NUMERO: 568

DATA: 02/07/2013

A P P U N T I

STUDENTE: Rinaldi

MATERIA: Fondamenti di Propulsione Aerospaziale
Prof. LaRocca - Marsiglio

ESERCITAZIONI DI PROPULSIONE

MOTORI A COMBUSTIONE INTERNA

ESERCIZIO N°1

UN MOTORE ALTERNATIVO A BENZINA, A 4 TEMPI, CON 4 CILINDRI, HA UNA CILINDRATA TOTALE DI 1770 cm^3, LAVORA CON UNA PRESSIONE MEDIA EFFETTIVA di 7,2 bar E FUNZIONA A REGIME A 5000 giri/min. IL MOTORE HA UN CONSUMO ORARIO DI 21,24 Kg/h DI COMBUSTIBILE CON POTERE CALORIFICO INFERIORE DI 43'000 KJ/Kg. DETERMINARE LA POTENZA EFFETTIVA, LA COPPIA, LA CORSA, L'ALESAGGIO, LA VELOCITÀ MEDIA DEL PISTONE, IL CONSUMO SPECIFICO DI COMBUSTIBILE E IL RENDIMENTO GLOBALE DEL MOTORE

DATI:
- 4 TEMPI $\Rightarrow m = 2$
- 4 CILINDRI $\Rightarrow i = 4$
- CILINDRATA TOTALE $\Rightarrow iV_0 = 1770\ cm^3 = 1770 \cdot 10^{-6}\ m^3$
- $p_{me} = 7{,}2\ bar = 7{,}2 \cdot 10^5\ Pa$
- $n = 5000$ giri/min
- $\dot{m}_b = 21{,}24\ kg/h$
- $H_i = 43'000\ kJ/kg$

SOLUZIONE:

$$P_u = p_{me}\,(iV_0)\,\frac{n}{60\,m} = 7{,}2 \cdot 10^5\ Pa\ \left(1{,}770 \cdot 10^{-3}\ m^3\right)\left(\frac{5000}{60 \cdot 2\,s}\right) = 53100\ \frac{Nm}{s}$$

$$P_u = 53{,}1\ kW \rightarrow \text{POTENZA EFFETTIVA}$$

$$P = C\omega \Rightarrow C = \frac{P}{\omega} = \frac{P\,60}{n\,2\pi} = \frac{53100\ \frac{Nm}{s}}{\left(\frac{5000 \cdot 2\pi}{60}\right)\frac{1}{s}} = 101{,}41\ Nm \quad \leftarrow \text{COPPIA}$$

Sapendo che nei motori $\frac{c}{d} = 1{,}1 \Rightarrow d = \frac{c}{1{,}1}$

$$V_0 = \left(\pi \frac{d^2}{4}\right) c \Rightarrow c = \frac{V_0\,4}{\pi d^2} = \frac{V_0\,4}{\pi \left(\frac{c}{1{,}1}\right)^2}$$

$$c^3 = \frac{V_0\,4}{\pi \left(\frac{1}{1{,}1}\right)^2} \Rightarrow c = 0{,}088\ m = 88\ mm \rightarrow \text{CORSA}$$

$$d = \frac{c}{1{,}1} = 0{,}080\ m = 80\ mm \rightarrow \text{ALESAGGIO}$$

VELOCITÀ MEDIA PISTONE

$$u = \frac{2\,c\,n}{60} = 14{,}66\ m/s$$

CONSUMO SPECIFICO

$$q_b = \frac{\dot{m}_b}{P_u} = \frac{21{,}24\ \cancel{k}g/h \cdot 1000}{53100\ \frac{Nm}{s}} = \frac{21{,}24\ g/h}{53{,}1\ kW} = 400\ \frac{g}{kW \cdot h}$$

$$\eta_u = \frac{P_u}{\dot{m}_b H_i} = \frac{53{,}1\ kW}{21{,}24\ kg/h \cdot 43000\ \frac{kJ}{kg}} = \frac{53{,}1\ kW}{\frac{21{,}24}{3600}\ (43'000)\ \frac{kJ}{s}} = 0{,}209$$

ESERCIZIO N°3

DECOLLANDO DA UN AEROPORTO A 1000 m (0,899 bar ; 8,5°C) UN MOTORE ALTERNATIVO A 6 CILINDRI EROGA 360 KW A 3200 rpm CON UN CONSUMO SPECIFICO DI COMBUSTIBILE DI 300 g/KWh. ASSUNTI VALORI PLAUSIBILI PER LA DOSATURA ED IL COEFFICIENTE DI RIEMPIMENTO, SI VALUTI LA CILINDRATA TOTALE E LA pme. SI CALCOLI IL DIAMETRO DEL CILINDRO PER $\frac{c}{d} = 0,9$

DATI:

$$z = 1000\,m \Rightarrow \begin{cases} T_a = 8,5°C = 281,65\,K \\ P_a = 0,899\,bar = 89,9\,kPa \end{cases}$$

6 CILINDRI $\Rightarrow i = 6$ $\quad m = 2$

$P_u = 360\,KW$

$n = 3200$ giri/min

$q_b = 300\,g/KWh$

$\frac{c}{d} = 0,9$

SCELGO $\boxed{\alpha = 13}$ e $\boxed{\lambda_v = 0,96}$

SUPPONGO SIA UN MOTORE A 4 TEMPI $\Downarrow$ $m = 2$

SOLUZIONE:

$$q_b = \frac{\dot{m}_b}{P_u} \Rightarrow \dot{m}_b = q_b \cdot P_u = 300 \frac{g}{KWh} \cdot 360\,KW = 108 \frac{Kg}{h} = 30\,g/s$$

$$m_b = \dot{m}_b \frac{60\,m}{n} = 30 \frac{g}{s} \cdot \frac{60 \cdot 2}{3000 \frac{cicli}{s}} = 1,2 \frac{g}{ciclo}$$

$$\alpha = \frac{m_a}{m_b} \Rightarrow m_a = \alpha\, m_b = 15,6\,g/ciclo$$

$$v_a = \frac{R^* T_a}{P_a} = 287 \frac{J}{Kg\,K} \cdot \frac{281,65\,K}{89,9 \cdot 10^3\,Pa} = 0,899 \frac{m^3}{Kg}$$

$$\lambda_v = \frac{m_a}{\left(\frac{i V_0}{v_a}\right)} \Rightarrow i V_0 = \frac{m_a v_a}{\lambda_v} = \frac{\frac{15,6}{1000} Kg/ciclo \cdot 0,899 \frac{m^3}{Kg}}{0,96} = 0,0146\,m^3$$

$$P_u = pme\,(i V_0) \frac{n}{60\,m} \Rightarrow pme = \frac{P_u\, 60\,m}{(i V_0)\, n} = \frac{360\,KW \cdot 60 \cdot 2}{(0,0146\,m^3) \cdot 3000 \frac{giri}{s}} = 986301\,Pa$$

$$pme = 9,86\,bar$$

$$V_0 = \frac{i V_0}{i} = \frac{0,0146\,m^3}{6} = 2,43 \cdot 10^{-3}\,m^3$$

$$V_0 = \pi \frac{d^2}{4} \cdot c = \pi \frac{d^2}{4} \cdot (d \cdot 0,9) = \frac{\pi\, d^3 \cdot 0,9}{4} \Rightarrow d = \sqrt[3]{\frac{V_0 \cdot 4}{\pi \cdot 0,9}} = 0,15\,m = 150\,mm$$

$$c = d \cdot 0,9 = 0,136\,m = 136\,mm$$

$$v_1 = \frac{R^* T_1}{P_1} = 287 \frac{J}{Kg\,K^\circ} \cdot \frac{288\,K}{101,3\ kPa} = 0,816 \frac{m^3}{Kg}$$

$$v_2 = \frac{v_1}{9} = \left(\frac{0,816}{8}\right) \frac{m^3}{Kg} = 0,102 \frac{m^3}{Kg}$$

2 → 3 HO LA COMBUSTIONE : FACCIO L'EQUILIBRIO ENERGETICO

$$m_b H_i = c_v \overbrace{(T_3 - T_2)}^{\Delta T} (m_a + m_b)$$

$$\cancel{m_b} H_i = c_v (T_3 - T_2) \cancel{m_b} \left(\frac{m_a}{m_b} + 1\right)$$

$$H_i = c_v (T_3 - T_2)(\alpha + 1)$$

$$(T_3 - T_2) = \frac{H_i}{c_v (\alpha + 1)}$$

$$T_3 = T_2 + \frac{H_i}{c_v(\alpha+1)} = 661,65\ K + \left(43\,000 \frac{kJ}{\cancel{Kg}} \frac{1}{717,5 \frac{J}{\cancel{Kg}\,K^\circ} \cdot 15}\right)$$

$$T_3 = 4657\ ^\circ K$$

$$P_3 v_3 = R^* T_3 \Rightarrow P_3 = \frac{R^* T_3}{v_2} = 288 \frac{J}{\cancel{Kg}\,K^\circ} \cdot \frac{4657\ ^\circ K}{0,102 \frac{m^3}{\cancel{Kg}}} = 13149\ KPa$$

$$P_3 = 131,5\ bar$$

$$Q_1 = c_v (T_3 - T_2) \frac{V_2}{v_2} = 717,5 \frac{J}{\cancel{Kg\,K^\circ}} (4657 - 661,65) \cancel{K^\circ} \frac{1,8 \cdot 10^{-4}\ \cancel{m^3}}{0,102\ \cancel{m^3}/Kg}$$

$$Q_1 = 5058,8\ J$$

$$\eta_{id} = 1 - \frac{1}{9^{\gamma-1}} = 0,56 \qquad L_{id} = \eta_{id} Q_1 = 0,56 \cdot 5058,8\ J = 2832,94\ J$$

CONTINUO A RISOLVERE IL CICLO.

DA 3 → 4 HO UN ISOENTROPICA $\Rightarrow P_3 V_3^\gamma = P_4 V_4^\gamma$

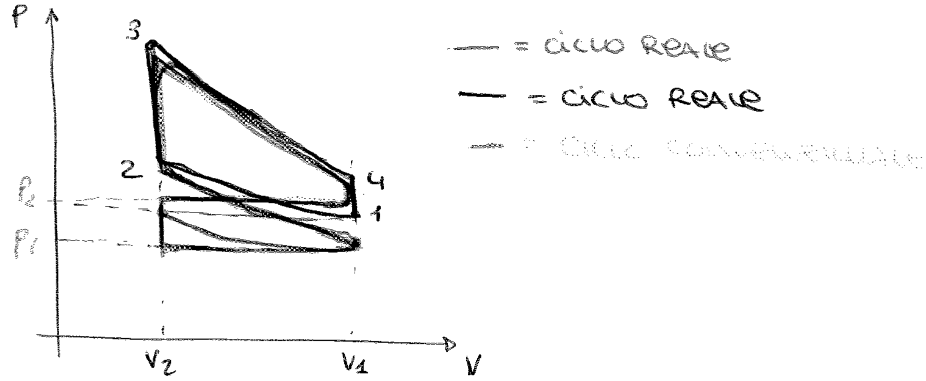
$$P_4 = P_3 \left(\frac{V_3}{V_4}\right)^\gamma = P_3 \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^\gamma = P_3 \left(\frac{1}{9}\right)^\gamma = 131,5 \cdot 10^5\ Pa \left(\frac{1}{8}\right)^{1,4} = 715\ KPa$$

$$T_4 V_4^{\gamma-1} = T_3 V_3^{\gamma-1} \Rightarrow T_4 = T_3 \left(\frac{V_3}{V_4}\right)^{\gamma-1} = T_3 \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^{\gamma-1} = T_3 \left(\frac{1}{9}\right)^{\gamma-1} = 4657\ K^\circ \left(\frac{1}{8}\right.$$

$$T_4 = 2027\ ^\circ K$$

ANDIAMO A FARE UN'ANALISI PIÙ PROSSIMA ALLA REALTÀ:

AVEVAMO TRACCIATO IL CICLO IDEALE

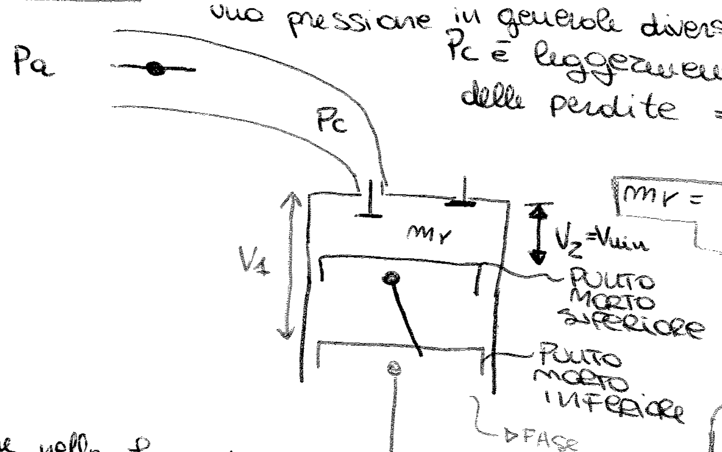


ORA DEVO TRACCIARE E DEFINIRE IL CICLO REALE E LE SUE PRESTAZIONI

IL CICLO REALE È MOLTO COMPLICATO ⟹ USEREMO UN <u>CICLO CONVENZIONALE</u> PIÙ SEMPLICE CHE LO APPROSSIMA. (ciclo verde lineare)

<u>NEL PUNTO 1</u>: ① Nel caso reale dobbiamo considerare nel collettore di aspirazione una pressione in generale diversa da quella di ASPIRAZIONE.

P_c è leggermente inferiore a P_a a causa delle perdite ⟹ $\boxed{P_c = 0{,}98 \div 0{,}99\ P_a}$



$\boxed{m_r = \text{massa dei gas residui del ciclo precedente}}$ ⟹ P_r e T_r $\boxed{= \text{PRESS. e TEMPER. dei GAS RESIDUI}}$

HO SUPPOSTO CHE SIA A PRESSIONE COSTANTE LA FASE DI ASPIRAZIONE

$V_0 = V_1 - V_2$ (cilindrata)

② Inoltre nella fase di scarico permane una massa di gas residui m_r combusti che all'inizio nella fase di aspirazione occuperà un volume $V_{min} = V_2$ ad una pressione $P_r < P_a$.

③ Quando il pistone scende inizia la fase di ASPIRAZIONE. I gas residui si espandono e si raffreddano cedendo calore alla carica fresca, e contemporaneamente anche gli organi in movimento caldi cedono calore alla carica fresca. Si determina una perdita di riempimento. A discesa del pistone avvenuta, la caduta di pressione nel cilindro avrà permesso l'ingresso di una carica fresca: $m_a + m_b$

④ Tuttavia la presenza dei gas residui più caldi della carica fresca produrrà un preriscaldamento che in parte sarà anche dovuto allo scambio termico tra fluido, e pareti e pistone.

$$Q_r = m_r\, c_p' (T_r - T_1)$$

T_1: Temp. fine aspirazione

↓ CALORE CEDUTO DAI GAS DI SCARICO RESIDUI PRESENTI NEL CILINDRO

$$Q_a = (m_a + m_b)\, c_p (T_1 - T_a)$$

c_p: ARIA

↓ CALORE ASSORBITO DALLA CARICA FRESCA

In genere $c_p' \neq c_p$ perché i gas di scarico hanno R^* maggiore

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

$$\Rightarrow \frac{m_r}{m_a} = \frac{1}{\lambda_v} \cdot \frac{1}{\rho - 1} \cdot \frac{R T P_r}{P R' T_r}$$

DALLA TABELLA PRENDO:

$$\begin{cases} c_p'/c_p = 1{,}15 \\ \Delta T = 0 \div 30°K = 20K \end{cases}$$

- $\frac{P_r}{P_a} = 1{,}05$
- $\frac{T_r}{T_a} = \frac{950}{288} = 3{,}3$ } LO RICAVO DAI DATI RICAVATI DALL'ESERCIZIO
- $\frac{R'}{R} = 1{,}05$

NEL NOSTRO CASO QUINDI PER CALCOLARE $\frac{m_r}{m_a}$ MI MANCA SOLO

$\boxed{\lambda_v = 0{,}7 \div 0{,}9} \longrightarrow$ SCELGO $\boxed{\lambda_v = 0{,}85}$

DALL'ESERCIZIO $\simeq 14$

$$\boxed{\alpha' = \frac{m_r}{m_a}\alpha = 0{,}71}$$

RICAVO SOSTITUENDO NELL'EQ. (2.2) ASSUMENDO $\boxed{\Delta T = 20°K}$

$T_1 = 342\ K$; NEL PUNTO 1 HO RAGGIUNTO QSTA TEMPERATURA!

