{\frac{T_{2H}}{T_{2L}}}$  dove  $\frac{T_{2H}}{T_{2L}} = \beta_{TL}^2$  e  $\frac{\rho_{2H}}{\rho_{2L}} = \beta_{TL}$

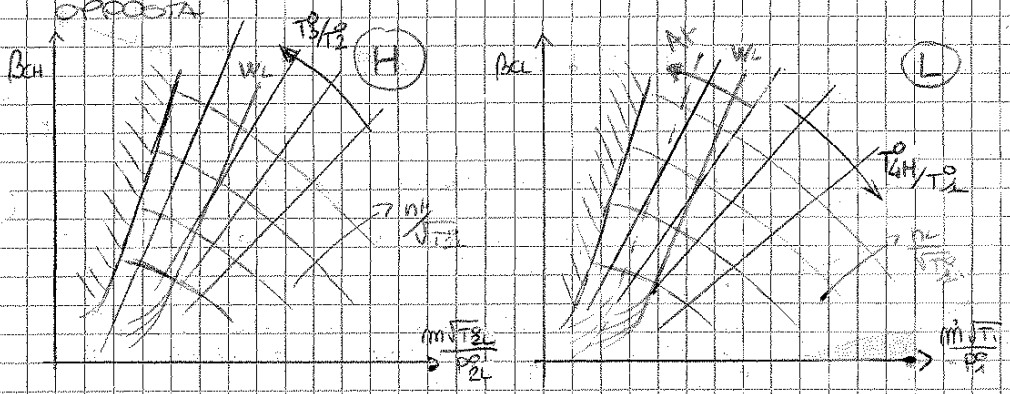
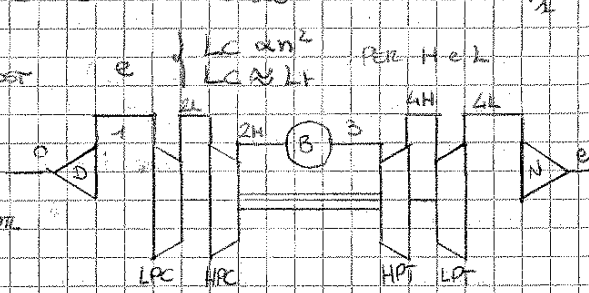
$\beta_{TL} \propto \Delta T \uparrow$ ,  $\beta_{TL} \uparrow$ , e  $T_{2H} \downarrow$  ( $LC = \text{cost}$ )

inoltre  $T_{2L} = \cos T$  e  $T_{2H} \downarrow$  ( $\beta_{TL} = \text{cost} \propto \frac{T_{2H}}{T_{2L}}$ )

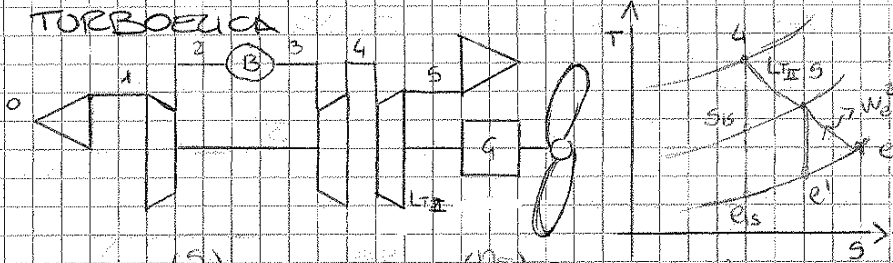
si vede che il motore, aprendo  $\Delta T$ , tende a gonfiarsi. Poiché  $\beta_{TL} = \text{cost}$ , LA TURBINA DI ALTA VECE IN INGRESSO UNA PORTATA MINORE E RALLENTA.

Aumentare  $\Delta T$  comporta uno spostamento della WL verso il pompaggio e un  $n^2$   $\approx 10$  delle ISO.

IL GRUPPO DI ALTA E QUELLO DI BASSA FUNZIONANO IN RANIERA DEPOSITA.



### TURBOELICA



Nel Turboelica si uniscono  
Ancora più che nel  
TURBOFAN, DE GRANDEZZE,  
SPINTA e POTENZA  
PROPULSIVA.

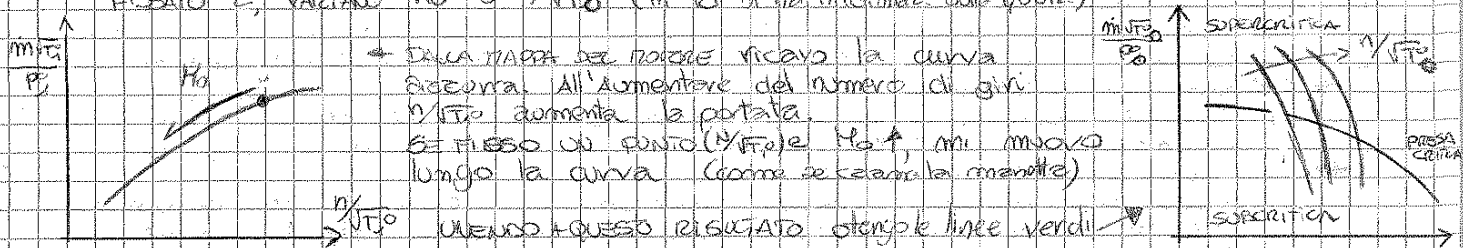
$$S = S_e + S_{ceto} = S_e + m(W_e - A)$$

CON  $S_e = \left(\frac{S}{S_e}\right) \cdot P_e$  o  $S_e = \left(\frac{M_e}{D}\right) \cdot P_e$  (di  $U_{T0}$ )  
RICOVO LA  $(W_e)_{int}$

### ACCOPPIAMENTO PRESA - TURBOGETTO IN SUPERSONICO

CERCHIATO DI UNIRE LA MAPPA DEL MOTORE (COMPRESSORE) A QUELLA DELLA PRESA.

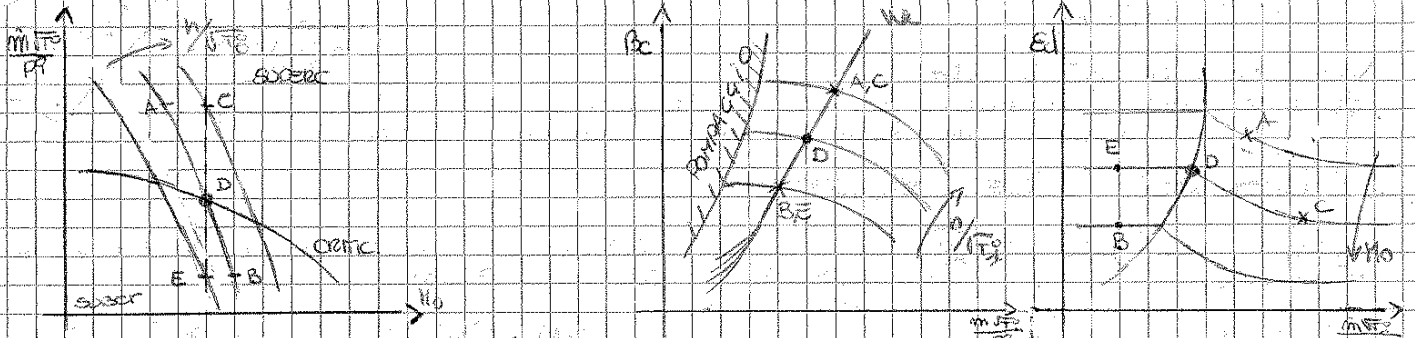
FISSATO E, VARIANDO  $M_0$  e  $n/\sqrt{T_0}$  (in  $T_0$  o  $h_z$  informaz. alla quota)



Dalla MAPPA DEL MOTORE ricavo la curva  
eccentrica. All'aumentare del numero di giri  
 $n/\sqrt{T_0}$  aumenta la portata.  
SE FISSO UN PUNTO ( $n/\sqrt{T_0}$ ) e  $M_0 \uparrow$ , mi muovo  
lungo la curva (come se scavalca la manetta)

UNENDO QUESTO RISULTATO OTTENGONO LINEE VERDI

FISSO UN PUNTO O DI PROGETTO E VAUTO COSA SUCCEDE SUI GRAFICI DI MOTORE E PRESA



FISSATO  $n/\sqrt{T_0}$  ( $n^\circ$  di giri FISSO) E VARIO  $M_0$ , MI SPOSTO IN A o B  
(rispettivamente Accelero o Decelero)  
SE INVECE FISSO  $M_0$  E VARIO  $n/\sqrt{T_0}$ , MI SPOSTO NEI PUNTI C e D

ACCOPPIANDO MOTORE E PRESA SI HA UNA RISPOSTA DELLA PRESA ATTRAVERSO Ed, CHE INFLUENZA SULLE PRESTAZIONI.