PER DEFINIRE IL PUNTO 1 MI SERVE ANCHE LA PRESSIONE P_1.

$$m_1 = m_r + m_a + m_b$$

$$\frac{V_1}{v_1} = \frac{V_2}{v_r} + \lambda_v (V_0/v) + \frac{m_a}{\alpha}$$

$\lambda_v (V_0/v)$

PRESSIONE AMBIENTE.

$$\frac{V_1 P_1}{R T_1} = \frac{V_2 P_r}{R' T_r} + \lambda_v \frac{V_0 P}{R T}\left(1 + \frac{1}{\alpha}\right)$$

L VALORE INTERMEDIO TRA R e R' ERA LA R relativa a miscela fresca + gas combusti

semplifichiamo le varie R

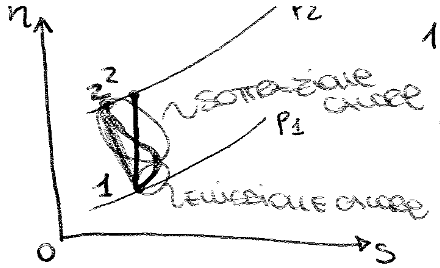
$$P_1 = \frac{V_2}{V_1} P_r \frac{\cancel{R} T_1}{R' T_r} + \lambda_v \frac{V_0}{V_1} \frac{\cancel{R} T_1}{\cancel{R} T_a} P_a \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right)$$

$\frac{V_2}{V_1} = \frac{1}{\rho}$

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

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

$$P_1 = \frac{1}{\rho} P_a \frac{T_1}{T_r} 1{,}05 + \lambda_v \left(1 - \frac{1}{\rho}\right) \frac{T_1}{T_a} P_a \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right)$$



1->2 È ISENTROPICA NEL CASO IDEALE.

NEL CASO REALE γ VARIA IN FUNZIONE DELLA TEMPERATURA (XCHÉ VARIANO c_p e c_v)!

LA COMPRESSIONE RISPETTO AL CASO IDEALE PRESENTA: ① IRREVERSIBILITÀ => TRASF. NON ADIABATICA ② γ È FUNZIONE DELLA TEMPERATURA ③ SCAMBIO TERMICO TRA PARETI E FLUIDO Ⓐ E TRA FLUIDO E PARETI Ⓑ.

NELLA PRIMA FASE Ⓐ C'È EMISSIONE DI CALORE DALLE PARETI DEL CILINDRO ~~ALLA~~ CARICA FRESCA E POI SI INVERTE L'EFFETTO Ⓑ.

$$T\,ds = dQ$$

— = POLITROPICA GENERICA CON CUI APPROSSIMO LA TRASFORMAZIONE REALE).

$$\underbrace{pV^{m} = cost}_{\text{FUNZIONE DELLA GENERICA POLITROPICA } 2 \to 1} \qquad \text{con} \quad m = \gamma(T) + \delta$$

PER DECIDERE SE δ È $\gtrless$ di 0: nell'isentropica ideale

$PV^{\gamma} = cost \qquad \gamma = 1{,}4$

il nostro ESPONENTE È sicuramente COMPRESO TRA 1 e 1,4

$$\boxed{\gamma^{*} = 1{,}46 - 0{,}17 \cdot 10^{-3}\,\frac{T_1 - T_2}{2}}$$ LEGGE SPERIMENTALE

$$\boxed{m = \gamma^{*} - \delta}$$

$\Rightarrow p_2 V_2^{m} = p_1 V_1^{m}$

IL PUNTO ② È INCOGNITO => devo andare per tentativi...

AVEVAMO SCELTO $T_r = 950\,K \Rightarrow \delta = 0{,}022$

$T_2 = 661\,K$ -> (PER PRIMA COSA PARTO DAL T_2 ideale)

$$T_2 V_2^{m-1} = T_1 V_2^{m-1} \Rightarrow T_2 = T_1\, g^{m-1} \qquad (T_1 = 342\,K)$$

RICAVO γ METTENDO COME PRIMO TENTATIVO $T_2 = 661\,K$ e POI RICAVO $\gamma \to m \to T_2$ fino a quando non vedo che T_2 va a CONVERGENZA.

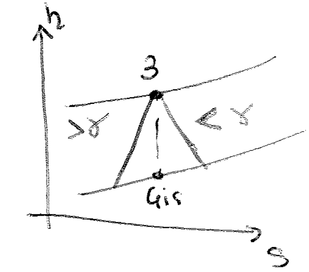
Se $T_1 = 342$ (FISSO) $T_2 = 661 \to \gamma = 1{,}3747$

$m = \gamma - 0{,}022 = 1{,}3527$

$T_2 = 342 \cdot g^{m-1} = 712\,K$

RIPETO FINCHÉ NON VARIA PIÙ $T_{2RE} = \underbrace{707\,K}$

VOGLIAMO ORA DETERMINARE IL PUNTO 4



IL PUNTO 4is SI DETERMINA GRAZIE ALLA LEGGE DELL'ISENTROPICA. NEL CASO REALE PUO' PREVALERE UNO DEI SEGUENTI EFFETTI:

- SOTTRAZIONE DI CALORE $\Rightarrow$ RIDUZIONE ENTROPIA /
- AUMENTO DI CALORE dovuto alla reimmissione del calore accumulato durante la combustione $\Rightarrow$ AUMENTO ENTROPIA \

Generalmente questo fenomeno RICHIEDE TEMPI TROPPO LUNGHI quindi prevale principalmente il primo fenomeno.

Le LEGGE CHE LO DESCRIVE SARÀ QUELLA DELLA POLITROPICA:

$$pV^{m'} = cost \qquad [m' \neq m \text{ CHE AVEVO IN 1-2}]$$

$$m' = \gamma + \delta' \quad \text{in cui} \quad \delta' = 0{,}05 - \frac{20\%\,\Delta q}{4186}$$

$$\gamma = 1{,}37 - 4\cdot10^{-4}\,\frac{T_3+T_4}{2}$$

BISOGNA ITERARE IL PROCESSO SOSTITUENDO PRIMA T_{4is} E POI RICAVANDO DALLA LEGGE DELLA POLITROPICA: $TV^{m'-1} = cost$

$$\Downarrow$$

$$T_4 = \frac{T_3}{\rho^{m'-1}}$$

NB δ' È SOSTANZIALMENTE INDIPENDENTE DA $T_4 \Rightarrow \delta' = 0{,}0101$

$\gamma(T_4^{is}) = 1{,}4722$

$m'(T_4^{is}) = 1{,}4823 \Rightarrow T_4' = 1130\,K$

reiterando il procedimento ottengo: $\gamma_{RE} = 1{,}4551$, $m'_{RE} = 1{,}4652$ $\Rightarrow T_4^{RE} = 1171\,K$

RICAVIAMO INFINE LA PRESSIONE DA: $PV^m = cost$

$$P_4 = P_3\left(\frac{1}{\rho}\right)^m = 3{,}53 \text{ bar}$$

ORA CONOSCO PUNTO PER PUNTO IL DIAGRAMMA DEL CICLO CONVENZIONALE:

STATO 1 $P_1 = 0{,}99$ bar $T_1 = 342\,K$

STATO 2 $P_2 = 16{,}25$ bar $T_2 = 707\,K$

STATO 3 $P_3 = 74{,}38$ bar $T_3 = 3082\,K$

STATO 4 $P_4 = 3{,}53$ bar $T_4 = 1171\,K$

TABELLA IV-C1

FATT. di CORREZIONE SU Ci

Motore (ciclo)			ρ	η_v	diluiz. %	p_3/p_2	T_r °K	p_r/p	$\Delta T°$	δ	δ_c	δ'	φ
A carburazione a benzina	AVIO (OTTO)	col compr.	5,5÷6,5	1.0	-10÷+10	-	800	-	-	0,022	0,02	$0,05 - \frac{\Delta Q}{1000}$	≃0,95 1.00
		senza compr.	6,5÷7,5	0.9		-	950	1.03	30°				
	AUTO (OTTO)	valv. in testa	6,5	0.75		-	900	1.08		0.023	0.09	$0.08 - \frac{\Delta Q}{1000}$	0,95
		valv. laterali	7,0	0,7		-	900	1.10	30°		0.10	$0.10 - \frac{\Delta Q}{1000}$	
A iniezione di nafta	Diesel veloce (Sabathé)	4 T	14 ÷ 16	0.8	0÷100	1,3÷1,5	650	1.06	15°	0.032	0.04	0.08	0,98
		2 T	16 ÷ 20	0,7 (°)			600	1,1 (°)			0.05		0,95
	Diesel lento (Diesel e Sabathé)	4 T	13 ÷ 15	0,85		1,0 ÷ 1.2	600	1,05	20°	0.035	0.05	0.09	1,00
		2 T	15 ÷ 17	0,75 (°) (°)$_a$			550	1,1 (°) (°) p_1/p			0.06		0,97

98

TURBOGETTO

ESERCIZIO n° 2

UN TURBOREATTORE HA UNA PORTATA di 70 kg/s A LIVELLO DEL MARE E UN UGELLO CONVERGENTE CON AREA DELLA SEZIONE DI EFFLUSSO $A_e = 0,29\ m^2$. CALCOLARE SPINTA E RENDIMENTO PROPULSIVO A PUNTO FISSO E IN VOLO A $M = 0,85$, $z = 9000\ m$. SI CONSIDERI $\gamma = 1,33$ E CHE LA PORTATA ELABORATA DAL MOTORE VARI CON LA QUOTA COME LA DENSITÀ. L'UGELLO FUNZIONI SEMPRE IN CONDIZIONI CRITICHE E CON TEMPERATURA DI EFFLUSSO $T_e = 1000K$. CALCOLARE INOLTRE IL RENDIMENTO GLOBALE DEL TURBOREATTORE SAPENDO CHE $f = 0,02$ e $Q_f = 45\ MJ/kg$.

DATI:

$\dot{m}_a = 70\ kg/s$

$A_e = 0,29\ m^2$

UGELLO CONVERGENTE

a) $u_\infty = 0$ $\quad T?\ \eta_p?$

b) $M_\infty = 0,85$ e $z = 9000\ m$. $\quad T?\ \eta_p?$

$\gamma = 1,33$

$\dot{m}_a \propto \rho$

UGELLO SEMPRE CRITICO CON $f = 0,02$ e $Q_f = 45 \frac{MJ}{kg}$ $\quad T_e = 1000K$

SOLUZIONE:

a) $T = T_J + (p_e - p_a) A_e - \dot{m}_a u_\infty$

$T = u_e(\dot{m}_a + \dot{m}_f) - \dot{m}_a u_\infty + (p_e - p_a) A_e$

$T = u_e \dot{m}_a (1 + f) - \dot{m}_a u_\infty + (p_e - p_a) A_e$

non posso calcolarlo

l'ambiente

POICHÉ L'UGELLO È IN CONDIZIONI CRITICHE:

$u_e = c = \sqrt{\gamma R^* T_e} = \sqrt{1,33 \cdot 287 \cdot 1000} = 617,8\ m/s$

PORTATA IN MASSA $\rho_e u_e A_e = \dot{m}_a (1 + f)$

$\rho_e = \dfrac{\dot{m}_a (1+f)}{u_e A_e} = 0,39\ \dfrac{kg}{m^3}$

$p_e = \dfrac{R^* T_e}{v_e} = R^* T_e \rho_e = 111930\ Pa = 111,93\ kPa$

$p_a = 101,3\ kPa$ $\quad u_\infty = 0$

$T = \left[617,8 \frac{m}{s} \cdot 70 \frac{kg}{s} (1,02)\right] - \left[70 \frac{kg}{s} \cdot 0\right] + 0,29\ m^2 (111,93 - 101,3)\ kPa \cong 47,2\ k$

IL RENDIMENTO GLOBALE

$$\eta_0 = \frac{P_P}{P_{rm}} = \frac{3{,}48\ MW}{24{,}03\ MW} = 0{,}145$$

$$P_P = T \cdot u_\infty = 13831\ N \cdot 251{,}6\ m/s = 3{,}48\ MW$$

$$P_{rm} = \dot m_f \cdot H_i = \frac{\dot m_f \cdot Q_f}{\dot m_{a2}} \cdot \dot m_{a2} = f \cdot Q_f \cdot \dot m_{a2} = 0{,}02 \cdot 45\ \frac{MJ}{kg} \cdot 26{,}7\ \frac{kg}{s} = 24{,}03\ MW$$

CALCOLO IL RENDIMENTO PROPULSIVO APPARENTE $\eta_P = \frac{2 u_\infty}{u_{eq} + u_\infty}$

$$u_{eq} = \left[\frac{T}{\dot m_{a2}} + u_\infty \right] \frac{1}{1+f} = 754{,}52\ m/s$$

$$\eta_{P_{APP}} = \frac{2 \cdot 251{,}6}{754{,}52 + 251{,}6} = 0{,}5$$

ESERCIZIO n°3

UN AEROPLANO SI MUOVE ALLA VELOCITÀ COSTANTE di 268 m/s ALLA QUOTA di 11000 m GRAZIE ALLA SPINTA DI UN TURBOREATTORE. LA PORTATA D'ARIA ATTRAVERSO IL MOTORE È 45 Kg/s E LA PORTATA DI COMBUSTIBILE 1 Kg/s. LA VELOCITÀ di EFFLUSSO DEL GETTO È 610 m/s E L'UGELLO È ADATTATO. SI CONSIDERI TRASCURABILE LA RESISTENZA ADDITIVA. SI CALCOLI:

a) RAM DRAG b) SPINTA DEL GETTO c) SPINTA STANDARD d) SPINTA SPECIFICA e) TSFC f) POTENZA DISPONIBILE ($Q_f = 45\ MJ/kg$) g) POTENZA PROPULSIVA h) RENDIMENTO PROPULSIVO i) RENDIMENTO GLOBALE

DATI:

$U_\infty = 268\ m/s$ $\qquad \dot m_a = 45\ kg/s$

$z = 11000\ m$ $\qquad \dot m_f = 1\ kg/s$

$u_e = 610\ m/s$ $\qquad p_e = p_\infty$

Soluzione:

$$z = 11000\ m \Rightarrow \begin{cases} T_a = 216{,}7\ K° \\ P_a = 22{,}7\ kPa \\ \rho_a = 0{,}365\ kg/m^3 \end{cases}$$

a) CALCOLO LA RESISTENZA D'ATTRITO $= \dot m_a U_\infty = 268 \frac{m}{s} \cdot 45 \frac{kg}{s} = 12060\ N$

b) SPINTA DEL GETTO T_J

$$T_J = (\dot m_a + \dot m_f) u_e = 46 \frac{kg}{s} \cdot 610 \frac{m}{s} = 28060\ N$$

c) $T = T_J - \dot m_a U_\infty = 16000\ N$

d) $$\frac{T}{\dot m_a} = \frac{16000\ N}{45\ kg/s} = 355{,}55\ \frac{m}{s} \qquad \left(N = kg\frac{m}{s^2}\right)$$

e) $$TSFC = \frac{\dot m_f}{T} = 6{,}25 \cdot 10^{-5}\ \frac{s}{m} \xrightarrow{\cdot 3600} 0{,}225\ \frac{kg}{N h}$$

f) $$P_{rm} = \dot m_f \cdot H_i = 1 \frac{kg}{s} \cdot 45 \frac{MJ}{kg} = 45\ MW$$

g) POTENZA PROPULSIVA $$P_P = T \cdot U_\infty = 16000\,N \cdot 268 \frac{m}{s} = 4288\ K\underbrace{\frac{Nm}{s}}_{W} = 4{,}29\ MW$$

h) $$\eta_P = \frac{P_P}{P_J} = \frac{T \cdot U_\infty}{P_J} = \frac{4{,}29 \cdot 10^6\ W}{6{,}98\ MW} = 0{,}615$$

$$P_J = T U_\infty + \frac{1}{2}(\dot m_a + \dot m_f)(u_e - U_\infty)^2 = 6980172\ W$$

$$\frac{kg}{s}\frac{m^2}{s^2} = N\frac{m}{s} = W$$

ESERCIZIO N°4

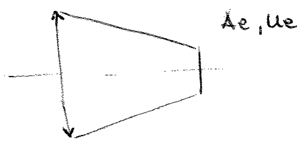
SI CONSIDERI UN TURBOGETTO CON UGELLO CONVERGENTE AVENTE SEZIONE MINIMA PARI A $0,07\ m^2$, IN VOLO A $M=0,85$ E ALLA QUOTA $z=12000\ m$ ($P_a = 19400\ Pa$). CONOSCENDO LA TEMPERATURA E LA PRESSIONE TOTALE ALL'INTERNO DELL'UGELLO, PARI RISPETTIVAMENTE A $1000\ K$ E $90\ kPa$, E SUPPONENDO CHE LE PROPRIETÀ DEL GAS SIANO UGUALI A QUELLE DELL'ARIA $R^* = 287 \frac{J}{kg\,K}$, CALCOLARE LE GRANDEZZE T_e^*, p_e^*, u_e^* NELLA SEZIONE DI EFFLUSSO, LA PORTATA ATTRAVERSO L'UGELLO, LA SPINTA GENERATA DAL PROPULSORE E IL SUO RENDIMENTO PROPULSIVO. CALCOLARE IL RENDIMENTO GLOBALE E IL CONSUMO SPECIFICO SAPENDO CHE $f=0,02$ E $Q_f = 45 \frac{MJ}{kg}$

DATI:

$A_e = 0,07\ m^2$

$M_\infty = 0,85$

$z = 12000\ m$ $\begin{cases} T_{az} = 216\ K \\ P_{az} = 19,4\ kPa \end{cases}$



$\boxed{T_e\ p_e\ u_e?}$

$u_e = u_\infty + u_f = ?$

T? η_p? η_o? q_b?