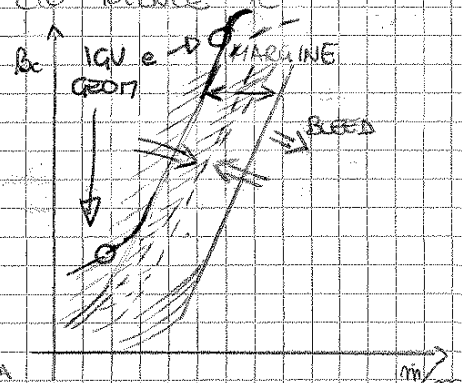
NE	PASSAGGIO	TUA	D e B	$M_0$ UN RIGIORAMENTO IN QUANTO Ed ↓
↓	"	"	D e A	forse ho un miglioramento o una leggera perdita
↓	"	"	D e E	LA PRESA resta subcritica e Ed = costi
↓	"	"	D e C	SI HA UN RIGIORAMENTO IN QUANTO Ed crolla IN SUPERCRITICA.

### STABILITA' OFF-DESIGN.

ALCUNE CONDIZIONI PORTANO ALL'AVVICINO DELLA ZONA DI POTRAGGIO O ALLO SCOPPIO DELLA WORKING LINE. CIÒ RIDUCE IL MARGINE DI STABILITA' DEL MOTORE.

- DETERIORAMENTO } ACISCONO SULLA
- DISTORSIONI IN INGRESSO } SURGE LINE
- TRANSITORI DI CONTROLLO } SPOSTANO LA
- REYNOLDS } WORKING LINE
- PRESA D'ARIA

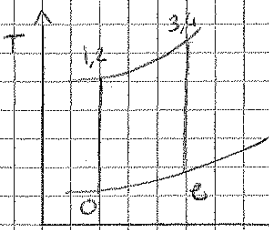
- RIMEDI:
- ALTO MARGINE
  - INTRODUCERE DI SPILANTO SUL COMPRESSORE (ABBASSA LA NL)
  - IGV e STATORI del COMPRESSORE A GEOMETRIA VARIABILE (ACISCONO SULLA SURGE LINE IN SENSO MIGLIORATIVO)



## AUTOREATTORE

PRELAVORAZIONE DEI DATI

SI TRATTA DI UN TORERETTO CON  $\beta C = 1$  (SENZA COMPRESSORI NE TURBINA)



IL PARAMETRO DI REGOLAZIONE (MANETRA) È  $T_3/T_2$  E' INFLUENZATO DA  $Z$  E  $M_0$  ( $\beta C = P_3/P_2 = P_4/P_0$ )

$$\beta^* = \frac{Ed}{U} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

IDEALS;

NEL CASO IDEALE NON CI SONO PERDITE E  $\gamma, c_p = \text{cost.}$   
 INOLTRE  $P_3/P_2 = P_4/P_0$   
 $\rightarrow M_0 = M_e$

LA SPINTA DERIVA DALL'ENERGIA TERMICA DEL FLUSSO IN USCITA, INFATTI AVENDO T SUPERIORE, LA VELOCITA' DEL SONO SARÀ PIU' ALTA, E DI CONSEGUENZA LO SARÀ  $M_e$

$$W_e = \sqrt{\gamma R T_e} \cdot M_e \quad W_e / U = \sqrt{\frac{T_e}{T_0}} \rightarrow \frac{I_a}{C_D} = M_0 \sqrt{\frac{\gamma \cdot 1}{\gamma} \cdot \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}} \rightarrow$$

LA SPINTA SPECIFICA DIPENDE QUINDI DALLA MANETRA  $T_3/T_2$  E  $M_0$ .  
 SPINTA SPECIFICA

$$\frac{q_s H_i}{C_D} = \frac{I_a C_D + 2 M_0}{2 M_0}$$

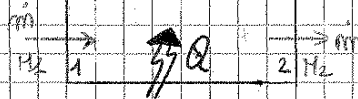
T/SFC  
 ADIMENSIONATO

$$\text{con } \beta_{\text{critico}} = 1 - \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2} Ed$$

## FLUSSO DI RAYLEIGHT

IPOTESI: GAS PERFETTO / NO ATTRITI (SONO POSSIBILI FENOMENI D'IMPATTO CONCENTRATI COME GLI URTI)  
 $(\beta = \gamma', R = R', c_p = \text{cost})$

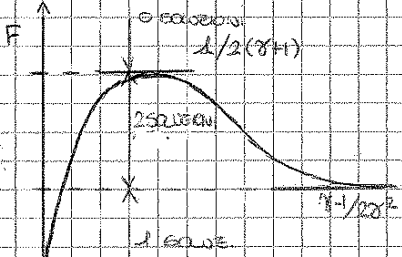
- 1- CONSERVAZIONE DELLA PORTATA
- 2- " " DENSITA' (E QUOTI)
- 3-  $T_2^0 = T_1^0 + Q/c_p$



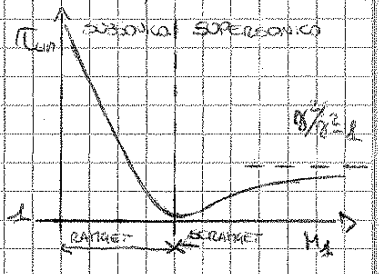
dati  $M_1, Q, \text{troviamo } T = \frac{T_2^0}{T_1^0}, M_2^*, T_2, P_2$

$$F(M_2) = F(M_1) \cdot U$$

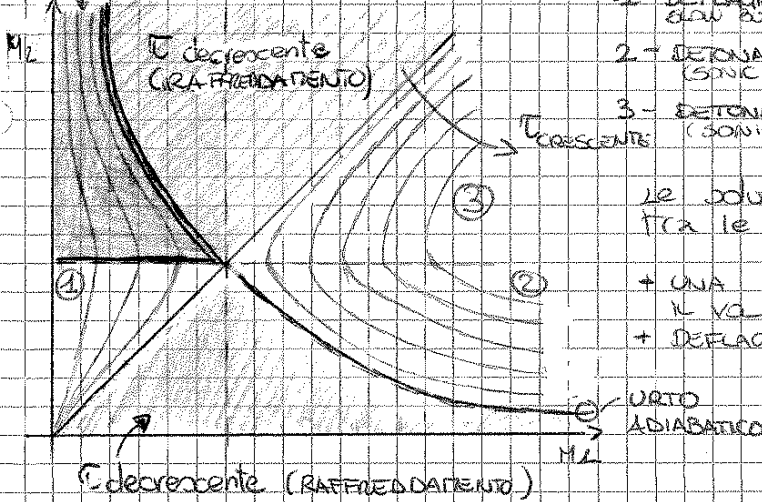
NOTO  $F(M_1) \cdot U$  ( $M_1 = \text{cost}, U \text{ variabile}$ )  $\rightarrow F(M_2)$



- 1 SOLUZIONE ( $F < M^2/2(1+\gamma)$ )
- 2 SOLUZIONI ( $F > M^2/2(1+\gamma) \wedge F < M^2/2(1+\gamma)$ )
- 2 SOLUZIONI COINCIDENTI PER  $F = F_{MAX}$
- 0 SOLUZIONI ALTRE  $\rightarrow$  SONO ALTRE IL LIMITE DI  $T$ ;  $T_{lim} = 1/(2(1+\gamma)F(M_1))$



TERMODINAMICAMENTE NON POSSIBILI



- 1- DEFLAGRAZIONE SLOW BURNING (SUB-SUB)
- 2- DETONAZIONE FORTE (SONIC-SUB)
- 3- DETONAZIONE DEBOLE (SONIC-SONIC)

Le soluzioni sono date dall'intersezione fra le rette e l'iperbole.

- + UNA DETONAZIONE RICHIEDE GRANDI PORTATE, IL VALORE AUMENTA POCO E LA PRESSIONE MOLTO
- + DEFLAGRAZIONE E' IL CONTRARIO.

## INFLUENZA SULLE PRESTAZIONI

### • ENDOREATTORE IDEALE

- IPOTESI:
  - A) FLUIDO:
    - 1) OMOGENEO
    - 2) GAS PERFETTO e  $\gamma = \text{cost}$
    - 3) EQUILIBRIO CHIMICO IN CAMERA DI COMBUSTIONE
    - 4) ESPANSIONE A COMPOSIZIONE COSTANTE (CHIMICAMENTE COEX.)
  - B) TRASPORTAZIONE:
    - 5) ADIABATICA
    - 6) NO URTA / DISCONTINUITA'
    - 7) NO EFFETTI DI STRATO LIMITE
  - C) FLUSSO
    - 8) UNIDIMENSIONALE
    - 9) ASSIALE (VELOCITA' IN USCITA  $W_e$ )
    - 10) STAZIONARIO

- PARAMETRI NOTI:
  - $T_c$  = Temp. camera comb. } CHIMICA DI REAZIONE
  - $P_c$  = press " " " " }
  - $P_0$  = press. ambiente } quota
  - $A_T$  = Sez. di gola } dimensioni motore
  - $E = (A_e/A_T) = \text{Rapporto di espansione}$  o  $P_c/P_c$  } LEGATO ALL'UGELLO
  - $M$  = massa molare } TIPO DI PROPELLENTE
  - $\gamma = C_p/C_v$

### • CALCOLO PRESTAZIONI: COEFFICIENTE DI SPINTA

$$C_F = \frac{F}{P \cdot A_T} = \frac{\dot{m} W_e + A_e (P_c - P_0)}{P_c \cdot A_T} = \frac{\dot{m} W_e}{P_c A_T} + E \left( \frac{P_c}{P_0} - \frac{P_0}{P_c} \right)$$

tipicamente consideriamo l'ugello critico,  $M(A_T) = 1$ . In questo caso posso esprimere la portata come

$$\dot{m} = \frac{P_c A_T}{\sqrt{R T_c}} \cdot \Gamma(\gamma) \quad \text{con} \quad \Gamma(\gamma) = \sqrt{\gamma} \cdot \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

la funzione  $\Gamma(\gamma)$  è tuttavia approssimabile a  $\Gamma(\gamma) = 0,176\gamma + 0,438$

Per le ipotesi fatte  $h_c = h_e + \frac{W_e^2}{2}$  (conservazione dell'energia)

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

( $T_c - T_e$ ) esp. isentr.

RICAVIAMO QUINDI:

$$C_F(\gamma, E, P_0/P_c) = \frac{P_c A_T}{\sqrt{R T_c}} \cdot \frac{\Gamma}{P_c A_T} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \cdot \sqrt{R T_c} \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] + E \left( \frac{P_c}{P_0} - \frac{P_0}{P_c} \right)$$

$$C_F = C_{F_{\text{VUOTO}}} - E \frac{P_0}{P_c}$$

per elevati valori di  $E$  interviene il fenomeno della SEPARAZIONE, cio' comporterebbe una minore resistenza del motore, a discapito di spinta non regolare, asimmetrica, con induzione di STRESS A FATICA sull'ugello. Di norma si evita.

- FISSATO  $P_0/P_c$ ,  $\gamma_{\text{PROP}}$   $\exists (C_F)_{\text{MAX}}$  per  $P_0 = P_0$

$$(C_F)_{\text{MAX}} = \Gamma \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]; \quad (C_F)_{\text{MAX}} = (C_{F_V})_{\text{MAX}} + E \frac{P_c}{P_c}$$

- FISSATO  $E$ ,  $\gamma_{\text{PROP}}$ , valutiamo l'influenza della quota ( $P_0/P_c$ )

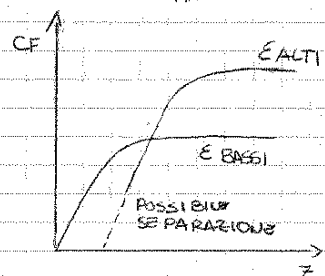
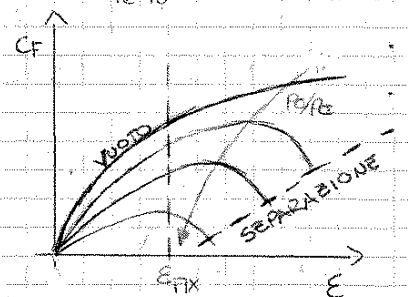
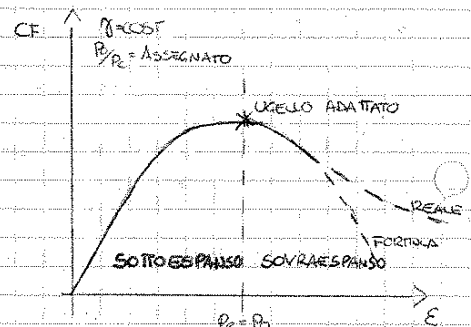
SI TROVA CHE  $(C_F)_{\text{MAX}} = (C_{F_V})_{\text{MAX}}$  CHE SI RITROVA

PER  $P_0/P_c = 0 \rightarrow P_0 = 0 \rightarrow \text{VACUUM (VUOTO)}$

PER UN LANCIATORE CHE PARTE DALLA SUPERFICIE  $C_F$  NON E' COSTANTE MA VARIA CON LA QUOTA. A BASSE  $E$  CONVIENE AVERE  $E$  PICCOLI PER AVERE  $C_F$  ELEVATI, MENTRE  $E$  ALTI GARANTISCONO ALTI  $C_F$  AD ALTE  $E$ , ANCHE SE AL SUOLO SONO SOGGETTI A SEPARAZIONE.

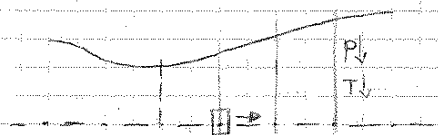
-  $C_F$  DIPENDE DALLA CHIMICA DI REAZIONE, INFATTI, PRESI  $E$  e  $P_0/P_c$  FISSATI

$\gamma$	$(C_F)_{\text{MAX}}$
1,2	2,246
1,3	1,964



## PERDITE CINETICHE

DURANTE L'ESPANSIONE NELL'UGELLO, DIMINUISCONO LA PRESSIONE E, IN MANIERA MAGGIORE, LA TEMPERATURA. CONSIDERIAMO UN FLUSSO ADIABATICO AD ESPANSIONE ISOENTROPICA



$$H^0 = \text{costante}; S = \text{costante}$$

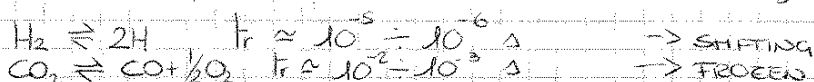
- **PROCESSO EQUILIBRATO:** In questo modello calcolo l'equilibrio una volta sola, e lo considero costante ovunque. (CINETICA CHIMICA FREZZA)
- **SHIFTING EQUILIBRIUM:** considero l'equilibrio variabile procedendo lungo l'ugello. in questo modello  $C^*$ ,  $C$  e  $I_s$  sono differenti rispetto al frozen. (considero la cinetica chimica in equilibrio in ogni punto)

→ VELOCITÀ CHIMICA

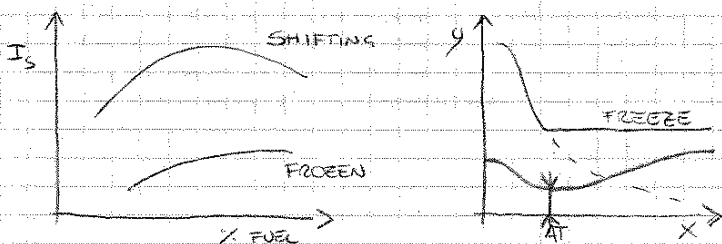
$$\frac{dy}{dt} = \frac{dy}{dx} \frac{dx}{dt} \quad \text{dove } y = \text{concentrazione specie molecolare}$$

$$x = \text{coordinata lungo l'ugello}$$

Il tempo di permanenza medio nell'ugello è  $t_r = 10^{-3} - 10^{-4}$  s. mentre i tempi di reazione di due diverse famiglie di propellenti è



Da cui si vede come per l'idrogeno si riesce a riassociare completamente ben prima di uscire dall'ugello, mentre per gli idrocarburi la velocità è troppo elevata e la cinetica si blocca.