$\gamma = 1,4$

$T^\circ = 1000\ K$

$P^\circ = 90\ kPa$ $\Big\}$ nell'ugello convergente $\Rightarrow M_e = 1$

$Q_f = H_i = 45 \frac{MJ}{kg}$

$f = 0,02$

Soluzione:

PER PRIMA COSA DEVO CALCOLARE T^* E P^* CRITICHE E VERIFICARE SE $P^* \gtrless P_e$ IN MODO DA CAPIRE SE L'UGELLO È ADATTATO ($P_e^* = P_{\infty}$), SOTTO ESPANSO $P_\infty > P_e^*$ O SOVRAESPANSO $P_\infty < P_e^*$

SONO IN CONDIZIONI CRITICHE QUANDO $M=1$

$$\frac{T^\circ}{T} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right) \Rightarrow T_e^* = \frac{T^\circ}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)} = 833,33\ K$$

$$\frac{P^\circ}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow P_e^* = \frac{P^\circ}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = 47545\ Pa = 47,5\ kPa$$

$$c = \sqrt{R^* T_z \gamma} = \sqrt{287 \cdot 216 \cdot 1,4} = 294,6\ m/s$$

$$u_\infty = M \cdot c = 0,85 \cdot c = 250,4\ m/s$$

$P_{az} < P_e^*$

$\Downarrow$

UGELLO SOTTOESPANSO

$\Downarrow$

ESPANDERÒ ULTERIORMENTE ALL'ESTERNO FINCHÉ $P_e = P_{az}$!

$$u_e = \sqrt{R^* \gamma T^*} = 578\ m/s$$

↳ in condizioni critiche $T_e = T_e^*$

Atmosfera Standard

Altitudine (m)	Temperatura (K)	Pressione (kPa)	Densità (kg/m^3)
0	288.15	101.32	1.225
1000	281.65	89.88	1.112
2000	275.15	79.50	1.007
3000	268.66	70.12	0.909
4000	262.17	61.66	0.819
5000	255.68	54.05	0.736
6000	249.19	47.22	0.660
7000	242.70	41.10	0.590
8000	236.21	35.65	0.526
9000	229.73	30.80	0.467
10000	223.25	26.50	0.414
11000	216.77	22.70	0.365
12000	216.65	19.40	0.312
13000	216.65	16.58	0.267
14000	216.65	14.17	0.228
15000	216.65	12.12	0.195

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 27 di 94

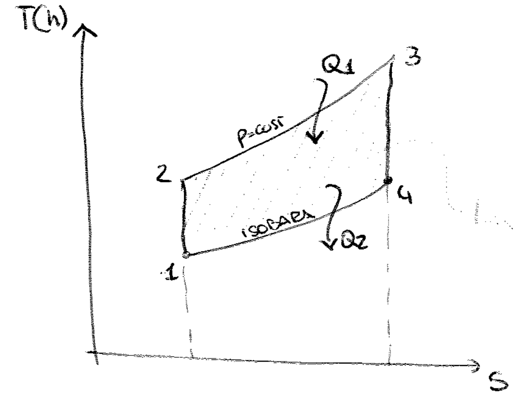
• MOTORI A TURBO GAS

ESERCIZIO N°1

Esercizio 1
Scrivere l'espressione del lavoro utile $\widetilde{L_u} = L_u/(c_p T_1)$ per un ciclo Brayton ideale. A fissato rapporto di temperature T_3/T_1, determinare analiticamente il valore di β per cui si ha il massimo di $\widetilde{L_u}$.
Diagrammare l'andamento di $\widetilde{L_u}(\beta)$ e $\eta(\beta)$ per $T_3/T_1 = 5$? SALTARE

SOLUZIONE:

TRACCIO IL DIAGRAMMA DEL CICLO IDEALE



L'AREA SOTTESA DALLA CURVA 1-4 = Q_2
L'AREA SOTTESA DALLA CURVA 2-3 = Q_1

$P_2 = P_3$
$P_1 = P_4$

1-2 e 3-4 SONO ISENTROPICHE

$$\beta = \frac{p_2}{p_1} = \frac{p_3}{p_4}$$

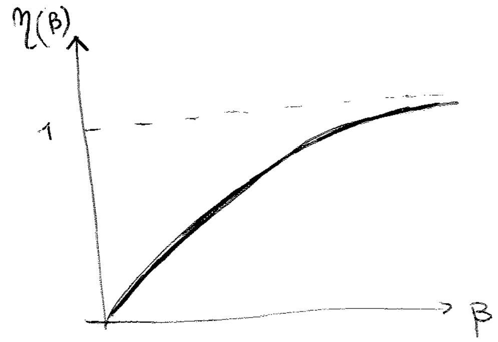
$$T_2 T_4 = T_3 T_1 \rightarrow \frac{T_1}{T_4} = \frac{T_2}{T_3}$$

$$\eta_{id} = \frac{L_u}{Q_1} = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1} = 1 - \frac{Q_2}{Q_1}$$

$$\eta_{id} = 1 - \frac{\cancel{c_p}(T_4 - T_1)}{\cancel{c_p}(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_4\cancel{\left(1 - \frac{T_1}{T_4}\right)}}{T_3\cancel{\left(1 - \frac{T_2}{T_3}\right)}} = 1 - \frac{T_4}{T_3} = 1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

DALLA LEGGE DELL'ISENTROPICA 3→4 ⇒ $\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{v_3}{v_4}\right)^{\gamma-1} = \left(\frac{v_3}{v_4}\right)^{\gamma} \cdot \left(\frac{v_3}{v_4}\right)^{-1} = \frac{1}{\beta} \cdot \beta^{-\frac{1}{\gamma}} = \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$

$$p_3 v_3^{\gamma} = p_4 v_4^{\gamma} \Rightarrow \left(\frac{v_3}{v_4}\right)^{\gamma} = \left(\frac{p_4}{p_3}\right) = \frac{1}{\beta}$$

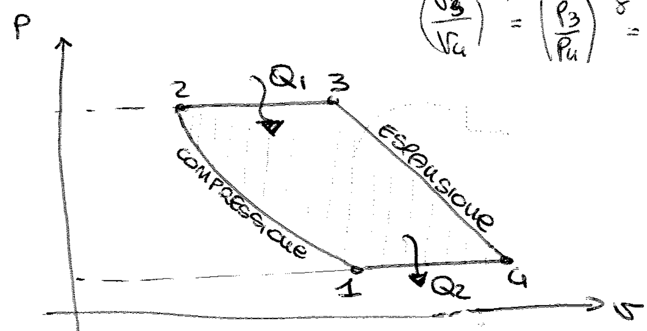


(η_{id} è indipendente dalla quantità di calore fornita!)

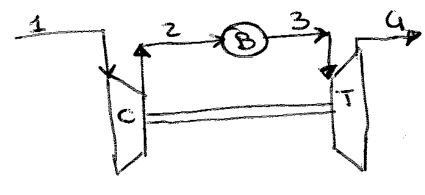
$$\left(\frac{v_3}{v_4}\right) = \left(\frac{p_3}{p_4}\right)^{\frac{1}{\gamma}}$$

$$\left(\frac{v_3}{v_4}\right)^{-1} = \left(\frac{p_3}{p_4}\right)^{-\frac{1}{\gamma}} = \beta^{-\frac{1}{\gamma}}$$

LO STESSO CICLO SU p-v DIVENTA



QUESTO CICLO È RAPPRESENTATIVO DI:

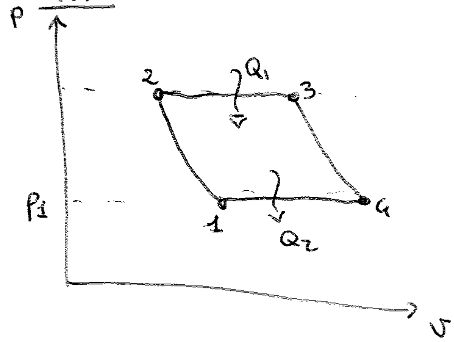


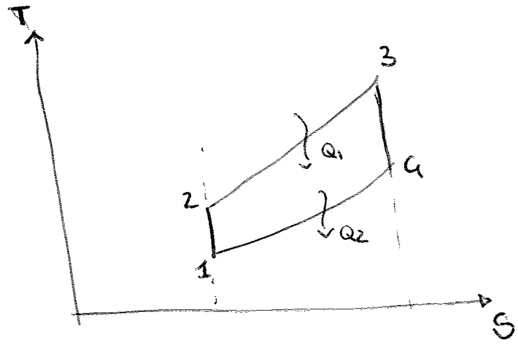
ESERCIZIO N°2

Esercizio 2

Calcolare la potenza assorbita al compressore, la potenza sviluppata in turbina e il rendimento termodinamico di un gruppo turbina a gas operante secondo un ciclo Brayton ideale. La portata di fluido elaborata dal motore vale $\dot{m} = 10kg/s$. La temperatura massima del ciclo sia di 1600 K e quella minima di 300 K, $p_1 = 1bar$. . Il rapporto di compressione sia $\beta = 10$. Il fuido abbia le stesse caratteristiche dell'aria e le sue proprietà rimangano costanti con la temperatura. Tracciare il ciclo temodinamico.

DATI:





$p_1 = 1\ bar = 10^5\ Pa$

$T_{max} = T_3 = 1600K$

$T_{min} = T_1 = 300\ K$

$\dot{m} = 10\ kg$

$\beta = \frac{p_2}{p_1} = \frac{p_3}{p_4} = 10$

$\gamma = 1,4 \qquad R^* = 287, \frac{J}{kg K°}$

PROPRIETÀ COSTANTI CON la T $\Rightarrow$ $c_p = cost$, $c_v = cost$

P_t? $\quad \eta_{id}$?

P_c ?

SOLUZIONE:

$R^* = c_p - c_v$

$\gamma = \frac{c_p}{c_v} \Rightarrow c_p = \gamma c_v$

$R^* = \gamma c_v - c_v = c_v(\gamma - 1)$

$\frac{R^*}{\gamma - 1} = c_v = 717,5 \frac{J}{kg K°}$

$c_p = 1004,5 \frac{J}{kg K°}$

$p_1 = p_4 = 10^5\ Pa$

$p_2 = p_3 = p_1 \cdot \beta = 10^6\ Pa$

DALLA LEGGE DELL'ISENTROPICA:

$\frac{T_2}{T_1} = \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_2 = T_1 \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 579,2K$

$\frac{T_3}{T_4} = \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_4 = \frac{T_3}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = 828,71\ K$

$P_c = \dot{m} L_c = \dot{m}\, c_p (T_2 - T_1) = 2,8\ MW \Leftarrow L_c = \frac{P_c}{\dot{m}} = 0,28$

$P_t = \dot{m} L_t = \dot{m}\, c_p (T_3 - T_4) = 7,74\ MW \Leftarrow L_t = \frac{P_t}{\dot{m}} = 0,774$

$\eta_{id} = \frac{L_u}{Q_1} = \frac{L_t - L_c}{Q_1} = \frac{(-2,8 + 7,74)\ MW}{c_p (T_3 - T_2)\ 10} = 0,48$

ESERCIZIO N°3

Esercizio 3

Si consideri un ciclo ideale di turbina a gas con $T1 = 300K$, $\beta = 12$, $p_1 = 1bar$.

a) Qual è il valore minimo di T_3 (temperatura massima del ciclo) necessario per produrre lavoro?

b) Determinare il valore di T_4, temperatura di fine espansione, qualora sia $Q_e = 1MJ/kg$.

c) Tracciare il ciclo temodinamico.nel caso a) e b) ($\gamma = 1.4$ $R = 287.4 J/(kgK)$)

DATI:

$T_1 = 300K$

$\beta = 12$

$p_1 = 10^5 Pa = p_4$

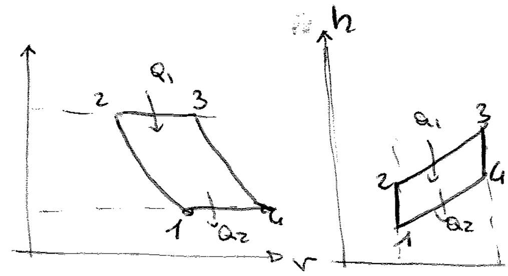
$\gamma = 1,4$

$R^* = 287 \frac{J}{kgK}$

a) T_3 min PER PRODURRE LAVORO?

b) T_4? se $Q_e = 1 \frac{MJ}{kg}$

c) DISEGNA I DUE CICLI TERMODINAMICI



(a) $L_u = \eta_{id} \cdot Q_1 = \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right) c_p (T_3 - T_2)$

DALLA LEGGE DELL'ISOENTROPICA SO CHE $\frac{T_2}{T_1} = \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_2 = T_1 \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

$L_u = \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right) c_p T_1 \left(\frac{T_3}{T_1} - \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)$

$L_u = 0 \nearrow \cancel{\beta = 1} \rightarrow$ xchè $\beta = 12$

$\searrow \tau = \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

$L_u = 0$ ci dà il T_3 limite oltre il quale avrò $L_u \neq 0$ e quindi produco lavoro!

$$0 = \left(1 - \frac{1}{12^{\frac{0,4}{1,4}}}\right) 1004,5 \cdot 300 \left(\frac{T_3}{300} - 12^{\frac{0,4}{1,4}}\right)$$

$$\frac{T_3}{300} = 12^{\frac{0,4}{1,4}}$$

$$T_3 = 12^{\frac{0,4}{1,4}} \cdot 300 = 610,18K$$

AFFINCHÈ $L_u \neq 0$ DEVO AVERE $T_3 > T_{min} = 610,18°K$

ORA TRACCIAMO IL CICLO CORRISPONDENTE SUL DIAGRAMMA T-S

NOTI T_1 e T_2 RICAVO GLI ALTRI PUNTI SAPENDO CHE:

$\frac{p_2}{p_1} = \frac{p_3}{p_4} = \beta \Rightarrow p_2 = p_3 = \beta p_1 = 12 \cdot 10^5 Pa$

$T_2 = T_1 \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 610,18K = T_{min}$

$Q_e = Q_1 = c_p (T_3 - T_2) \Rightarrow T_3 = \frac{Q_e}{c_p} + T_2 = 1605,7K$

(ES) TURBOGETTO CON POST COMBUSTORE

Consideriamo un TURBOGETTO CON POST-COMBUSTORE. Voglio ciclo e PRESTAZIONI A PUNTO FISSO CON COMBUSTORE ACCESO E SPENTO.