## FLUSSI NON UNIDIMENSIONALI (perdite per divergenza)

L'ugello ideale dovrebbe rendere il flusso unidimensionale, a scapito di una lunghezza edogenerata.

Nei ugelli reali si ottiene una velocità di uscita convica.



$$F = \int_{A_0} (P_e - P_0) dA_e + \int_{A_0} W_1 dm$$

$$F = m \cdot W_{e1} + A_e (P_e - P_0) \quad \text{caso 1D UNIFORME}$$

Possiamo con buona approssimazione scrivere  $F = \frac{1 + \cos \theta}{2} \cdot [F]_0 = \eta \cdot [F]_0$

IN GENERE  $\theta \approx 15^\circ$ , COTE COMPROMESSO TRA PERDITE E LUNGHEZZA DELL'UGELLO.  $\theta$  DEVE ESSERE PIU' PICCOLO POSSIBILE PER DIMINUIRE LE PERDITE, MA  $\theta$  PICCOLI SIGNIFICANO LUNGHEZZE DELL'UGELLO TROPPO GRANDI (E STRUTTURALMENTE NON ATTUABILI)

- LE PERDITE POSSONO ESSERE RIDOTTE ABBANDONANDO UGELLI A CANNA (BEEL NOZZLES). QUESTI UGELLI NON SONO CONVICI ( $\theta = \text{cost}$ ) MA HANNO UNA LARGA APERTURA SUBITO ( $\theta$  GREV) E SI RIDUCONO ALL'USCITA ( $\theta$  PICH). IN QUESTO MODO SI POSSONO OTTENERE UGELLI CON LUNGHEZZA E PERDITE MINORI A PARITA' DI RAPPORTO DI ESPANSIONE (LUNGHEZZA FINORE DEL 60% - 80%)

- UN'ALTERNATIVA E' L'UGELLO PARABOLICO RAO-NOZZLE. SI FISSA IL RAPPORTO  $L/L_{15}$ . ( $L$  = lunghezza ugello RAO,  $L_{15}$  = lunghezza ugello ideale con  $\theta = 15^\circ$ ) ed  $E$  (RATIO), ESISTE UN  $C_{FMAX}$  CHE SI OTTIENE CON UNA PARABOLA ( $\theta_1, \theta_2$ )



CASO B QDM →  $W_s = W_g$   $dW_s = dW_g$   
 HEAT NO;  $T_s = \text{const}$   $dT_s = 0$

ANALIZZO (\*\*)

$$c_p dt_g = \frac{dp}{\rho_g} \quad (\text{politropica di coefficiente } \gamma)$$

SOSTITUISCO IN (\*)

$$(1-x) c_p dt_g + W dw = 0$$

OTTENGO INSIEME

$$(W/E)_B = \sqrt{2 c_p (1-x) T_c \left[ 1 - \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

CASO C QDM NO  $W_s = 0$   $dW_s = 0$   
 HEAT →  $T_s = T_g$   $dT_s = dt_g$

ANALIZZO (\*\*)

$$c_p dt = \frac{dp}{\rho_g} (1-x) \quad (\text{evoluzione con } \gamma, \text{ devo controllare la velocità})$$

SOSTITUISCO IN (\*)

$$c_p dt + (1-x) W g dw_g = 0 \quad (\text{il } c_p \text{ aumenta})$$

E OTTENGO

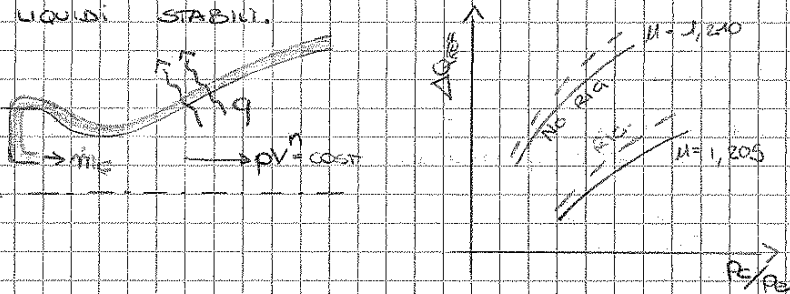
$$(W/E)_C = \sqrt{2 \frac{c_p}{(1-x)} T_c \left[ 1 - \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} = \frac{(W/E)_A}{\sqrt{1-x}}$$

$$(I_s)_C = \frac{m_c (W/E)_C}{(m_s + m_g) g_0} = \frac{1-x}{g_0} \frac{(W/E)_A}{\sqrt{1-x}} = (I_s)_A \cdot (1-x)$$

### DIABATICITÀ DEL FLUSSO

IL FLUIDO DURANTE IL RALENTAMENTO PRODUCE CALORE E AUMENTA LA  $T_g$ . SULLE PARETI QUESTO CALORE VIENE CEDUTO E GENERA DELLE PERDITE (1%). E' POSSIBILE RECUPERARE QUESTO CALORE CHE ALTREMENTE ANDREBBE SPRECATO UTILIZZANDO UN PROCESSO DI RIGENERAZIONE.

POSSO FAR SCORRERE IL PROPELLENTE IN UNO CHE IMITISCA L'UGELLO E SOTTRAHA CALORE, IN UNO CHE QUESTI RITORNI IL CALORE ASSORBITO IN CAMERA DI COMBUSTIONE, GENERANDO GAS A ENTAHPA MAGGIORE. IL GUADAGNO E' DI CIRCA 1%, ED E' OVVIAMENTE POSSIBILE SOLO CON PROPELLENTI LIQUIDI STABILI.



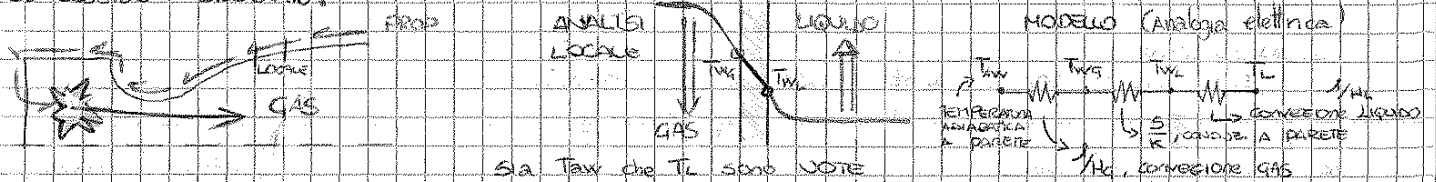
$\Delta Q_{REF}$  = Calore di Refrigerazione Specifico.  
 $\mu$  = esponente politropica

# METODI DI REFRIGERAZIONE ATTIVI E PASSIVI

- METODI ATTIVI: Refrigerante separato da gas combusti

## 1- RIGENERATIVO

IL LIQUIDO PROPRAMENTE VIENE USATO PER SOTTRARRE CALORE ALL'UGELLO (O CAMERA DI COMBUSTIONE). SUCCESSIVAMENTE IL PROPELENTE RISCALDATA VIENE IMMESSO IN CAMERA PER ESSERE BRUCIATO.

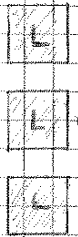


Sia  $T_{w1}$  che  $T_L$  sono note  
 $\Rightarrow$  occorre determinare  $T_{w2}$ ,  $T_{w3}$ ,  $Q$

Occorre considerare le criticità dei vari elementi:

- SE  $T_{w2} > T_{critica\ materiale}$   $\rightarrow$  LA PARETE SI DANNEGGIA
- SE  $T_{w1} > T_{critica\ liquido}$   $\rightarrow$  PÙ RIGENERARE LA CONDUZIONE DEL CALORE (ES. CHEROSSEVE FORZA DEPOSITI).

## MODELLO BIDIMENSIONALE



È possibile fornire ai tubi di refrigerazione forme e geometrie non uniformi. Occorre però tenere in conto salti di pressione e velocità che vengano a crearsi (ml = cost)

Se il liquido refrigerante è sufficiente compie un solo tragitto lungo l'ugello. Se lo scambio termico è insufficiente può fargli compiere un percorso elicoidale attorno all'ugello. Se ancora non basta può fargli percorrere l'ugello nei due sensi (ANDATA + RITORNO) oppure cambiare metodo.

STRATO STRUTTURALE IN NICHEL

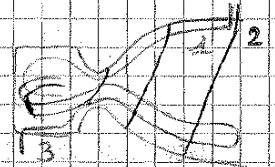
CANALI SCAVATI  
 LEGA DI RAME PER MIGLIORARE LO SCAMBIO TERMICO



PER MOTORI MOLTO GROSSI O MOLTO CALDI SPESSE SI DOPIA IL CIRCUITO COSÌ DA AVERE UN MIGLIOR RAFFREDDAMENTO IN GOLA

SPINTO SULLE TURBOVITTE

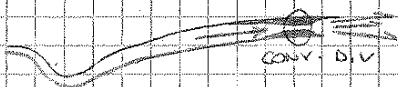
$$C^* = \frac{P_e A_e}{\dot{m}}$$



NEI MOTORI REGOLABILI OCCORRE PRESTARE ATTENZIONE, RIDUCENDO PE INFATTI SI DIMINUISCE ANCHE LA PORTATA DI REFRIGERANTE E IL COEFFICIENTE DI SCAMBIO TERMICO

$h_g \& P_c^{0.8} \Rightarrow$  SI RISCHIA DI BRUCIARE IL MOTORE O IL NUCLEATO BOLLI DEL REFRIGERANTE.

## 2- DAMP COOLING



IL LIQUIDO CHE IMPIEGO PER REFRIGERARE LO ESPELLO DAL FONDO, INTERVENENDO UN CONVERGENTE DIVERGENTE PER RECUPERARE PARZIALMENTE LA SPINTA

$$SPINTA = \dot{m} C^* C^* \quad \text{con} \quad C^* = \sqrt{\frac{R T_c}{\gamma}} \quad (\text{servono alti } T_c \text{ e } \gamma \text{ bassi, idrogeno o l'unico adatto})$$

## 3- TURBINE EXHAUST

ideato esclusivamente per parti poco sollecitate termicamente

SI SFROTTA IL GAS IN USCITA DALLA TURBINA DI ESPANSIONE PER IL RAFFREDDAMENTO L'ESTENSIONE DELL'UGELLO, IL QUALE È PÙ SOLLECITATO TERMICAMENTE.

## ENDOREATTORI A PROPULSIONE LIQUIDO

- PRO: PRESTAZIONI MOLTO ELEVATE, POSSIBILITÀ DI RIGENERAZIONE, REGOLABILI
- CONTRO: MOLTO INGOMBRANTI, PIÙ COMPRESI (Alimentac. e distribuzione), MENO AFFIDABILI E PIÙ COSTOSI

Sono i propulsori più usati in quanto permettono il controllo della spinta e dell'assetto

### SCEGLI PROPULSIONE

ci sono moltissimi propellenti e la scelta si basa solitamente sui seguenti criteri:

- PRESTAZIONI (CRITERIO ENERGETICO)
- COSTO / DISPONIBILITÀ
- MANIPOLAZIONE / CONSERVAZIONE
- FUELLAMENTO (Serbatoi, cooling, combustione)

PROPULSIONI STORABILI → RESTANO LIQUIDI FACILMENTE A TERRA

PROPULSIONI CROGENICHE → EVAPORANO IN TEMPI RAPIDI E NON POSSONO ESSERE TESTI SOTTO PRESSIONE A CAUSA DI RISCHIO ESPLOSIONE

PROPULSIONE → COMBUSTIBILE ⇒ REAGISCE DI OSSIDAZIONE  
 → OSSIDANTE

### OSSIGENO - LOX o O<sub>2</sub>

propellente criogenico a bassissime temperature, garantisce prestazioni elevate e costi relativamente bassi.

Si produce a partire da aria liquida tramite distillazione. Processo semplice e poco dispendioso.

### TETROSSIDO DI AZOTO - N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> (e N<sub>2</sub>O)

Forma combinazioni iperossiche coi componenti a cui è miscelato, ossia reagisce senza bisogno di miscela.

È un prodotto industriale dal costo basso e da prestazioni medie.

Tuttavia ha un campo di esistenza della fase liquida molto ristretto. Per rimediare

viene spesso miscelato con altri ossid. per ampliare tale campo, al costo di pressioni di vapore più alte che comportano SERBATOI PRESSURIZZATI.

### ACQUA OSSIGENATA - H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

propellente STORABILE dalle prestazioni piuttosto basse.

Tende a decomporsi:



e tale caratteristica lo rende idoneo all'uso come MONOPROPELLENTE.

Presenza di impurità favorisce da catalizzatore alla reazione.

### ACIDO NITRICO

Brucia formando fumo bianco e' molto corrosivo e spesso si usa miscelarlo con ossidi di azoto (fumo rosso). L'aggiunta di HCl e'

utile per ossidare lo strato superficiale dei serbatoi per una protezione ulteriore.

### IDROGENO - LH o H<sub>2</sub>

PRESTAZIONI ELEVATE E DENSITÀ MOLTO BASSA (0), l'idrogeno deve essere conservato in forma liquida per non dover usare serbatoi troppo grandi.

- ORTO-IDROGENO → 50% ortello  $\begin{matrix} O & O \\ | & | \\ O-O \end{matrix}$
- PARAIIDROGENO → 50% orto  $\begin{matrix} O & O \\ | & | \\ O & O \end{matrix}$

L'idrogeno è presente in natura come combinazione delle due forme ORTO e PARA che è funzione della temperatura (25% P + 75% O) T = 15° C

Per liquefare l'idrogeno a T = 20 K occorre sottrarre calore (446 KJ/kg). Siccome

però a quella temperatura l'equilibrio P-O non è più bilanciato (99.7% P)

occorre convertire tutte le molecole da ORTO a PARA. questa reazione

è fortemente esotermica e occorre sottrarre il calore prodotto se si

vuole conservare l'idrogeno in forma liquida (~ 530 KJ/kg).

L'idrogeno è un propellente a basso costo, nonostante comporta i problemi di RAFFREDDAMENTO E INFRAGIUMENTO DELLE STRUTTURE DI CONTENIMENTO.

### IDROCARBURI

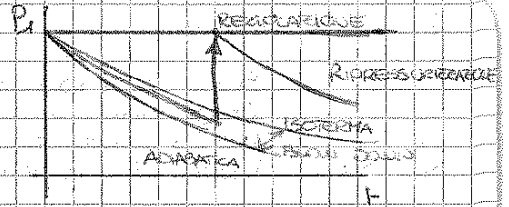
- CHEROSENE RP-2 → È UNA MISCELA PURA DI IDROCARBURI CHE PRESENTA UNA BASSA CONCENTRAZIONE DI ELEMENTI AROMATICI CHE ALTREMENTE TENDEREBBONO A FORMARE DEPOSITI EVAPORA IN UN CORPO GOMMATO E NON ESSERE IMPIEGATO COME REFRIGERANTE

- METANO → T<sub>ep</sub> > T<sub>op</sub> ~ 100 K, grazie a questa caratteristica presenta meno problemi di criogenia e ha comunque delle buone prestazioni, nonostante la minore presenza di idrogeno nella molecola.