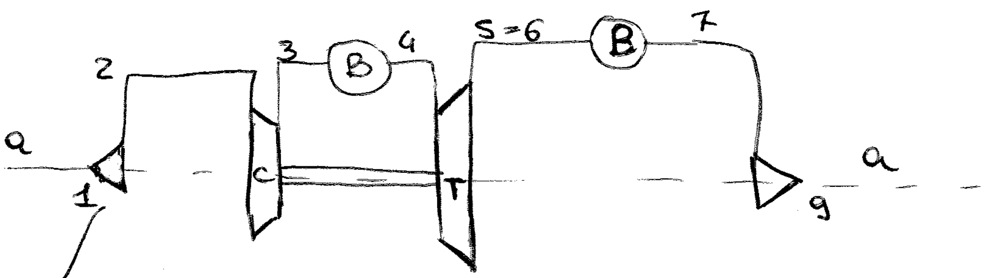
DATI:

$T_0 = 288°K$
$P_0 = 1$ bar
$M_2 = 0,4$
↳ in ingresso compressore
$\beta c = 11,5$
$\eta_{ac} = 0,85$
$\eta_{mc} = 0,98$
$T_{max} = 1623°K$ A COMB. ACCESO
$D_2 = 1$ m ← INGRESSO COMPRESSORE

$H_i = 45$ MJ
$\varepsilon_d = 1$
$\varepsilon_b = 0,99$
$\eta_{at} = 0,9$
$\eta_{mt} = 0,98$
$\eta_b = 0,99$
$T_{max} = 1143°K$ ← COMB. SPENTO

$\gamma = 1,4$
$R = 287 \frac{J}{kg°K}$
$\gamma' = \frac{4}{3} = 1,33$
$R' = 300 \frac{J}{kg°K}$
$\eta_{a_N} = 0,9$ ← UGELLO

SCHEMA A BLOCCHI DEL MOTORE:



TRA 5 e 6 POTREBBE ESSERCI UN MISCELATORE

$\boxed{a = \text{AMBIENTE}}$

↳ NELLA PRESA D'ARIA
$\Delta h^\circ = \underbrace{\cancel{Q}}_{=0} + \underbrace{\cancel{L}}_{=0}$

Δh° si conserva da ∞ a 1 e da 1 a 2

NELLA PRESA D'ARIA LE GRANDEZZE STATICHE E TOTALI COINCIDONO!
(FINO AL PUNTO 5)

$\varepsilon_d = \frac{P_2^\circ}{P_1^\circ}$ ⟹ NEL NOSTRO CASO $\varepsilon_d = 1$ ⟹ $P_1^\circ = P_2^\circ$
↳ cond. ingresso nel compressore

PUNTO 3

POICHÉ DA 3 A 5 HO VELOCITÀ BASSE POSSO DIRE CHE LE GRANDEZZE TOTALI SONO ≃ A QUELLE STATICHE!

$$T_{3'} = \frac{T_3}{\left(\frac{1}{\varepsilon_b}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} =$$

se uso $\gamma = 1{,}4 \rightarrow T_{3'_\gamma} = 628{,}19$

se uso $\gamma' = 1{,}33 \rightarrow T_{3'_{\gamma'}} = 628{,}43$

è indifferente usare γ o γ'

DA 4 in poi USERÒ $\gamma' = 1{,}33$!!

l'entropia del punto 4 la calcolo sfruttando la legge dell'isobara

$3' \rightarrow 4$

$$S_4 = \underbrace{S_{3'}}_{S_3 = 84{,}87} + c_p \ln\left(\frac{\overbrace{T_4}^{1143}}{T_{3'}}\right)$$

$T_{3'}$: $\gamma = 628{,}2$; $\gamma' = 628{,}4$

c_p con $\gamma = 1{,}4 \longrightarrow c_p = \frac{\gamma}{\gamma - 1} R = 1004{,}5 \ J/kgK$

c_p' con $\gamma = 1{,}33 \longrightarrow c_p' = \frac{\gamma'}{\gamma' - 1} R' = 1200{,}9 \ \frac{J}{kgK}$

S_4 con $c_p \Rightarrow S_4 = 686{,}11 \ \frac{J}{kgK}$

S_4 con $c_p' \Rightarrow S_4' = 803{,}29 \ \frac{J}{kgK}$

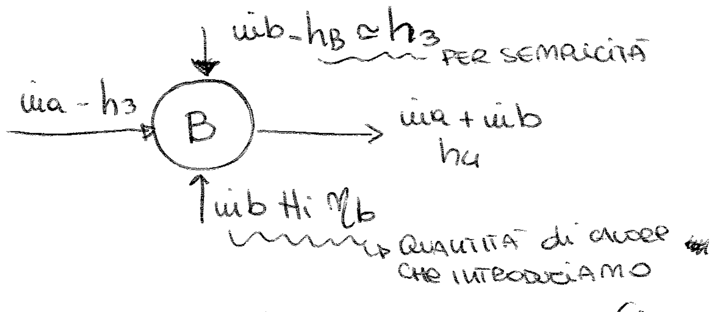
$$S_{4\,medio} = \frac{S_4 + S_4'}{2} = 746{,}20 \ \frac{J}{kgK}$$

3' freddo → 4 cald

$c_p \sim c_p'$

faccio media!

VEDIAMO CHE SUCCEDE NEL COMBUSTORE FACENDO UN BILANCIO ENERGETICO CALCOLIAMO f:



$$\dot m_a h_3 + \dot m_b h_3 + \underset{f}{\dot m_b} H_i \eta_b = (\dot m_a + \dot m_b) h_4$$

$$\frac{\dot m_a}{\dot m_a}(1+f) h_3 + \frac{\dot m_b}{\dot m_a} H_i \eta_b = \frac{\dot m_a}{\dot m_a}(1+f) h_4$$

$$(1+f) h_3 + f H_i \eta_b = (1+f) h_4$$

$S_8 = S_{8is} + c_p' \ln\left(\frac{T_8}{T_{8is}}\right)$ $\qquad S_{8is} = \underbrace{S_4 \text{ medio}} = 746{,}2$

$= 748{,}20 + 47{,}34 \cong \underbrace{793}$ → in base a S_{8is} che scelgo qsto valore può variare tra $700 \div 900$

$S_9 = S_{9is} + \overbrace{c_p' \ln\left(\frac{T_9}{T_{9is}}\right)}^{36{,}36} = \underbrace{829}$ → $800 \div 950$

VALUTIAMO LE PRESTAZIONI DEL MOTORE A PUNTO FISSO

$S = (\dot m_a + \dot m_b) u_e - \underbrace{\cancel{\dot m_a u_\infty}}_{=0} + \underbrace{\cancel{(p_e - p_0)} A_e}_{=0}$

A PUNTO FISSO $u_\infty = 0$ $\qquad$ =0 UGELLO ADATTATO $p_e = p_0$

$S = \dot m_a (1 + f) u_e$

$h_7^0 = h_7 = h_9 + \frac{u_9^2}{2}$ $\qquad \boxed{u_9 \equiv u_e}$ → non uso h_4 xché da 4 a 5 $\Delta h^0 = L_T$, da 7 a 9 $\Delta h^0 = 0$

$u_9 = \sqrt{2 c_p' (T_7 - T_9)} = \underbrace{662 \text{ m/s}}$

$\frac{S}{\dot m_a} = (1+f) u_e = \underbrace{673 \text{ m/s}}$

SPINTA SPECIFICA

$\dot m_a = \rho_2 u_2 A_2 = \frac{p^0 A}{\sqrt{T^0 R^*}} f(M)$ ← TRA 1 E 2 IPOTESI DI FLUSSO ISENTROPICO → FUNZIONE DI MACH CON UGELLO NON CRITICO:

$f(M) = \frac{\sqrt{\gamma}\, M}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} = \underbrace{0{,}43}$

$\dot m_a = \underbrace{117{,}5 \text{ kg/s}}$

$A = 0{,}5^2 \pi = \underbrace{0{,}785 \text{ m}^2}$

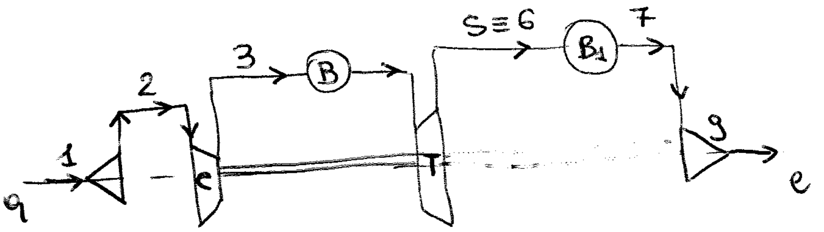
$\gamma = 1{,}4$ → 2 è PUNTO FREDDO

$S = 673 \text{ m/s} \cdot 117{,}5 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \cong \underbrace{79 \text{ kN}}$

$TSFC = \frac{\dot m_b}{S} = \frac{f \dot m_a}{S} = \frac{0{,}017 \cdot 117{,}5 \cdot 3600 \text{ kg/h}}{79000 \text{ N}} = \underbrace{91 \frac{\text{kg/hr}}{\text{kN}}}$

$\eta_\theta = \frac{P_j^{\text{GETTO}}}{\dot m_b H_i} = \frac{\frac{1}{2}(\dot m_a + \dot m_b) u_e^2}{\dot m_b H_i} = \underbrace{0{,}29}$

CONTINUIAMO L'ESERCIZIO CON POST-COMBUSTORE ON



$p_a = p_e$

$\eta_b = 0{,}99$

$T_7 = 1623\,K$ → ci viene DATO!

FINO AL PUNTO 5 NON CAMBIA NULLA!

$\varepsilon_b = 0{,}99$

$$\frac{p_7}{p_5} = \varepsilon_b \Rightarrow p_7 = 2{,}91\ bar$$

PER CALCOLARE T_7 facciamo come fatto con T_4!

$$T\,ds = dh - \cancel{\frac{dp}{\rho}}^{=0}$$

$$\int_{5'}^{7} ds = \int_{5}^{7} \frac{dh}{T} = c_p' \int_{5'}^{7} \frac{dT}{T} \Rightarrow S_7 = S_{5'} + c_p' \ln\left(\frac{T_7}{T_{5'}}\right)$$

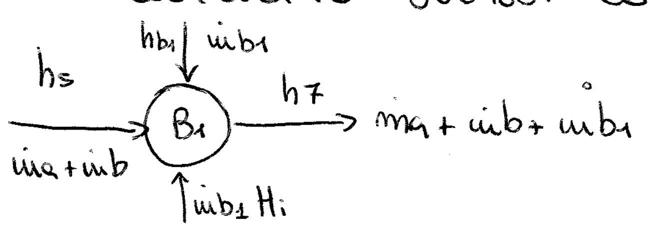
APPLICO LA LEGGE DELL'ISENTROPICA TRA 5 e 5'

$$\frac{T_5}{T_{5'}} = \left(\frac{p_5}{p_{5'}}\right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}} = \left(\frac{1}{\varepsilon_b}\right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}$$

$$T_{5'} = T_5 \cdot (\varepsilon_b)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}} = 847\ K$$

$$S_7 = \underset{\underset{791}{\uparrow}}{S_{5'}} + 1200 \ln\left(\frac{1623}{847}\right) \cong 1571\ \frac{J}{Kg\,K}$$

FACCIAMO L'EQUILIBRIO SUL POST-COMBUSTORE!



$$S = \dot{m}\, u_e = \underbrace{\dot{m}_a}_{\to 117{,}5\ \mathrm{Kg/s}} (1 + f + f_1)\, u_e \cong 110\ \mathrm{KN}$$

SPINTA

→ È AUMENTATA RISPETTO AL P-COMB. OFF!

$$TSFC = \frac{\dot{m}_b + \dot{m}_{b_1}}{S} = \frac{\dot{m}_a (f + f_1)}{S} = 146{,}6\ \frac{\mathrm{Kg}}{\mathrm{KNh}}$$

$$\eta_\theta = \frac{P_{JETTO}}{(\dot{m}_b + \dot{m}_{b_1})\, H_i} = \frac{\frac{1}{2}\dot{m}_a (1 + f + f_1)\, u_9^2}{(f + f_1)\, H_i} = 0{,}25 = 25\%$$

→ è diminuito rispetto a prima!!

ESERCITAZIONE MOTORI TURBOFAN

7-01-2013

$z = 11000\ m$

$p_a = 22{,}7\ KPa$

$T_a = 216{,}2\ K$

$M_\infty = 0{,}85$

FLUSSO FREDDO: $\begin{cases} \gamma = 1{,}4 \\ R = 287\ \frac{J}{Kg\,K} \end{cases}$

FLUSSO CALDO: $\begin{cases} \gamma' = \frac{4}{3} \\ R' = 300\ \frac{J}{Kg\,K} \end{cases}$

$\beta_{fan} = 1{,}6$

$\beta_c = 24{,}5$

$\eta_c = 0{,}86$

$\eta_t = 0{,}9$

$\eta_f = 0{,}9$

$\eta_N = 0{,}98$

$\eta_b = 0{,}99$

$\eta_m = 0{,}99$

$\varepsilon_d = 0{,}98$

$\varepsilon_b = 0{,}95$

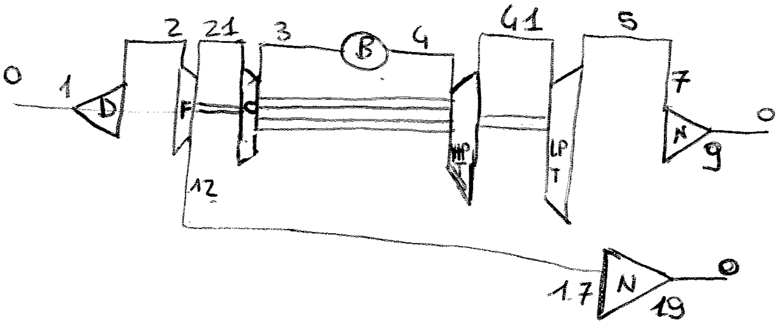
$BPR = 8$

$\dot m_a = 576\ kg/s$

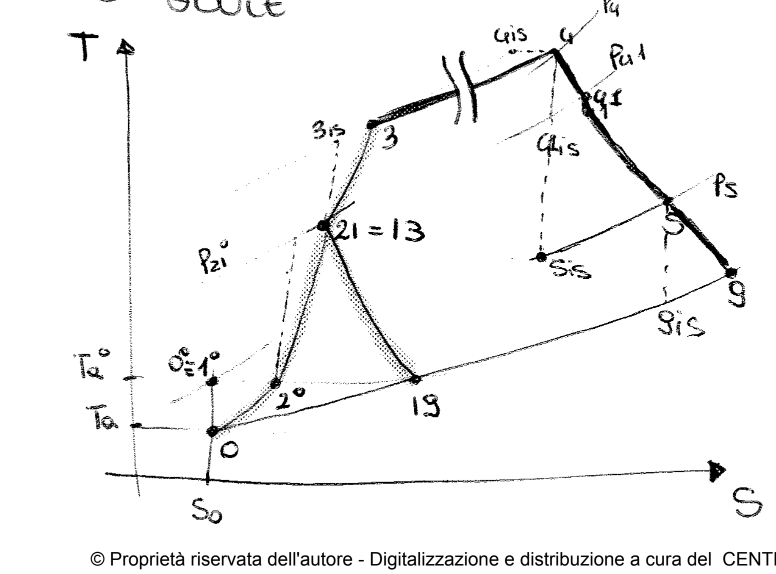
$T_{max} = 1350\ K$

▶ DETERMINARE LE PRESTAZIONI ◀

SCHEMA A BLOCCHI



CICLO JOULE



1

S_{21} ?

$$T\,dS = dh - \cancel{\frac{dp}{\rho}}$$

$$dS = \frac{dh}{T}$$

$$\int_{21is}^{21} dS = \int_{21is}^{21} c_p \frac{dT}{T} \Rightarrow S_{21} = S_{21is} + c_p \ln\left(\frac{T_{21}}{T_{21is}}\right) = 119 \frac{J}{kg}$$

$\boxed{21^\circ \rightarrow 3^\circ}$ COMPRESSORE ALTA PRESSIONE

$$P_3 = \beta_c P_{21} = 1396 \text{ kPa}$$

$$\left(\frac{P_3}{P_{21}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_{3is}}{T_{21}} \longrightarrow T_{3is} = 716{,}2 \text{ K}$$

$$\eta_c = \frac{T_{3is} - T_{21}}{T_3 - T_{21}} \longrightarrow T_3 = \frac{T_{3is} - T_{21}}{\eta_c} + T_{21} = 787 \text{ K}$$

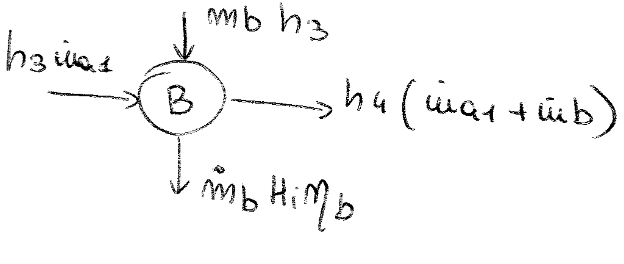
$$S_3 = S_{3is} + c_p \ln \frac{T_3}{T_{3is}} = 213 \frac{J}{kg\,K}$$

$\boxed{3^\circ \rightarrow 4^\circ}$ COMBUSTORE

$$P_4 = \varepsilon_b P_3 = 1326{,}2 \text{ kPa}$$

$$T_4 = T_{max} = 1350 \text{ K}$$

calcoliamo f → BILANCIO IN CAMERA DI COMBUSTIONE



$$H_i = 45 \frac{MJ}{kg}$$

$$(\dot m_{a1} + \dot m_b) h_3 + \eta_b \dot m_b H_i = (\dot m_{a1} + \dot m_b) h_4$$

$$\cancel{\dot m_{a1}} (1+f) h_3 + \eta_b \underbrace{\left(\frac{\dot m_b}{\dot m_{a1}}\right)}_{f} H_i = \dot m_{a1} (1+f) h_4$$

$$(1+f)(h_4 - h_3) = \eta_b f H_i \Rightarrow f = \frac{h_4 - h_3}{\eta_b H_i - (h_4 - h_3)}$$

$$\eta_t = \frac{L_R}{L_{is}} = \frac{\cancel{c_p'}(T_4 - T_{41})}{\cancel{c_p'}(T_4 - \underset{\text{INCOGNITA}}{T_{41is}})}$$

$$T_{41is} = T_4 - \frac{T_4 - T_{41}}{\eta_t} = 885\,°K$$

RAPPORTO DI ESPANSIONE DI ALTA PRESSIONE TURBINA

$$\frac{P_4}{P_{41}} = \left(\frac{T_4}{T_{41is}}\right)^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}} = \beta_{t\,HP} = 5{,}5$$

$$P_{41} = 242\ kPa$$

$dS = \frac{dh}{T}$ ← mi sposto sulla linea a p costante da 41_{is} a 41

$$\int_{41is}^{41} dS = \int_{41is}^{41} \frac{dh}{T}$$

$$S_{41} = \overset{875}{S_{41is}} + c_p' \ln \frac{\overset{1200}{}\overset{932}{T_{41}}}{\underset{885}{T_{41,is}}} = 936\ \frac{J}{kg\,°K}$$

$\boxed{41° \rightarrow 5°}$ → ESPANSIONE NELLA TURBINA DI BASSA PRESSIONE CHE ALIMENTA IL FAN ⇒ $P_{LPT} = P_F$

$$\eta_{mT}\ P_{TLP} = \frac{1}{\eta_{mF}} P_F$$

$$P_{TLP} = (\dot m_{a1} + \dot m_b)\, c_p' (T_{41} - T_5) = \dot m_{a1} (1 + f)\, c_p' (T_{41} - T_5)$$

$$P_F = (\dot m_{a1} + \dot m_{a2}) L_F = \dot m_{a1} (1 + BPR)\, c_p (T_{21} - T_2)$$

$$\eta_{mT}\ \cancel{\dot m_{a1}} (1+f)\, c_p' (T_{41} - T_5) = \frac{\cancel{\dot m_{a1}} (1 + BPR)\, c_p (T_{21} - T_2)}{\eta_{mF}}$$

$$T_5 = \overset{932}{T_{41}} - \frac{(1+\overset{8}{BPR})\,\overset{1004,5}{c_p}\,(\overset{287,4}{T_{21}} - \overset{248}{T_2})}{\underset{0,99}{\eta_{mc}}\ \underset{0,99}{\eta_{mT}}\ (1+\underset{0,019}{f})\ \underset{1200}{c_p'}} = 635\ K$$

$$\eta_t = \frac{\cancel{c_p'}(T_{41} - T_5)}{\cancel{c_p'}(T_{41} - T_{5is})}$$

$$T_{5is} = \overset{932}{T_{41}} - \frac{\overset{932}{T_{41}} - \overset{635}{T_5}}{\underset{0,9}{\eta_t}} = 602\ K$$

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 49 di 94

$$S_9 = S_{9is} + c_p' \ln\left(\frac{T_9}{T_{9is}}\right) \cong 1013 \frac{J}{kg\,K} = S_5$$

$\boxed{2° \to 12°}$ → L'ARIA CALDA E QUELLA FREDDA ESCONO DAL FAN NELLE STESSE CONDIZIONI

ANDIAMO SULL'UGELLO SECONDARIO!

$$P_{12}^\circ = P_{21}^\circ = 57\ kPa$$
$$T_{12}^\circ = T_{21}^\circ = 287{,}4\ K \quad \Rightarrow \boxed{21° = 12°}$$

$\boxed{12° \to 17°}$ → SOLO CONDOTTA QUINDI PER LE SOLITE IPOTESI $12° = 17°$

$\boxed{17° \to 19°}$ → ACCELERAZIONE NELL'UGELLO SEMPRE CON LE SOLITE IPOTESI ⇒ $12° = 17° = 19°$

$$\left(\frac{P_{12}}{P_{19is}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_{12}}{T_{19is}} \qquad P_{19is} = P_{19} = P_a$$

$$T_{19is} = \overset{287{,}4}{T_{12}} \left(\frac{\overset{57}{P_{12}}}{\underbrace{P_{19is}}_{P_a = 22{,}7}}\right)^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 221\ °K$$

$$\eta_N = \frac{\cancel{c_p}(T_{12} - T_{19})}{\cancel{c_p}(T_{12} - T_{19is})}$$

$$T_{19} = T_{12} - \eta_N (T_{12} - T_{19is}) = 222\ °K$$

$$h_{12}^\circ = h_{19}^\circ \Rightarrow h_{12}^\circ = h_{19} + \frac{u_{19}^2}{2}$$

$$u_{19} = \sqrt{2 c_p (T_{13} - T_{19})} = 362\ \frac{m}{s}$$

SAPEVAMO →
$$\begin{cases} u_e = 459\ m/s = u_9 \\ u_\infty = 250\ m/s \\ u_{19} = 362\ m/s \end{cases}$$

$$S = (\dot m_{a1} + \dot m_b)(u_9 - u_\infty) + \dot m_{a2}(u_{19} - u_\infty) =$$
$$= \dot m_{a1}\left[(1+f)(u_9 - u_\infty) + \underbrace{\left(\frac{\dot m_{a2}}{\dot m_{a1}}\right)}_{BPR}(u_{19} - u_\infty)\right]$$

$$\frac{S}{\dot m_{a1}} = (1+f)(u_9 - u_\infty) + BPR\,(u_{19} - u_\infty)$$

$$\dot m_a = \dot m_{a1} + \dot m_{a2} = \dot m_{a1}(1 + BPR) \Rightarrow \dot m_a = \frac{\dot m_a}{(1 + BPR)} = 64\ kg/s$$

ESERCIZIO TURBO ELICA

$u_\infty = 190$ m/s

$z = 7000$ m

$T_a = 243$ °K

$p_a = 41,1$ kPa

$\beta_c = 15$

$T_{max} = 1450$ °K

$\dot{m}_a = 27$ kg/s

$H_i = 45 \frac{MJ}{kg}$

$\gamma = 1,4$

$R^* = 287 \frac{J}{kg\,K}$

$\gamma' = 4/3$

$R' = 300 \frac{J}{kg\,K}$

$\eta_{ac} = 0,85$

$\eta_{aT} = 0,9$

$\eta_{ad} = 0,98$

$\eta_{aN} = 0,98$

$\eta_R = 0,97$

$\eta_{mT} = \eta_{mc} = 0,98$

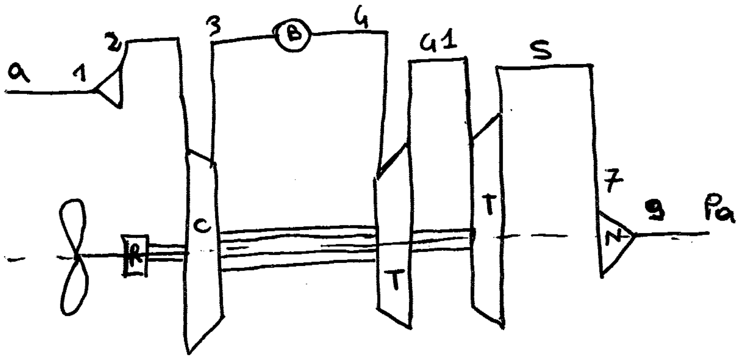
$\varepsilon_b = 0,95$

$\eta_b = 0,99$

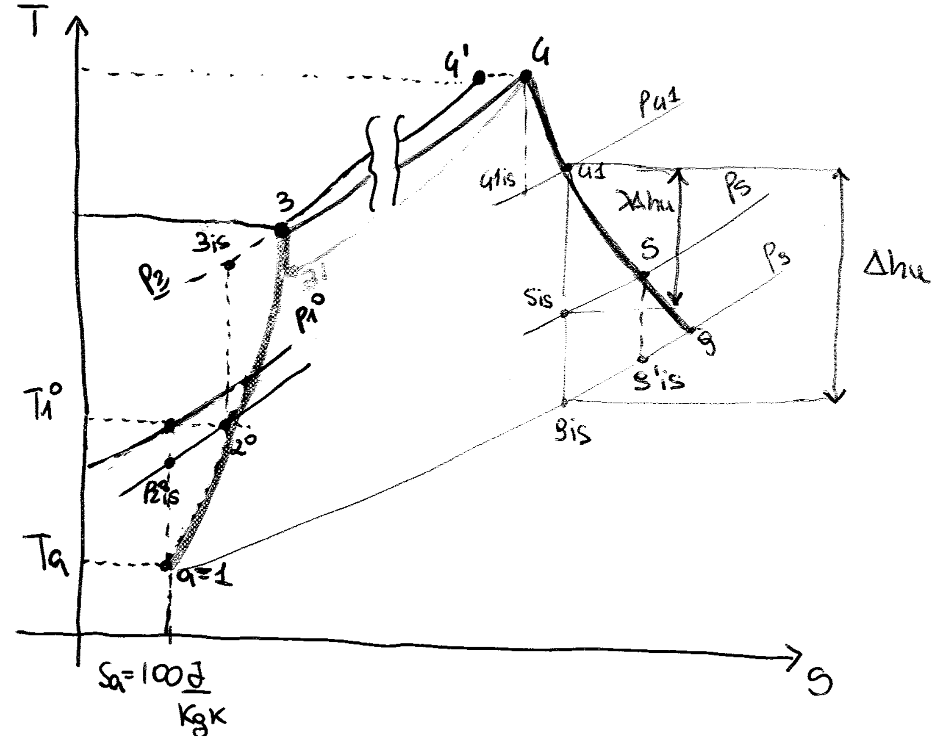
$\eta_e = 0,9$

SOLUZIONE

- DIAGRAMMA A BLOCCHI



- DIAGRAMMA T-S



$$s_3 = s_2 + c_p \ln\left(\frac{T_3}{T_{3is}}\right) = 194 \ \frac{J}{kg\,K}$$

$$p_4 = p_4' \,\varepsilon_b = p_3 \varepsilon_b = 741 \ kPa$$

$$T_4 = T_{max} = 1450 \ °K$$

$$p_3' = p_4$$

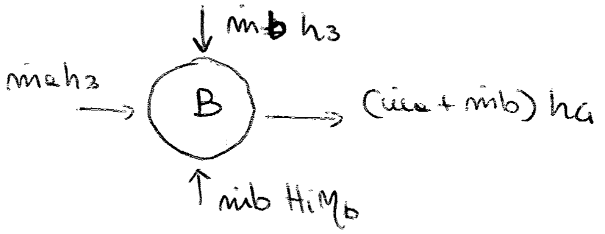
$$\frac{T_3'}{T_3} = \left(\frac{p_3'}{p_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_3' = T_3 \,\varepsilon_b^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 608 \ °K$$

$3' \to 4$ $\quad T\,ds = dh$

$$\int_{3'}^{4} ds = \int_{3'}^{4} \frac{dh}{T} = \int_{3'}^{4} c_p' \frac{dT}{T}$$

$$s_4 = \underset{\substack{\parallel \\ s_3}}{s_3'} + c_p' \ln\left(\frac{T_4}{T_{3'}}\right) = 1237 \ \frac{J}{kg\,K}$$

CALCOLO DEL RAPPORTO DI MISCELA f



$$\dot m_a h_3 + \dot m_b h_3 + \dot m_b H_i \eta_b = (\dot m_a + \dot m_b)\, h_4$$

$$h_3 + f h_3 + H_i \eta_b = (1 + f)\, h_4$$

$$f = \frac{h_4 - h_3}{\eta_b H_i - (h_4 - h_3)} = \frac{c_p' T_4 - c_p T_3}{\eta_b H_i - (c_p' T_4 - c_p T_3)}$$

$$\gamma' = \frac{c_p'}{c_v'} \qquad R' = c_p' - c_v'$$

$$R' = c_p' - \frac{c_p'}{\gamma'} = c_p'\left(1 - \frac{1}{\gamma'}\right) = c_p' \left(\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}\right)$$

$$c_p' = \frac{R'}{\left(\frac{\gamma'-1}{\gamma'}\right)} = \frac{300}{\left(\frac{4}{3} - 1\right) \cdot \frac{3}{4}} = 1200 \ \frac{J}{kg\,K°}$$

$$f = 0{,}026$$

$4 \to 5$ TURBINA $\to$ DA' POTENZA AL COMPRESSORE

$$P_t \cdot \eta_{mt} = \frac{P_c}{\eta_{mc}}$$

$$\cancel{c_p'}(T_{41} - T_{sis}) = \lambda \underbrace{\cancel{c_p'}(T_{41} - T_{sis})}_{\Delta h u}$$

CI CALCOLIAMO T_{sis}

$$T_{sis} = T_{41} - \lambda (T_{41} - T_{sis}) \cong 792 \text{ K}$$

GRAZIE A T_{sis} POSSO CALCOLARE P_{sis}

$$\left(\frac{T_{sis}}{T_{41}}\right)^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}} = \frac{P_{sis}}{P_{41}} \Rightarrow P_{sis} = P_{41}\left(\frac{T_{sis}}{T_{41}}\right)^4 = 57 \text{ kPa} = P_s$$

ORA MI CALCOLO T_s: $\eta_{AT} = \frac{c_p'(T_{41} - T_s)}{\cancel{c_p'}(T_{41} - T_{sis})} \Rightarrow T_s = T_{41} - (T_{41} - T_{sis})\eta_{AT} = 827$

$$S_s = S_{41} + c_p' \ln\left(\frac{T_s}{T_{sis}}\right) = 1325 \frac{J}{kg\,K}$$

NELL'UGELLO...

$$P_g = P_{g is} = P_a = P_s = 41{,}1 \text{ kPa}$$

$$\frac{T_s}{T_{g is}'} = \left(\frac{P_s}{P_{g is}'}\right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}} \Rightarrow T_{g is}' = T_s\left(\frac{P_{g is}'}{P_s}\right)^{0,25} = 763 \text{ K}$$

$$\eta_{AN} = \frac{(T_s - T_g)}{(T_s - T_{g is}')} \Rightarrow T_g = -\eta_{AN}(T_s - T_{g is}') + T_s = 764 \text{ K}$$

$$S_g = S_s + c_p' \ln\frac{T_g}{T_{g is}'} = 1326 \frac{J}{kg\,K^\circ}$$

CALCOLO LE PRESTAZIONI

$$h_s^\circ = h_g + \frac{u_g^2}{2} \Rightarrow u_g = \sqrt{2(h_s - h_g)} = \sqrt{2c_p'(T_s - T_g)} = 388 \text{ m/s}$$

$$h_s^\circ \approx h_s$$

SPINTA DEL GETTO (IL MIO UGELLO È ADATTATO)

$$T = (\dot m_a + \dot m_b)u_g - \dot m_a u_\infty = \dot m_a[(1+f)u_g - u_\infty] = 5618 \text{ N}$$

$$P_{p\,GETTO} = T \cdot u_\infty \cong 1{,}1 \text{ MW}$$ → lo chiamo P_{PJ} PERCHÉ HO ANCHE LA PROPULSIVA

$$P_{J\,GETTO} = P_P + \frac{1}{2}(\dot m_a + \dot m_b)(u_g - u_\infty)^2 = 1{,}1 \text{ MW} + 0{,}54 \text{ MW} \cong 1{,}64 \text{ MW}$$

• CONSERV. MASSA

$$\frac{d}{dt}\int_V \rho \, dv + \int_S \rho \, (\bar{u}\cdot\bar{n}) \, dA = 0 \quad \Rightarrow \text{ 1D STAZIONARIO diventa } \quad \dot{m} = \rho u A$$

QUANTITÀ di MOTO

$$\Sigma \vec{F} = \frac{d}{dt}\int_V \rho \bar{u} \, dv + \int_S \rho \bar{u} (\bar{u}\cdot\bar{n}) \, dA$$

• ENERGIA

SENZA FORZE di PRESSIONE

$$Q = \Delta E_0 + L \Rightarrow \dot{m}\,(dh + u\,du) = d\dot{Q} - d\dot{L}$$

• 2° PRINCIPIO $dS \geq \left(\frac{dQ}{dT}\right)$

$$\varepsilon_d = \frac{P_2^\circ}{P_1^\circ} \quad \varepsilon_b = \frac{P_u^\circ}{P_3^\circ}$$

$\eta_{AN} = 0{,}9$ $\quad H_i = 43 \frac{MJ}{kg}$

$\eta_{AC} = 0{,}87$

$\eta_{AT} = 0{,}9$

$\eta_m = 0{,}98$

$\eta_b = 0{,}99$

• ISENTROPICA $\quad T/p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = cost$

$$P\,V^{\gamma} = cost$$

ISOBARA $\quad dS = c_p \frac{dT}{T}$

• $T^\circ = T\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right) \qquad c = \sqrt{\gamma R^* T}$

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

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

$M>1 \rightarrow$ SUPERSONICO

$M=1 \rightarrow$ SONICO

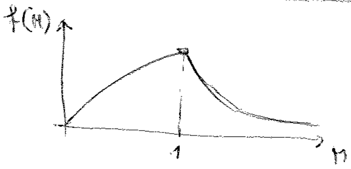
$M<1 \rightarrow$ SUBSONICO

$\frac{dA}{A} > 0 \Rightarrow \frac{du}{u} > 0$

$\frac{dA}{A} = 0$ HO M. SONICO SOLO SE LA SEZ. È COSTANTE

$\frac{dA}{A} > 0 \Rightarrow \frac{du}{u} < 0$

• RELAZIONE DELLA PORTATA



$$\dot{m} = \frac{P^\circ A}{\sqrt{T^\circ}} f(M)$$

$$f(M) = \frac{\sqrt{\gamma}}{\sqrt{R^*}} \frac{M}{\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \qquad \text{max se } M=1$$

Se voglio ugello critico $\Rightarrow M=1 \Rightarrow p_i = 1{,}89\, p_e$

$$\boxed{\eta_{TH} = \frac{P_u}{P_{TH}} \qquad \eta_P = \frac{P_P}{P_u} \qquad \eta_o = \eta_{TH}\cdot\eta_P = P_P/P_{TH}}$$