## METODI CON PRESSURIZZAZIONE

C' SONO 3 MODI PER ATTUARE LA PRESSURIZZAZIONE:

- GAS COMPRESO → D = COST (regolazione)
- BLOW DOWN → D ↓ (nessun controllo)
- RIPRESSURIZZAZIONE → MOD. INTERMEDIO



L'espansione del Blow down dipende dal tipo e dal tempo, in un ventaglio compresso tra l'espansione ADABATICA e QUELLA ISOTERMA. IL FUNZIONAMENTO DEL MOTORE, E QUINDI LE PRESTAZIONI, NON CAMBIANO IN CASO DI SCELTA DI REGOLAZIONE CON GAS COMPRESO.

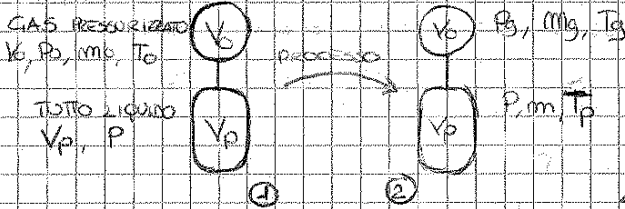
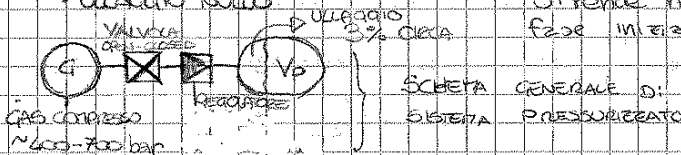
## REGOLAZIONE

Considerando un sistema regolato, Vogliamo determinare la massa necessaria di gas a comprimere un dato volume di propeleante  $V_p$ .

IPOTESI:

- ADIABATICITA'
- ULLAGGIO Nullo

Ullaggio è lo spazio vuoto nel serbatoio pieno. Si rende normalmente necessario per controllare la fase iniziale, destinare circa il 3% al gas compresso.



Passando da ① a ② il gas viene fatto fluire dal serbatoio a quello del propeleante, dove va a occupare il volume lasciato libero dal propeleante meno a mano che viene consumato.

LA PRESSIONE P VALE ESSERE MANTENUTA COSTANTE, E' QUINDI NECESSARIO CHE  $P_g \geq P$

## CALCOLO DEL VOLUME

$$pV = nRT^*$$

$$\Delta U = L + Q = 0 \quad (\text{energia interna})$$

sceglia  $V_p$  a  $P_{cost}$ .

$$L = -p \cdot V_p \quad \rightarrow \quad U_1 = U_2 = pV_p$$

PRESSIONE DI PE

$$\text{con } U = C_v \cdot m \cdot T = \frac{R}{\gamma-1} m T = \frac{p \cdot V}{\gamma-1}$$

$$p \cdot V_p \cdot (\gamma - 1) = P_g V_g - P_g V_p - P V_p \Rightarrow V_g = \frac{P V_p}{P_g - P_g}$$

NO NECESSARIO A SVOLGERE IL SERBatoio DI PROPELENTE

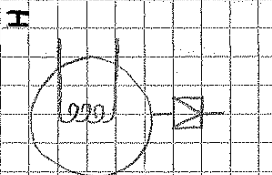
$$m_g = \frac{P}{R T_g} V_g \rightarrow m_g = \frac{P}{R T_g} \cdot \frac{\gamma P}{P_g - P} \cdot V_p$$

> VOLUME DI GAS NECESSARIO ALLA REGOLAZIONE > Massa del gas

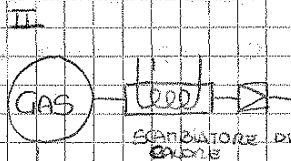
conviene quindi avere elevate  $P_g$  e  $\gamma$  piccoli per ottenere volumi piccoli. Purtroppo, fissato  $V_p$ , vogliamo che il peso del gas sia minore possibile, mantenendo  $\gamma$  basso. Non è generalmente possibile ottenere entrambi. Inoltre occorre considerare che  $P_g > P$  è causa delle perdite e per permettere il controllo.

Infine  $P_g$  e  $T_g$  dipendono dal sistema di condizionamento, introducendo altri vincoli.

Se supponiamo di poter scaldare il gas, si nota come sia minore il termine  $N$  a parità di lavoro ( $L = \Delta U - Q$ ). Mentre il gas espande infatti esso si raffredda. Se forniamo calore al gas a parità di  $V_p$  risulta minore la quantità di gas necessaria.



→ problemi costruttivi A CAUSA DELLA PRESSIONE



In questo modo si scada progressivamente tutto il gas. Più "stadi" mette e meglio è; ma il problema diventa più caro e ingombrante.

# METODI DI ALIMENTAZIONE CON TURBOPOMPE

sono generalmente impiegati per sistemi ad alte prestazioni (F, Fb e R alti)

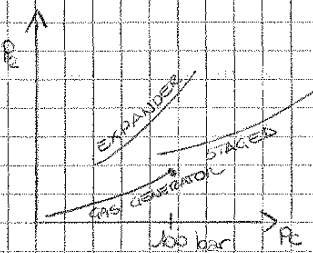
COMPONENTI  
 TURBOPOMPE comprimono il fluido propellente  
 TURBINA fornisce potenza alla turbina  
 ALIMENTAZIONE TURBINA  
 COLLEGAMENTO T-TO

I SISTEMI POSSONO ESSERE DISCRIMINATI ESAMINANDO IL PERCORSO DEL GAS PRIMA E DOPO LA TURBINA

PRIMA  
 COMBUSTORE DEDICATO  
 COMBUSTORE PRINCIPALE  
 REFRIGERANTE RISCALDATO

DOPO  
 COMBUSTORE PRINCIPALE (CLOSED)  
 UGELLO PRINCIPALE  
 UGELLO DEDICATO (dopo ore. di G.A.)

OPEN	COMB. DEDICATO GAS GENERATOR <sup>1</sup>	COMB. PRINC. TAP-OFF <sup>3</sup>	REFRIGERANTE COOLANT BLEED <sup>3</sup>	1 ES. ARANE 5, SATURN V 2 È IL SISTEMA CHE FUNZIONA TREGGIO (shuttle) 3 ES. V2, BISOGNA ADESSARE T. PARRA DELLA TURBINA 4 NON POSSIBILE SPILLARE FLUIDO E RINTEGRARLO
CLOSED	STAGES COMBUSTION <sup>2</sup> (PSE-BURNER)	X <sup>4</sup>	EXPANDER CYCLE	



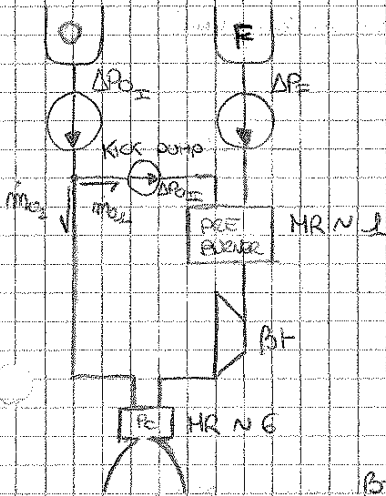
CICLI APERTI: perdite di MIT (< 5% m prop)  
 MIXTURE RATIO NON OTTIMALE  
 RENDIMENTO RIDOTTO DAL COMPRESSORE

$$P_{TP} = \frac{\Delta p}{\rho} = \frac{m}{\rho} \cdot \frac{\Delta p}{m}$$

$$P_T = M + L_T \rightarrow L_T = \rho C_p T_{in} (1 - \beta_T^{1/\gamma})$$

con cicli APERTI c'è un limite dovuto alle perdite di portata

## CICLI CHIUSI



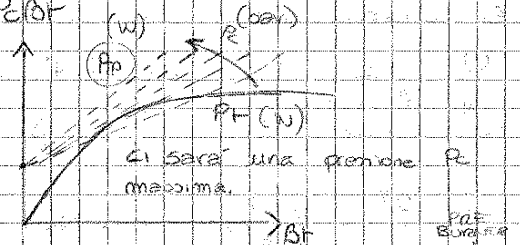
$$\Delta P_T = P_C \beta_T - P_T + \Delta P_{LINEA} = K_T + P_C \beta_T$$

$$\Delta P_{P2} = P_2 - P_T + \Delta P_{LINEA} = K_{P2} + P_C$$

$$\Delta P_{P1} \neq \Delta P_{P2} \Rightarrow \Delta P_{TOT} = K_{P1} + P_C \beta_T$$

$$(P_{TP}) = A P_C \beta_T + B P_C + C$$

$$(P_{TP}) = \frac{m}{\rho} \cdot \frac{\Delta p}{p}$$



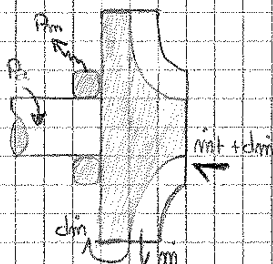
IL COMBUSTIBILE NEL PRE-BURNER BRUCIA MALE A CAUSA DELL'ERRATO MR (ottimale MR = 6). PER UN CICLO CHIUSO SI HANNO ELEVATI m\_p e bassi beta\_T.

beta\_T è un parametro a progetto, c'è un limite alla PR ottenibile, ED È TALE CHE LA POTENZA RICHIESA DALLA POMPA PTP È SUPERIORE A QUELLA CHE PUÒ ESSERE FORNITA DALLA TURBINA.

CONSIDERANDO IL FUNZIONAMENTO DI UNA TURBOPOMPA, SI HA CHE OCCORRE IMPORRE AL PROPULLENTE UN CERTO ΔP PER GARANTIRNE UNA CERTA PORTATA

$\dot{m} \rightarrow Q = \dot{m}/\rho$  PORTATA IN VOLUME (Q)  
 $\Delta P \rightarrow H = \Delta p/\rho g$  PREVALENZA (H)  
 $P \rightarrow P_p$

dove  $P_p = \rho g m v R_p \Rightarrow$  RENDIMENTO della TURBO POMPA



$$R_p = \frac{\dot{m}}{m + dm}$$

$$r_{m1} = \frac{P_1}{P_2}$$

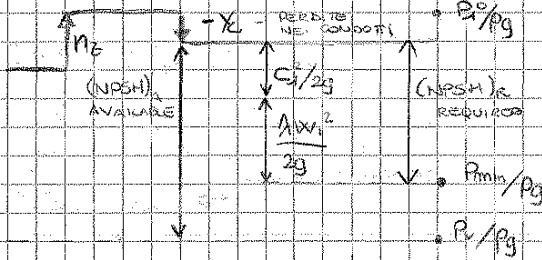
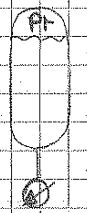
$$R_p = \frac{L_1 - L_2}{L_1} = \frac{\Delta p_{IDEALE}}{\Delta p_{REALE}} = \frac{gH}{L_1}$$

$$L_1 = \int v dv + \Delta E_c + \Delta E_{quv} + L_{v1} \rightarrow L_1 = \frac{\Delta p}{\rho} + \frac{c_2^2 - c_1^2}{2} + \rho g (z_2 - z_1) + L_{v1}$$

$$L_1 = \frac{\Delta p}{\rho} + L_{v1}$$

# CAVITAZIONE

LA CAVITAZIONE E' UN EFFETTO PROBLEMATICO CHE PUO' PROVOCARE LA ROTTURA DELLE PULTE, INSTABILITA' DEL FLUSSO, DELLA CONNESSIONE E DELLA SPINTA, FINO ALL'INOLTAMENTO DEL ROTORE

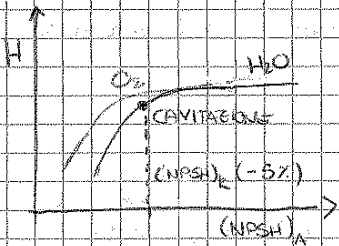


SI E' SOGGETTI A CAVITAZIONE QUANDO  $(NPSH)_A < (NPSH)_R$   
 dove  $NPSH = \text{net positive suction head}$

$$(NPSH)_A = \frac{P_1^0 - P_v}{\rho g} = \frac{P_T - P_v}{\rho g} + \eta z - h_c \quad , \quad (NPSH)_R = \frac{C_1^2}{2g} + \frac{A W_1^2}{\rho g}$$

RIMEDI ALLA CAVITAZIONE:

- 1) si alza  $(NPSH)_A$ , cioè si aumenta  $P_1$ , tuttavia comporterebbe un aumento del peso del serbatoio. Si può anche aggiungere una boost pump + inverter per aumentare la pressione e non far cavitare gli elementi vicini.
- 2) si agisce su  $(NPSH)_R$ , abbassando  $C_1$  e/o  $W_1$ .  
 per ridurre  $C_1$  occorre allargare il tubo di mandata, di conseguenza aumentano le dimensioni della macchina ( $\eta_1 < \eta_{opt}$ )  
 per ridurre  $W_1$  occorre diminuire i giri della macchina (N), avendo però bisogno di una macchina più lenta, si va incontro al pes. superiore.



PER TROVARE IL LIMITE DI CAVITAZIONE SI FAUNO PROVE CON H2O CON UNA VALVOLA DI LAMINAZIONE, FISSATI Q e N, TRAVO  $(NPSH)_R$

Per convenzione si considera la pompa cavitata quando si perde il 5% di H2O CAVITA prima dell'O2, E SONO PERANNO PIU' CONSERVATIVE

EFFETTO TERMODINAMICO: Quando si forma una bolla di vapore, essa sottrae calore dal liquido, riducendo T e P\_v (p.m. di vapore). In questo modo si aumenta  $(NPSH)_A$  ritardando la cavitazione

$$m C_p \Delta T = m v h_v \quad (C_p = \text{cap. termica}, h_v = \text{calore latente})$$

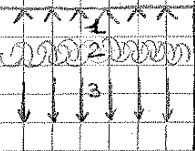
Regola:  $\frac{(NPSH)_R}{C_1^2 / 2g} = \begin{cases} 3 & \text{per H}_2\text{O e simili (Stordale)} \\ 2 & \text{per LOx} \\ 1 & \text{per LH}_2 \quad (\text{massimo effetto termodinamico}) \end{cases}$

$$\frac{(NPSH)_R}{C_1^2 / 2g} = 1 + \frac{A W_1^2}{C_1^2} \quad N_{ss} = \frac{N \sqrt{Q}}{(NPSH)_R^{3/4}} \quad \text{n° di giri specifici per cavitazione}$$

$$\sigma = \frac{H}{(NPSH)_R} = \text{Parametro di THONA}$$

e macchine centrifughe hanno forma elevati perché comprimono poco.

## CAMERA DI SPINTA E INIEZIONE



La camera di spinta può essere suddivisa in 3 sezioni a cui corrispondono altrettante fasi della combustione

- 1) ATOMIZZAZIONE - VAPORIZZAZIONE - MIXING
- 2) RAPIDA COMBUSTIONE → Avviene la maggior parte del rilascio di energia. È turbolenta ed eterogenea, che forma la fiamma!
- 3) W-ASSIALE → La velocità assiale è predominante e si formano degli streamlines - Showerstreaks

CONSIDERANDO GLI INIETORI, ESSI SONO POSTI NELL'INJECTOR HEAD e si affacciano sulla pila da parte della camera.

GLI INIETORI SOFFRONO LA VICINANZA CON LA FIAMMA E OCCORRE RENDERE LONTANA

### - INIETORI A

OCCHIAI:

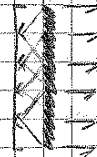
In questo modo  $O_2$  e  $H_2$  si miscelano lontano dagli iniettori.