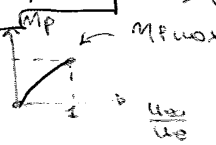
$P_{TH} = \dot{m}_f Q_f$

$P_P = T \cdot u_\infty$

$P_u = \frac{1}{2}\dot{m}_e u_e^2 - \frac{1}{2}\dot{m}_a u_\infty^2$

η_P max se $u_e = u_\infty$

Se $f \ll 1 \rightarrow \eta_P \simeq \frac{2\left(\frac{u_\infty}{u_e}\right)}{1+\left(\frac{u_\infty}{u_e}\right)} \Rightarrow$



$T \propto \frac{1}{u_e} \Rightarrow T = \frac{\eta_{TH}\, 2\dot{m}_f H_i}{u_e}$ SPINTA AL DECOLLO ∝ INV. ALLA V. GAS SCARICO

• $$\boxed{\eta_{ec} = \frac{L_{ci}}{L_{cR}} \qquad \eta_{eT} = \frac{L_{TR}}{L_{Ti}} \qquad \beta_c = \frac{P_{usc\,c}}{P_{ing\,c}} \qquad \beta_T = \varepsilon_b \cdot \beta_c \cdot \frac{P_{usc\,R\,T}}{P_{ing\,R\,T}}}$$

• EQ. GENERALE SPINTA $T = \underbrace{\dot{m}_e}_{\dot{m}_a + \dot{m}_f} u_e - \dot{m}_a u_a + (p_e - p_a) A_e$

• $\frac{T}{T_{SL}} = \sigma^x \qquad \sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$ (SL = LIVELLO MARE) $\quad x = 0{,}65$ SUBSONICO $\qquad T \propto \dot{m}_a u_e$

(1)

TURBOFAN FLUSSI SEPARATI)

$$u_{19} = \sqrt{2\eta_{aN} c_p T^\circ_{21}\left(1-\left(\frac{P_\infty}{P^\circ_{21}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

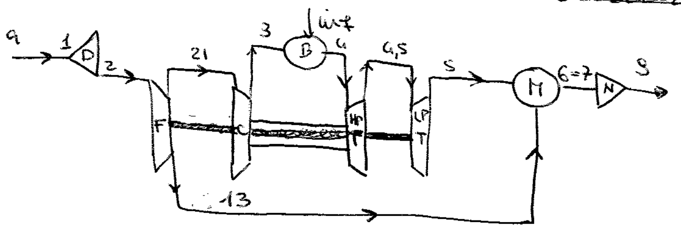
$$u_9 = \sqrt{2\eta_{aN} c_p' T^\circ_5\left[1-\left(\frac{P_\infty}{P^\circ_5}\right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}\right]} = u_e$$

$$\eta_{TH} = \frac{(1+f)u_9^2 + BPR\, u_{19}^2 - (1+BPR)u_\infty^2}{2 f H_i}$$

$$\eta_P = \frac{2u_\infty\left[(1+f)u_9 + BPR\, u_{19} - (1+BPR)u_\infty\right]}{(1+f)u_9^2 + BPR\, u_{19}^2 - (1+BPR)u_\infty^2}$$

$$\eta_o = \eta_P \cdot \eta_{TH}$$

TURBOFAN A FLUSSI ASSOCIATI e CON MIXER



$$\boxed{P^\circ_6 = P^\circ_{13} = P^\circ_5} \rightarrow \text{CONDIZIONE DI KUTTA}$$

$$T = (\dot m_{a1} + \dot m_{a2} + \dot m_f)u_9 - (\dot m_{01} + \dot m_{02})u_\infty$$

$$\frac{T}{\dot m_a} = \frac{(1+BPR+f)u_9 - (1+BPR)u_\infty}{1+BPR}$$

$$TSFC = \frac{\dot m_f}{T} = \frac{f}{(1+BPR+f)u_9 - (1+BPR)u_\infty}$$

$$\eta_{TH} = \frac{(1+BPR+f)u_9^2 - (1+BPR)u_\infty^2}{2 f H_i}$$

$$\eta_P = \frac{2\frac{T}{\dot m_{a1}}u_\infty}{(1+BPR+f)u_9^2 - (1+BPR)u_\infty^2}$$

CONFRONTO T-FAN MIX e FS $\Rightarrow$ $$\frac{T_{mix}}{T_{FS}} = \frac{\sqrt{(1+BPR)(T^\circ_5 + BPR\, T^\circ_{13})}}{\sqrt{T^\circ_5} + BPR\sqrt{T^\circ_{13}}}$$

$$\frac{T_{mix}}{T_{FS}} > 1 \Rightarrow BPR > 0$$

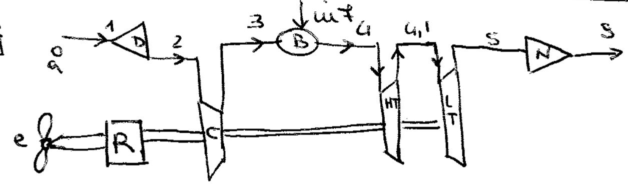
TURBO ELICA

↓

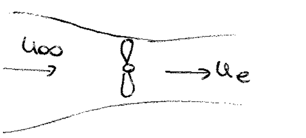
η_P MAGGIORE!

↓

$$\eta_P \simeq \frac{2}{1+\frac{u_\infty}{u_e}}$$



CONFIGURAZIONE A TURBINA LIBERA



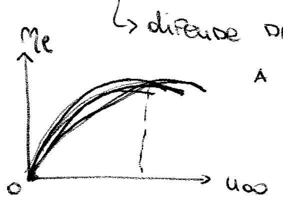
$$T = \dot m(u_w - u_\infty)$$

$$P_J = T\cdot u_\infty = \left[(\dot m_a + \dot m_f)u_9 - \dot m_a u_\infty\right]u_\infty$$

$P_{Pe} = \eta_e \cdot P_{ax,e}$ dove $\underline{P_{ax,e}} = \eta_R \cdot P_{LT}$

↳ dipende dalla velocità di volo!!

$$P_{PTOT} = P_{Pe} + P_{PJ} = \eta_e \eta_R \underbrace{(\dot m_a + \dot m_f)L_{TL}}_{P_{TL}} + [(\dot m_a + \dot m_f)u_9 - \dot m_a u_\infty]$$



A PUNTO FISSO $\eta_e = 0$

$$BSFC = \frac{\dot m_f}{P_{ax,e}}$$

non dipende dal tipo di elica!!

Non uso P_{PJ} o P_{Pe} xché su = 0

↳ a punto fisso

$$EBSFC = \frac{\dot m_f}{P_{ax,e} + P_{PJ}}$$

→ è dipendente dalla velocità di volo

$$P_P = \eta_e \eta_R \eta_{AT}(\dot m_a + \dot m_f)\lambda\Delta h_u + P_{PJ}$$

$$u_9 = \sqrt{2\eta_{AN}(1-\lambda)\Delta h_u}$$

se $f \ll 1$
$$\lambda_{OPT} = 1 - \frac{\eta_{AN}}{2(\eta_e\eta_R\eta_{AT})^2}\frac{u_\infty^2}{\Delta h_u}$$

$\Rightarrow$ dipende dalla v. di volo

$u_\infty \to 0 \Rightarrow \lambda_{OPT} \to 1 \Rightarrow$ ELICOTTERI

serve x ripartire Δh_u

$$\lambda_{OPT} = 1 - \frac{\eta_{AN}^2 u_\infty^2}{\eta_e\eta_R\eta_{AT}\hat u_{eq}^2}$$

dove $\hat u_{eq}^2 = 2\eta_{AN}\Delta h_u$

↳ x confrontarlo con turbogetto

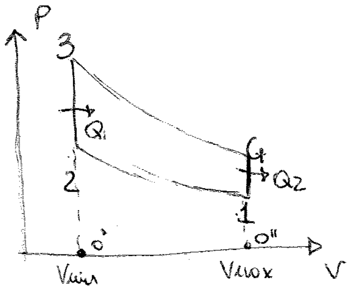
$$P_{ax\,ee} = \eta_R \eta_{AT}(\dot m_a + \dot m_f)\lambda\Delta h_u$$

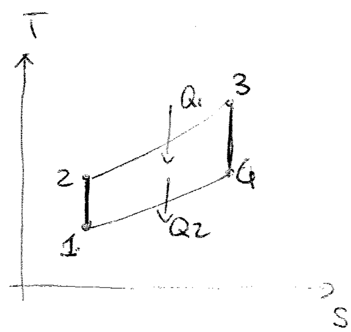
$\lambda = 1 \Rightarrow$ TURBOALBERO

⇓

ELICOTTERO

CICLO OTTO





1-2 ⇒ COMPRESSIONE ADIABATICA E REVERSIBILE = ISENTROP.

2-3 ⇒ COMBUSTIONE ISOCORA

3-4 ⇒ ESPANSIONE ADIABATICA + REV = ISENTROPICO

4-1 ⇒ SCARICO SPONTANEO ISOCORO

0' - 3 - 4 - 0'' ⇒ L_t = LAVORO COMPIUTO DAL FLUIDO

0' - 2 - 1 - 0'' ⇒ L_c = LAVORO COMPIUTO SUL FLUIDO

$$\eta_{id} = \frac{L_{id}}{Q_1} = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1} \qquad \begin{cases} T_4 \cdot T_2 = T_3 T_1 \\ \varphi = \frac{V_{max}}{V_{min}} \end{cases}$$

$$L_{id} = -\int_2^1 p\,dV + \int_3^4 p\,dV = -\left[\frac{P_2 V_2^\gamma}{-\gamma+1} V^{-\gamma+1}\right]_1^2$$

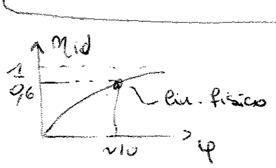
$$+\left[\frac{P_3 V_3^\gamma}{-\gamma+1} V^{-\gamma+1}\right]_3^4 = -\left[\frac{P_2 V_2^\gamma}{-\gamma+1}\left(-V_1^{-\gamma+1} + V_2^{-\gamma+1}\right)\right]$$

$$+\left[\frac{P_3 V_3^\gamma}{-\gamma+1}\left(V_4^{-\gamma+1} - V_3^{-\gamma+1}\right)\right] = -\frac{P_2 V_2}{+\gamma-1}\left(1 - \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^{-\gamma+1}\right)$$

$$+\left[\frac{P_3 V_3}{\gamma-1}\left(1 - \frac{V_4}{V_3}\right)^{-\gamma+1}\right] = \left(1 - \varphi^{-\gamma+1}\right)\frac{(P_3 V_3 - P_2 V_2)}{\gamma - 1}$$

$$= \left(1 - \varphi^{-\gamma+1}\right) \cdot \overbrace{\frac{mR\,(T_3 - T_2)}{\gamma - 1}}^{Q_1}$$

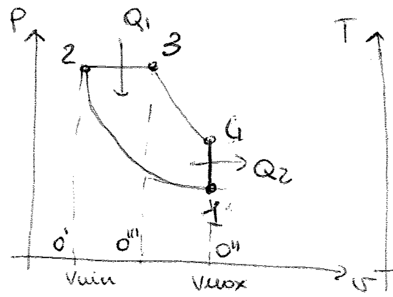
$$\boxed{\eta_{id} = \left(1 - \varphi^{-\gamma+1}\right) = \left(1 - \frac{1}{\varphi^{\gamma-1}}\right)}$$

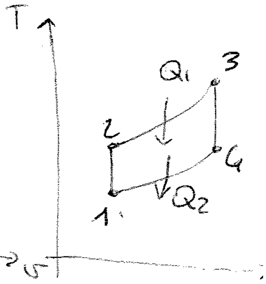


$$\boxed{\eta_{id} = 1 - \frac{T_1}{T_2}}$$

IL CICLO IDEALE È SOLO FUNZIONE CRESCENTE DA RAP. VOLUMETRICO DI COMPRESSIONE φ E TRAMITE γ DELLE CARATTERISTICHE DEL GAS.

CICLO DIESEL





12 ⇒ COMPRESSIONE ISENTROPICA

23 ⇒ COMBUSTIONE ISOBARA

34 ⇒ ESPANSIONE ISENTROPICA

41 ⇒ SCARICO ISOCORA

L_c = 0' - 2 - 1 - 0''

L_t = 0''' - 3 - 4 - 0''

$$\eta_{id} = \frac{L_{id}}{Q_1} = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1} = 1 - \frac{m\,c_v\,(T_4 - T_1)}{m\,c_p\,(T_3 - T_2)}$$

$$\boxed{\frac{c_v}{c_p} = \frac{1}{\gamma}} \Rightarrow \eta_{id} = 1 - \frac{1}{\gamma}\,\frac{T_1\left(\frac{T_4}{T_1} - 1\right)}{T_2\left(\frac{T_3}{T_2} - 1\right)}$$

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

$$\frac{T_3}{T_2} = \tau \Rightarrow \underline{T_3 = \tau T_2 = \tau T_1 \varphi^{\gamma-1}}$$

$$\frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{V_3}{V_4}\right)^{\gamma-1} \Rightarrow T_4 = T_3 \cdot \left(\frac{V_3}{V_2}\cdot\frac{V_2}{V_4}\right)^{\gamma-1}$$

$$T_4 = T_3\,\left(\tau \cdot \frac{1}{\varphi}\right)^{\gamma-1}$$

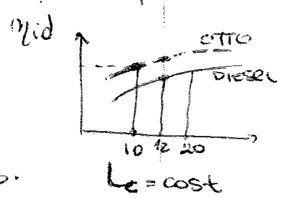
$$T_4 = \tau T_1\,\varphi^{\gamma-1}\,\tau^{\gamma-1} \cdot \frac{1}{\varphi^{\gamma-1}}$$

$$\underline{T_4 = T_1 \tau^\gamma}$$

$$\boxed{\eta_{id} = 1 - \frac{1}{\gamma}\cdot\frac{1}{\varphi^{\gamma-1}}\,\frac{(\tau^\gamma - 1)}{(\tau - 1)}}$$

φ = COST → È MIGLIORE IL CICLO OTTO ?

$\uparrow Q_1$ ($\downarrow \eta_{id}$)



$\uparrow \tau$ ⇒ le due curve si sovrappongono

L_c = cost $\quad L_{id} \uparrow \quad (\eta_{id} \uparrow)$

P_{max} → È MIGLIORE IL DIESEL

1

PROPULSIONE:

P_u = POTENZA RACCOLTA ALL'ESTREMITÀ ALBERO MOTORE
P_i = " TEORICAMENTE OTTENIBILE SULLA PARETE SUPERIORE DELLO STANTUFFO

$$L_u = \frac{P_u\, m}{i\, n} \qquad L_i = \frac{P_i\, m}{i\, n}$$

RAPPRESENTA LE PERDITE DOVUTE AGLI ATTRITI
P. di MARCIA A VUOTO

$$pme = \frac{L_u}{V_0} = \frac{P_u\, m}{i n V_0} \qquad pmi = \frac{L_i}{V_0} = \frac{P_i\, m}{i V_0 n} \qquad p_v = pmi - pme$$

$$\eta_o = \frac{P_u}{P_i} = \frac{L_u}{L_i} = \frac{pme}{pmi} = 1 - \frac{p_v}{pmi}$$

$\eta_o \rightarrow$ ci dice l'entità delle perdite d'attrito

$$\eta_u = \frac{P_u}{\dot m_b H_i} = \frac{L_u}{m_b H_i} \qquad \eta_i = \frac{P_i}{\dot m_b H_i} = \frac{L_i}{m_b H_i} \qquad \dot m_b = m_b \frac{i n}{m}$$

RAP. MISCELA
$$f = \frac{m_b}{m_a} = \frac{\dot m_b}{\dot m_a} = \frac{1}{\alpha} \rightarrow \text{DOSATURA}$$

COEF. RIEMPIMENTO
$$\lambda_v = \frac{m_a}{\left(\frac{V_0}{v}\right)}$$
$m_a \rightarrow$ ARIA ASPIRATA
$\frac{V_0}{v} \rightarrow$ ARIA MAX ASPIRABILE

$$\Rightarrow \begin{cases} pme = \eta_u \dfrac{m_b H_i}{V_0} = \eta_u \lambda_v \dfrac{H_i f}{v} \\ pme = \eta_i \dfrac{m_b H_i}{V_0} = \eta_i \lambda_v \dfrac{H_i f}{v} \end{cases} \qquad \Leftarrow m_b = f \lambda_v \frac{V}{v}$$

CICLO IDEALE FLUIDO IDEALE — CICLO IDEALE FLUIDO REALE

$$\eta_{id} = \frac{L_{id}}{Q_1} \qquad \eta_{eiu} = \frac{L_{eiu}}{m_b H_i} \qquad \eta_{\theta i} = \frac{L_i}{L_{eiu}}$$

$$\eta_i = \eta_{\theta i}\, \eta_{eiu}$$
$$\eta_u = \eta_{\theta i}\, \eta_{eiu}\, \eta_o \qquad \eta_{eiu} = \left(\frac{Q_1}{m_b H_b} \frac{L_{eiu}}{L_{id}}\right) \frac{L_{id}}{Q_1} = \frac{\eta_{eiu}}{\eta_{id}} \eta_{id}$$

PERDITE NEL CICLO LIMITE: CICLO SENZA PERDITE (IDEALE) + FLUIDO REALE

① Il rapporto di miscela f influenza fortemente le perdite.
$\Rightarrow$ Nel ciclo ho $m_a + m_b$ se ho miscela povera $f < f_{ST}$ TUTTO IL COMBUSTIBILE VIENE BRUCIATO $\Rightarrow Q_1 = m_b H_i \Rightarrow m_b H_i = (m_a + m_b) c_v (T_3 - T_2)$
Se ho miscele ricche $f > f_{ST} \Rightarrow$ solo $m_{b,ST}$ BRUCIA $\Rightarrow Q_1 = m_{bST} H_i < m_b H_i$

La T_{max} la ho x miscele stechiometriche mentre m_a e m_b in eccesso determinano un minore T_3 (fine comb.).