La camera è più lunga e i  $Q$  sono minori

COME VECCHIA

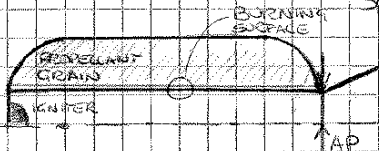
ATTUALMENTE È POSSIBILE AVVICINARE LA COMBUSTIONE:

Il maggior e camere più compatte



## ENDOREATTORI A PROPELENTE SOLIDO

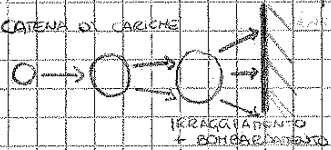
SOLID ROCKET MOTORS: sono motori semplici che richiedono un accenditore, la cui spinta non è del tutto controllabile.



È NECESSARIO UN ACCENDITORE, CHE INNESCHI PARTE DEL PROPELENTE E FACCI AVVIARE LA REAZIONE (FLAME SPREADING).

I GAS COMBUSTI PASSANO ATTRAVERSO UN'AREA AP, DETTA PORT AREA, MENTRE LA COMBUSTIONE AVVIENE SULLA BURNING SURFACE.

IL COMBUSTIBILE IN FORMA SOLIDA DIVERGE IL NOME DI GRANO, LA CUI GEOMETRIA VARIA DURANTE L'USCIVAMENTO



### METODI DI REGOLAZIONE E ARRESTO

- GETTO DI FLUIDO INIBITORE SULLA FIAMMA
- ABBASSAMENTO DI PRESSIONE
- GRADIENTE DI PRESSIONE ELEVATO (SI SOFFIA SULLA FIAMMA)

### 1 - SCELTA PROPELENTE

2 - SCELTA GEOMETRIA GRANO ( $A_b, A_p, A_n$ ) → Requisiti e Vincoli dai quali dipendono direttamente.

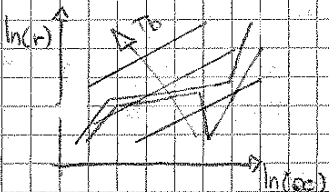
3 - WEB THICKNESS → spessore consumato del grano

4 - WEB FRACTION →  $W/F = W/D$ , con  $D$  = diametro camera

5 - VOLUME LOAD FRACTION →  $V_b/V_{tot}$ ; Volume grano su volume totale

$r$  = Velocità di regressione: → Velocità con cui brucia il grano

## BOMBA DI CRAWFORD



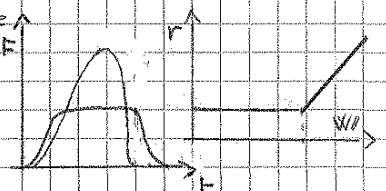
$T_b$  = temp del provalo  
 $P_c$  = pressione in camera

$$r = \frac{C_0}{C_{ST}} \cdot e^{\frac{C_1}{P_c}} \cdot (T_b - T_0)^{C_2}$$

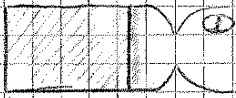
TEMPERATURE SENSITIVITY  
PRESSURE SENSITIVITY  
LEGE EMPIRICA

per alcuni propellenti il comportamento può essere davvero strano (rosso e verde).

- EROSIONE → se la combustione è erosiva, all'aumentare delle velocità viene condizionato lo scambio termico che favorisce la combustione stessa. Esso si verifica dopo una certa soglia
- ACCELERAZIONI → Selezionando le accelerazioni agiscono comprimendo parte del grano che brucia più rapidamente, incrementando la spinta

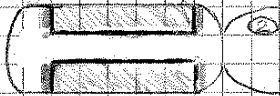


## EFFETTI DELLA GEOMETRIA SULLE PRESTAZIONI



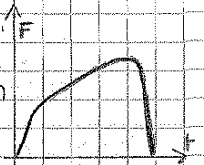
### ① MOTORI A COMBUSTIONE FRONTALE

- sono costituiti da  $A_b$  costante e  $F = \text{costante}$  non sono possibili grandi spinte a meno di non aumentare la superficie di combustione  $F \propto A_b$
- > AUMENTO INGOMBRO FRONTALE MOTORE (1)
- > COMBUSTIONE FRONTE/RETRO (mantiene l'ingombro e aumenta  $A_b$ ) (2)



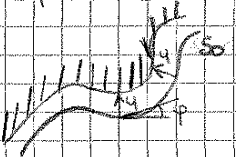
### ③ MOTORI A COMBUSTIONE LATERALE (SIDE BURNING)

- Sono caratterizzati da  $A_b$  variabile nel tempo, in funzione della geometria data al grano. nel caso più semplice (cilindro cavo)  $A_b = 2\pi r L$



Si può anche adottare una geometria side + end, in cui il grano regredisce anche in direzione assiale al motore. In generale ogni geometria genera curve di spinta differenti e uniche.

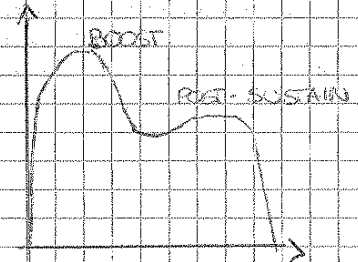
$A_b = L \cdot S$ , con  $S =$  sezione del grano (perimetro della sezione, di forma quadrata) e' possibile scegliere l'andamento della spinta valutando l'andamento della superficie di combustione



$S_0 =$  perimetro iniziale  
 $q =$  arretramento superficie

$$dS = dr \cdot d\phi$$

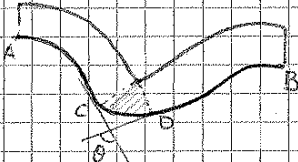
$$q = \int_0^r r \cdot dt$$



LIVELLI DI SPINTA DI UN TIPO BOOSTER NEL TEMPO

$$S_{AB} = S_{AC} + S_{AB} - C\hat{D}$$

$$= S_0 + q[(\phi_c - \phi_a) + (\phi_b - \phi_c)] - C\hat{D}$$



## PROPELLENTI SOLIDI

- possono essere OMOGENEI o COMPOSITI

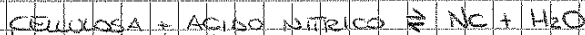


Nel caso di propellenti omogenei la miscela del propelente contiene già legati tra loro ossidante e combustibile. LA NATURA DEL LEGANTE CHIMICO LIBERA ENERGIA (NITROCELLULOSA - NITROGLICERINA)



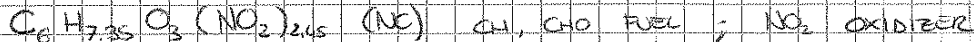
Nel composito invece abbiamo una COMBINAZIONE MECCANICA DEI DUE ELEMENTI, L'OSSIDANTE e' DISPERSO NEL COMBUSTIBILE e' di NORMALE NECESSARIO UN LEGANTE.

- NITROCELLULOSA e NITROGLICERINA BASE NC



e' importante la percentuale di azoto nel composto (da 8 a 14%)

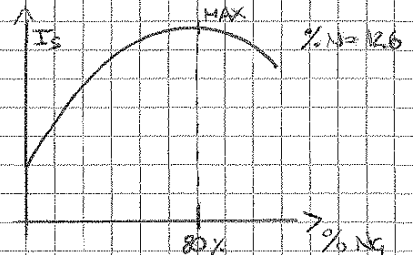
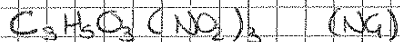
Per scopi propulsivi si impiega in genere una percentuale intorno al 12,6%



LA MOLECOLA RISULTANTE e' FUEL RICH (abbondanza di Carbonio) e FIBROSA.

PER PRODURRE IL GRANO SI IMPIEGANO SOSTANZE PLASTIFICANTI.

-> NITROGLICERINA (ACIDO NITRICO + GLICERINA), OXIDIZER RICH



LE PRESTAZIONI DEL GRANO VARIANO IN FUNZIONE DEL RAPPORTO DI MISCELA, OSSIA LA % DI NG IMPIEGATA.

IL MASSIMO SI AVREBBE PER UN 80% NG, PURTROPPO ESSENDO MOLTO LIQUIDA e SI ATTIENE AD UN 40% NG.

PER SOPPRIERE ALLA CARENZA DI OSSIDANTE SPESSE SI USANO ALTRI TIPI DI OSSIDANTI:

- INORGANICI
- ORGANICI