$L_{eiu} \neq L_{id}$ xché: ⊕ ① $M' < M \Rightarrow$ ~~EFFETTO~~ POSITIVO SUL RENDIMENTO $\Rightarrow p_3' > p_3$

+ importati ⊖ ② γ diminuisce con la $T \Rightarrow \gamma_{REALE} < \gamma_{IDEALE} \Downarrow \eta_{eiu} < \eta_{id}$

⊖ ③ Fenomeni di dissociazione: una parte di energia termica del combustibile non viene rilasciata al PMS xché le molecole si dissociano ad ALTE T. Nella corsa di ESPANSIONE le molecole si riassociano $\Rightarrow$ energia di nuovo a disposizione

Re aumento x ① e ③

λ_v COEFF. RIEMPIMENTO

① LAMINAZIONE ALLO SCARICO e DEI CONDOTTI DI ASPIRAZIONE $\propto \sqrt{T_{ARIA\ EST.}}$

② SCAMBI TERMICI CON LE PARETI DEL CILINDRO

③ LAMINAZIONE ALL'ASPIRAZIONE $\propto n^2$

④ FASATURA DELLE VALVOLE

$n \uparrow$ λ_v ~~HA~~ ASSUME ANDAMENTO decrescente. MA DEI FENOMENI DINAMICI PUÒ COMPORTARE LA PRESENZA di UN MAX ANCHE >1.

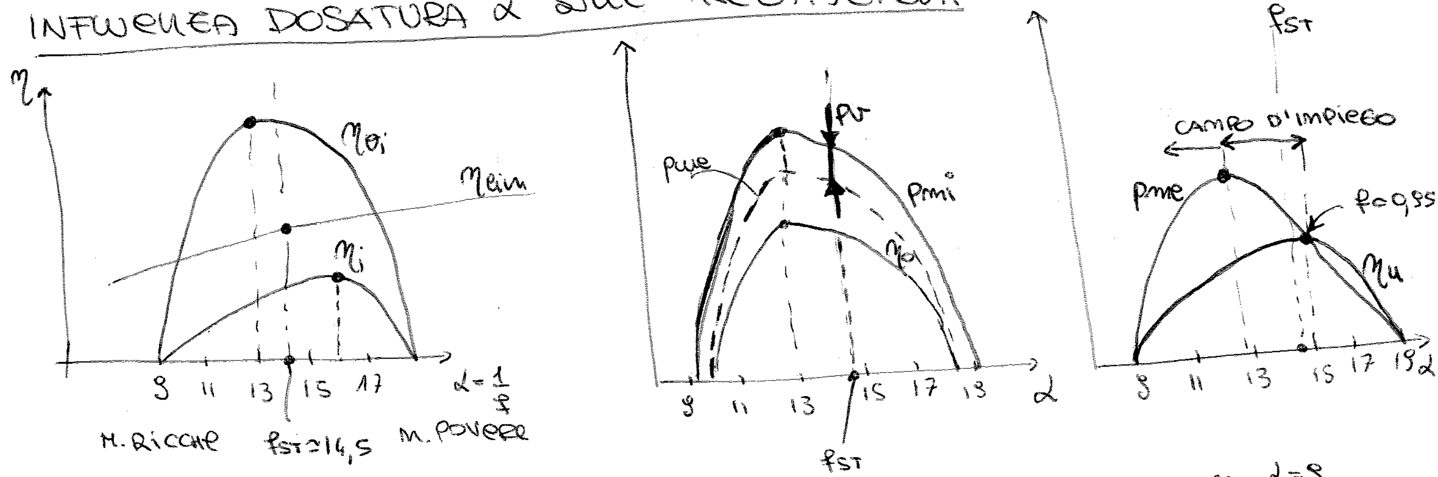
TRA ANTICIPO APERTURA V. SCARICO e RITARDO CHIUSURA V. ASPIRAZIONE $\simeq 55°$ } $\Rightarrow \downarrow$ DURATA "INCROCIO"

TRA RITARDO CHIUS. VALVOLA SCARICO e ANTICIPO VALV. ASP. $\cong 15°$

UN ECCESSIVO INCROCIO $\Rightarrow$
a) RITORNO di FIAMMA
b) ASPIR. GAS COMBUSTI DALLA V. SCARICO
c) PERDITA CARBURANTE x PASSAGGIO DIRETTO NELLO SCARICO DALL'ASPIRAZIONE.

INFLUENZA DOSATURA α SULLE PRESTAZIONI

$n = \text{cost} \Rightarrow \lambda_v, p_v = \text{cost}$



$\alpha_{st} = 14,5$ Vmax prop. fronte fiamma per $\alpha = 13 \Rightarrow \eta_{\theta i\,max}$ $\rightarrow \eta_{\theta i} = 0$ se $\alpha = 9$, $\alpha = 19$

$$\eta_{eim} = \frac{\alpha}{\alpha_{st}} \eta_{eim\,st} \qquad \eta_i = \eta_{\theta i}\,\eta_{eim}$$

pmi:
- → mis. POVERE $p_{mi} = \eta_i \lambda_v \frac{H_i}{\alpha v}$
- → MS. RICCHE $p_{mi} = \eta_{\theta i}\,\eta_{eim\,st}\,\lambda_v \frac{H_i}{\alpha_{st} v} = \eta_{\theta i}\,\eta_{eim}\,\lambda_v \frac{H_i}{\alpha v}$

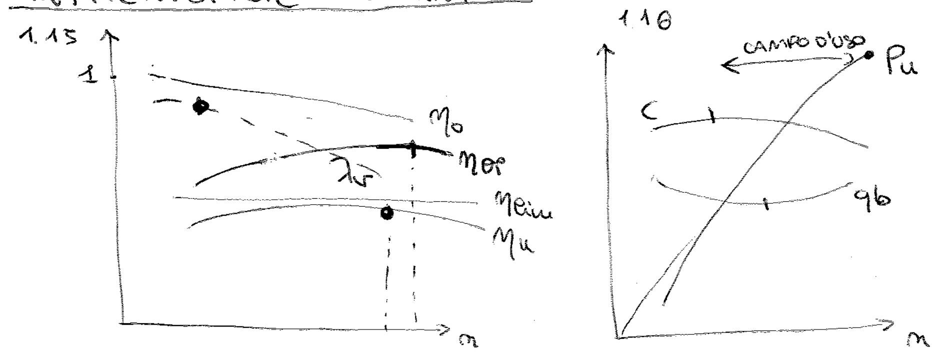
$$p_{me} = p_{mi} - p_v$$

CAMPO D'IMPIEGO MOTORI ACC. COMANDATA $\Rightarrow \alpha$ COMPRESO TRA α CHE RENDE $\eta_{u\,max}$ e TRA α CHE $p_{me\,max}$

↙ STABILITÀ PRESTAZIONI ⇓ MAX POTENZA ↘ MINIMA T. delle PARETI DEL MOTORE.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 67 di 94

CARATTERISTICHE MECCANICHE



C.M = PRESTAZIONI pme η_u P_u al variare di n a posizione fissa del regolatore (a piena apertura).

È DIAGRAMMATA • LA C. MOTRICE $C = \frac{P_u}{\omega} = \frac{P_u}{2\pi n} = pme \frac{i V_o}{2\pi n}$ $\Rightarrow$ $\boxed{C \propto pme}$

• la qb (CONS. SP. COMB.) che è $qb = \frac{\dot{m}_b}{P_u} = \frac{1}{\eta_u H_i}$ $\Rightarrow$ $\boxed{qb \propto \frac{1}{\eta_u}}$

• η_{eiu} INDIPEND. da n x definizione
• η_{oi} VARIA di poco e HA max x valore piuttosto alto di n $\Rightarrow$ η_u max è ancora per n alti ma più a sinistra di η_{oi} max
• $\eta_o \neq 1$ $\eta_o \propto \frac{1}{n^2}$

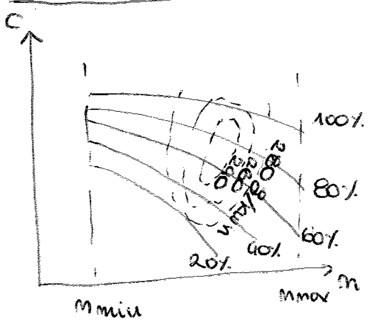
• λ_v HA max x VALORI MEDIO-BASSI di n

$\Rightarrow$ pme e quindi C hanno max x n compresi tra n λ_v max e n η_u max

• $P_u \sim pme \cdot n$ $\Rightarrow$ dove ho C max è max P_u/n
P_u è max dove $\frac{\partial P_u}{\partial n} = 0$ $\Rightarrow$ cioè dove $\frac{dC}{dn} = -\frac{C}{n}$

$\Rightarrow$ USO IL MOTORE TRA P_u max e C max, dove è anche minimo qb.
per n> $\Rightarrow$ USURA e SOLLECITAZIONI connesse alle F. di INERZIA
per n< $\Rightarrow$ MOTORE SQUILIBRATO e MAL LUBRIFICATO

MAPPA FUNZIONAMENTO



RIPORTA in funzione di n l'andamento della C x ≠ aperture di farfalla. Vi sono sovrapposte poi le linee di ISOCONSUMO SPECIFICO di COMB.

• A pari grado di chiusura della valvola a farfalla la riduzione della coppia è + marcata a alte n xché la caduta di press. attraverso la valvola è $\propto n^2$. Il minimo qb non lo ho a piena apertura ma al + basso grado di parzializzazione che consente l'uso della miscela povera di max rend.

VARIAZIONE PRESTAZIONI in COND. AMBIENTE

n = ASSEGNATO α = COST p_{uio} e p_{ueo} sono a T ambiente

η_{eiu} è INDIP. dalle cond. ambiente

η_{oi} varia x i ≠ scambi termici ma poco soprattutto x motori refrigerati con liquidi

$\eta_i = \eta_{eiu} \eta_{oi} = cost$ POSTO $\mu = \frac{P}{P_o}\sqrt{\frac{T_o}{T}}$ ho $\frac{p_{ui}}{p_{uio}} = \frac{\lambda_v}{\lambda_{vo}} \frac{v_o}{v} = \mu$

$\lambda_v \propto \sqrt{T}$ e $r \propto T/p$ per la costanza di n $\Rightarrow$ $p_r = A + B\left(\frac{p_{ui}}{p_{uio}}\right) + A + \mu B$

$p_{ro} = A + B$ $\frac{p_{ue}}{p_{ueo}} = \mu + (\mu - 1)\frac{A}{p_{ueo}}$

- PER VOLARE CON ALTA EF. AERODINAMICA + ALTI η_e e η_{motore}:
  - POTENZA EROGATA INFERIORE A 75% DEL MASSIMO NORMALE × LAVORARE CON DOSATURA di max rendimento
  - CON BASSI n e GRANDI APERTURE VALVOLA FARFALLA

$$\boxed{\frac{G}{P_u} \propto \frac{1}{n}} \qquad V_o \propto \frac{u^3}{n^3 \varepsilon^2} \qquad i \propto \frac{\varepsilon^2 n^2}{u^3} \propto u^2$$

PER RIDURRE G/P_u DEVO: - AUMENTARE n
- FRAZIONARE LA CILINDRATA → × EVITARE MOLTI CILINDRI USO BASSI ε (fino 0,8) e ALTE u (max 16 m/s)

(× PARITÀ di n e pme)
- ↑ λ_v
- ↓ masse ALTERNE → ↓ A → ↑ η_o
- ↑ ρ → ↑ η_{eim}
- ↓ VOLUME MASSICO DELL'ASPIRAZIONE (SOVRALIMENTAZIONE)

REQUISITI DEL MOTORE AERONAUTICO: - ↓ q_b
- AFFIDABILITÀ ED ECONOMIA di ESERCIZIO
- FLESSIBILITÀ di IMPIEGO
- RIDOTTE VIBRAZIONI

MOTORE ALLEGGERITO e/o SURCOMPRESSO
lo dimensiono × sollecitazioni inferiori a quelle previste a quota zero.
⇒ $G' < G$ ⇒ RIDUCO le masse degli STANTUFFI ⇒ ↓ FORZE INERZIA ⇒ ↓ A_2
⇒ $A' < A$ ⇒ ↑ η_o
Il motore xò non può operare a $z=0$ a piena apertura; si definisce quota di ristabilimento z_R sopra la quale è consentito il funzionamento continuativo a piena apertura.

In alternativa o contemp. posso AUMENTARE il RAP. COMP. ρ ⇒ ↑ η_{eim}

$$\varepsilon = \frac{\eta_{eim}'}{\eta_{eim}} = \left(1 - \frac{1}{\rho'^{\gamma-1}}\right) \Big/ \left(1 - \frac{1}{\rho^{\gamma-1}}\right)$$

⇒ $p_{mio}' = \varepsilon\, p_{mio}$ ⇒ ↑ P nel motore ⇒ ↑ B_1 ⇒ $B' = \varepsilon B$ ⇒ AUMENTO sollecitazioni e pericolo di detonazione ⇒ ANCHE qui ho una z_R

POTENZA EROGATA è influenzata da:
(*) - n del motore
- p_c che dipende da z volo, dalla pos. farfalla e dalla regolazione del compressore (se c'è)

In miscela minore dipende anche da:
- T del sistema di alimentazione ≈ T collettore
- da f

collegati alla formazione di ghiaccio nel sist. alimentazione e al possibile insorgere di anomalie nella combustione

(*) indicatori della $P_{erogata}$, della tendenza a detonare e dell'entità di sollecitaz. meccaniche e termiche. ⇒ limiti × p_c e n: massime al decollo, continue, crociera
p_c e n li regolo con: - COMANDO FARFALLA
- COMANDO PASSO ELICA
- SE PRESENTE, REGOLO IL SOVRALIMENTATORE

1) Si scriva l'espressione del lavoro utile L_u di un ciclo Joule-Brayton ideale e se ne tracci l'andamento grafico in funzione di β.

2) Si scriva il II principio della termodinamica. Quali sono le conseguenze per un sistema chiuso ed isolato?

3) Espressioni generali di spinta e consumo specifico. A quale caratteristica prestazionale dell'aeromobile è legato il TSFC?

4) A cosa serve ~~[illegible]~~? INTER-REFRIGERAZIONE?

5) Perchè per un ramjet (statoreattore) ideale la spinta a punto fisso è nulla?

6) Quali sono le tecniche usate per aumentare temporaneamente la spinta di un turboreattore?

7) Vantaggi: turbofan rispetto a turbogetto semplice.

8) Disegnare lo schema a blocchi di un turbofan a flussi miscelati.

8) Espressione rendimento propulsivo di un turbofan a flussi ~~miscelati~~ separati (doppio flusso)

10) Qual è l'espressione del fattore della ripartizione di potenza?

11) In un ciclo J-B la p di ingresso e quella d'uscita dal compressore sono 2atm e 8atm. Se la T di fine combustione è 1300K, quanto vale il rendimento del ciclo

30

12) Un aeromobile è dotato di un turbogetto semplice, è in volo a $M=0,8$ a 12 km ($T_a = 216$ K, $P_a = 19400$ Pa). La portata massima del motore sul livello del mare è 120 Kg/s. Quanto vale la $\dot{m}_a$?

30

13) Calcolare la spinta specifica di un turbofan a flussi separati, trascurando f, a punto fisso si ha: BPR = 6, uscita turbina di bassa pressione ($p_5^o = 1,8$ atm, $T_5^o = 850$ K), uscita FAN ($p_{12}^o = 1,3$ atm, $T_{12}^o = 320$ K). Ugelli adattati con $P_{ambiente} = 1$ atm e $\eta = 0,95$.

14) In camera di combustione di un turbogetto a punto fisso si ha: ingresso aria ($T_3^o = 600$ K), uscita gas combusti ($T_4^o = 1350$ °K). Si calcoli quanto valgono il rapporto di combustibile/aria (f) e il suo η_{th}, se la spinta specifica è 750 m/s.

INTESO ove 13°

15) In un turboelica con fattore di ripartizione della potenza $\lambda = 0,9$, il salto entalpico utile è $\Delta h_u = 400000$ J/Kg. Quanto vale la potenza all'asse dell'elica ($\dot{m}_a = 8$ Kg/s, $\eta_{at} = 0,9$, $\eta_R = 0,8$, $f = 0,02$)

16) Quale deve essere il diametro minimo di ingresso della presa d'aria per un turbogetto semplice per poter elaborare una portata massima di 120 Kg/s?

17) Si dimostri che per un ciclo J-B ideale il η_{th} dipende solo dal rapporto di compressione.

18) Qual è la funzione di un postcombustore? Perchè η_{th} diminuisce?

19) Come si dimensiona la presa d'aria subsonica?

? 20) Come si può aumentare η_p?

21) Vantaggi e svantaggi di un turboelica rispetto ad un turbogetto?

22) Disegnare lo schema a blocchi di un turboelica.

? 23) Qual è l'espressione di η_p di un turbofan a flussi associati?

24) Si scriva il bilancio di energia in camera di combustione per la determinazione del rapporto comb./aria, f?

! 25) ~~In camera di combustione~~ ciclo J-B $P_{in} = 1\,atm$, $P_{out} = 4\,atm$ (combustione), $T_{fine\ combustione} = 1200K$, quanto vale L_u del ciclo? ($T_1 = 258°K$)

? 26) Un aeromobile dotato di turbogetto semplice è in volo a $M_\infty = 0{,}8$ a 12 km. Si calcoli la spinta in condizioni di volo noti $\dot{m}_a = \dots$, $u_9 = \dots$, $f \simeq 0$

27) Calcolare spinta specifica di turbofan a flussi separati in volo (M_∞, T_2, P_2) che ha BPR = ... uscita turbina LP ($P_5^o =$, $T_5^o =$) uscita FAN ($P_{12}^o = \dots$, $T_{12}^o = \dots$). Entrambi gli ugelli adattati con $\eta_{an} = \dots$, f

? 28) Quale sarà la quantità totale di combustibile consumata in 1 min da aeroplano con 2 turbofan (a flussi separati con BPR = ..., $\dot{m}_a = \dots$, $\frac{T}{\dot{m}_a} =$ $f = \dots$?

29) Qual è lo scopo della presa d'aria? → VEDI DOMANDA 19

30) Disegnare la curva $(\Pi, f(\Pi))$ quando $f(\Pi)$ è massima?

31) Spinta al decollo.

32) SI DIMOSTRI PERCHÈ IN UN SISTEMA ISOLATO IRREV. LA T^o SI CONSERVA E P^o DIMINUISCE

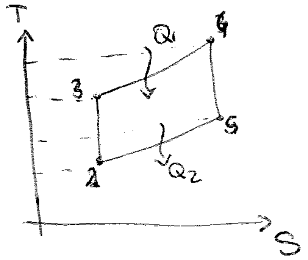
33) TECNICHE X AUMENTARE LA SPINTA DEL TURBOMOTORE

34) DIMOSTRARE COME SI RICAVA λ_{OPT} NEI TURBOELICA

8/34

DOMANDE PER ESAME PROPULSIONE.

1)



$L_{uid} = Q_1 - Q_2$ (AREA INTERNA AL CICLO)

$\eta_{th\,id} = \dfrac{L_{uid}}{Q_1} \Rightarrow L_{uid} = \eta_{th\,id}\, Q_1$

$$L_{uid} = \left(1 - \frac{1}{(\beta)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right)\left(h_4^\circ - h_3^\circ\right) \qquad \frac{p_3^\circ}{p_2^\circ} = \beta$$

$$L_{uid} = \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right) c_p \left(T_4^\circ - T_3^\circ\right)$$

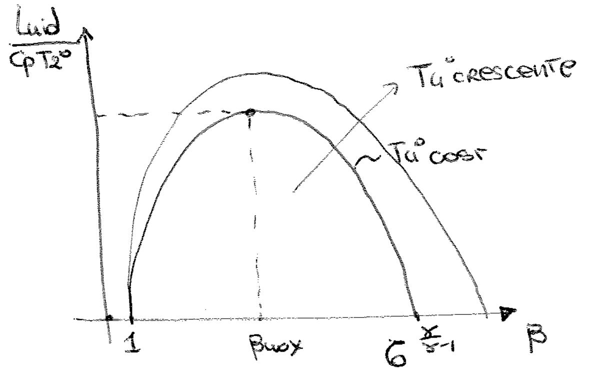
$$= \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right) c_p \left(T_4^\circ - T_2^\circ \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)$$

$$\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_3^\circ}{T_2^\circ}$$

$$T_3^\circ T_5^\circ = T_4^\circ T_2^\circ$$

$$= \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right) c_p T_2^\circ \left(\underbrace{\frac{T_4^\circ}{T_2^\circ}}_{\tau} - \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)$$

$$= \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right) c_p T_2^\circ \left(\tau - \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)$$



$$\beta_{max} = \sqrt{\tau^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

2) Il secondo principio della T.D è: $dS = \left(\dfrac{dQ}{dT}\right)_{rev}$ o $dS > \left(\dfrac{dQ}{dT}\right)_{irr}$

POSTULA L'IMPOSSIBILITÀ PER UN SISTEMA TERMODINAMICO DI descrivere un processo chiuso o ciclico.

Se il sistema è sottoposto a una trasformazione dS rappresenta la variazione di entropia che avviene durante lo scambio reversibile di calore dQ alla temperatura T.

Per un sistema isolato $dQ = 0 \Rightarrow dS \geq 0$

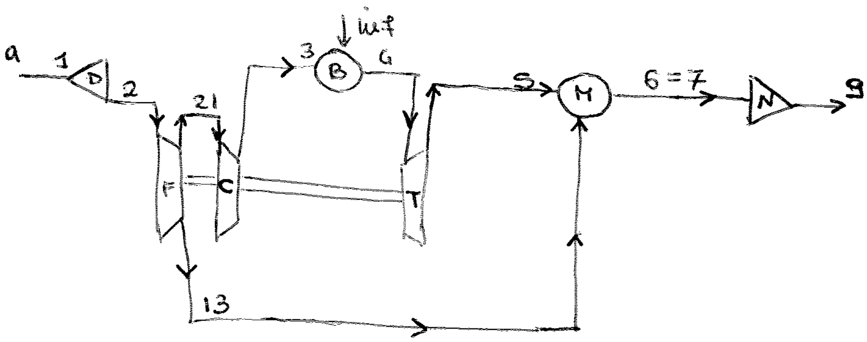
$\Rightarrow$ ~~...~~ in un sistema ADIABATICO VERSO L'ESTERNO ~~...~~ SOGGETTO A ~~...~~ EVOLUZIONI INTERNE, SE QUESTE SONO IRREVERSIBILI NON PUÒ CHE FAR CRESCERE L'ENTROPIA DEL SISTEMA STESSO.

$\Rightarrow$ ECCO PERCHÉ L'ENTROPIA DELL'UNIVERSO È IN COSTANTE AUMENTO E CI SONO TRASFORMAZIONI CHE AVVENGONO NATURALMENTE SOLO IN UN VERSO.

... DA AMB CALDO A FREDDO A Tcost.

• SVANTAGGI: - MAGGIORE PESO (DIMENSIONI, VENTOLA, TURBINA E STADI DI TURBINA AGGIUNTIVI, ALBERO SECONDARIO O ALBERO PIU' PESANTE)
- MAGGIORE INGOMBRO (SEZIONE TRASVERSALE → PROBLEMI DI POSIZIONAMENTO E RESISTENZA AERODINAMICA)

8) SCHEMA A BLOCCHI DI UN TURBO-FAN A FLUSSI MISCELATI:



9) RENDIMENTO PROPULSIVO TURBOFAN A FLUSSI SEPARATI:

$$\eta_P = \frac{2u_\infty\left[(1+f)u_9 + BPR\,u_{19} - (1+BPR)u_\infty\right]}{(1+f)u_9^2 + BPR\,u_{19}^2 - (1+BPR)u_\infty^2}$$

10) ESPRESSIONE DEL FATTORE DELLA RIPARTIZIONE DI POTENZA:

NEL TURBOELICA INTRODUCO UN FATTORE DELLA RIPARTIZIONE DI POTENZA OTTIMALE CHE MI DA' UNA RELAZIONE DIPENDENTE DALLA VELOCITA' DI VOLO GRAZIE ALLA QUALE POSSO CAPIRE COME RIPARTIRE LA POTENZA TRA ELICA E L'UGELLO DEL GETTO:

$$\lambda_{OPT} = 1 - \frac{\eta_{AN}}{2(\eta_e \eta_R \eta_{AT})^2}\frac{u_\infty^2}{\Delta h_u}$$

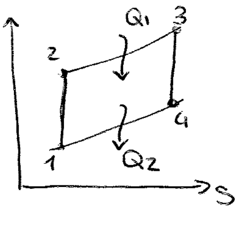
Δh_u SALTO ENTALPICO GRAZIE A QSTO λ_{OPT} MASSIMIZZA LA SPINTA DEL MOTORE.

11) $P_1 = 2\,ATM = 202{,}65\,KPa$

$P_2 = 8\,ATM = 810{,}6\,KPa$

$T_3 = 1300\,K$

$\eta = ?$



$$\eta = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1} = 1 - \frac{Q_2}{Q_1} = 1 - \frac{\cancel{c_p}(T_4 - T_1)}{\cancel{c_p}(T_3 - T_2)}$$

$$\eta_{id} = 1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = 0{,}33$$

$$\beta = \frac{P_2}{P_1} = \frac{P_3}{P_4} = \frac{202{,}65\,KPa}{810{,}6\,KPa} = 4$$

12) TURBOGETTO SEMPLICE

$M = 0{,}8 \quad z = 12000\,m \Rightarrow \begin{cases} T_z = 216\,K \\ P_z = 19400\,Pa \end{cases}$

PORTATA MAX a $z=0 \Rightarrow \dot{m} = 120\,kg/s$

$\dot{m}_z = ?$

$$\dot{m} = \frac{p^\circ A}{\sqrt{T^\circ}} f(M) \qquad f(M) = \frac{\sqrt{\gamma}}{\sqrt{R^*}} \frac{M}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

$\dot{m}_{max}$ se $M=1$

$f(M=1) = 0{,}04 \Rightarrow \frac{p^\circ A}{\sqrt{T^\circ}} = \frac{\dot{m}_{max}}{f(M)} = 2968{,}94$

$f(M=0{,}8) = 0{,}039 \qquad \dot{m}_z = \frac{p^\circ A}{\sqrt{T^\circ}} \cdot f(0{,}8) = 115{,}58\,kg/s$

15) $\lambda = 0{,}9$ TURBOELICA

$\Delta h_u = 400'000 \ \frac{J}{kg}$

$P_{ox\,e}$?

$\dot m_a = 8$ kg/s

$\eta_{AT} = 0{,}9$

$\eta_R = 0{,}8$

$f = 0{,}02$

Controlla

$$P_{ox,e} = \eta_R \, P_{LT} = \eta_R \, (\dot m_a + \dot m_f) \cdot L_{TL}$$

$$= \eta_R \, \eta_{AT} \, (\dot m_a + \dot m_f) \, \lambda \, \Delta h_u =$$

$$= \eta_R \, \eta_{AT} \, \dot m_a \, (1+f) \, \lambda \, \Delta h_u =$$

$$= 0{,}9 \cdot 0{,}8 \cdot 8 \frac{\cancel{kg}}{s} \cdot 1{,}02 \cdot 0{,}9 \cdot 400'000 \frac{J}{\cancel{kg}} = 2{,}16 \text{ MW}$$

Bo

16) d_{min}?

$\dot m_{nox} = 120$ kg/s

$$\dot m_{nox} = \frac{p^o A}{\sqrt{T^o}} \, f(M) \qquad f(M=1) = \frac{\sqrt{\gamma}}{\sqrt{R^*}} \, \frac{1}{\left(1 + 0{,}2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

SUPPONENDO DI ESSERE A $z=0$ IN ARIA $\Rightarrow \gamma = 1{,}4$ $\Rightarrow f(M=1) = 0{,}04 \dfrac{1}{\sqrt{\frac{J}{kg\,K}}} = 0{,}04 \sqrt{\dfrac{kg\,K}{J}}$

$R^* = 287 \ \frac{J}{kg\,K^o}$

$M=1$ COND. CRITICHE

è così? ?

$p^o = p_a = 1$ atm

$T^o = T_a = 288$ K

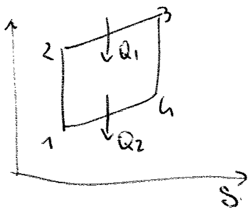
$$A = \frac{\dot m_{nox} \sqrt{T^o}}{p^o \, f(M=1)} = \frac{\pi \, d_{min}^2}{4}$$

$$\Downarrow$$

$$d_{min} = \sqrt{\frac{\dot m_{nox} \sqrt{T^o} \cdot 4}{p^o \, f(M=1) \cdot \pi}} = 0{,}79 \text{ m}$$

17)

$$\eta_{th} = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1} = 1 - \frac{Q_2}{Q_1} = 1 - \frac{\cancel{c_p}(T_4 - T_1)}{\cancel{c_p}(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1}{T_2} \frac{\cancel{\left(\frac{T_4}{T_1} - 1\right)}}{\cancel{\left(\frac{T_3}{T_2} - 1\right)}}$$



$$\boxed{T_2 T_4 = T_3 T_1} \Rightarrow \frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2}$$

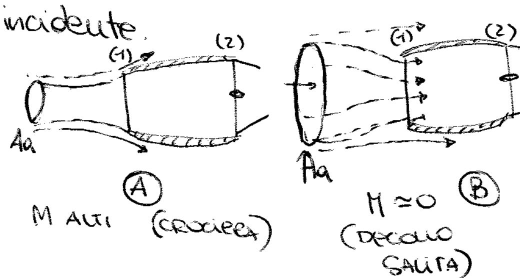
DALLA LEGGE DELL'ISENTROPICA

$$\frac{T_3}{T_4} = \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (\beta)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\eta_{TH} = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad \text{cvd}$$

η_{th} dipende solo da β !!

In funzione della velocità di volo e della massa richiesta dal motore, la presa deve poter operare in un'ampia gamma di condizioni di flusso incidente.



Durante il volo in crociera a quota costante il flusso d'aria può subire una decelerazione con conseguente divergenza del tubo di flusso (A). A basse velocità come x decollo e salita, lo stesso motore richiederà una portata più elevata e quindi il campo di moto assumerà la conf. (B). e si vede che prima di imboccare la presa ~~dinamica~~ il fluido viene accelerato. Sia in (A) che in (B) il camb. di stato è isentropico xchè non ho pareti solide con dissipazioni di forze d'attrito e conseguente irreversibilità!

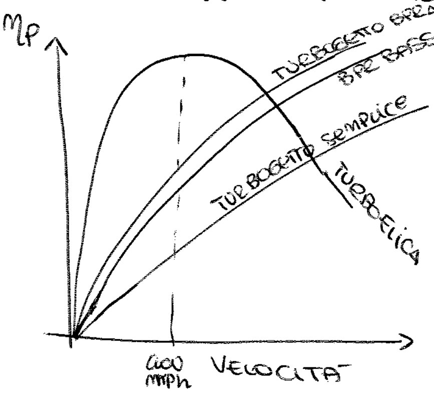
- Un'accelerazione esterna produrrà un aumento della v. ingresso ⇒ ↓ press. ingresso ⇒ ↑ press. interna al diffusore. Se qsto ↑ di pres. avviene troppo veloce il flusso interno può separarsi ⇒ stallo del diffusore ⇒ ↓ P^0 della corrente ⇒ ↓ efficienza presa d'aria.
- Una decelerazione esterna ⇒ ↑ pres. interna al diffusore + blando ⇒ minore probabilità di separazione dello strato limite.

⇒ Scelgo la p. aria in modo da minimizzare il + possibile le accelerazioni esterne nella fase di decollo: in qste condizioni $A_a < A_1$ ⇒ a basse velocità parte del flusso d'aria viene spillato dalla presa stessa!!

20) $$\eta_P = \frac{P_P}{P_a} = \frac{T \cdot u_\infty}{\frac{1}{2}\dot m_e u_e^2 - \frac{1}{2}\dot m_a u_\infty^2} \simeq \boxed{\frac{2u_\infty}{u_e + u_\infty}}$$ per $f \ll 1$

$$\eta_P \simeq \frac{1}{1 + \frac{T}{2\dot m_a u_\infty}} \qquad T = \dot m_a (u_e - u_\infty)$$

η_P max se $u_e \simeq u_\infty$ = turbofan



A parità di spinta il ren. prop. può essere aumentato diminuendo la spinta specifica $\frac{T}{\dot m_a}$ e quindi aumentando la portata!

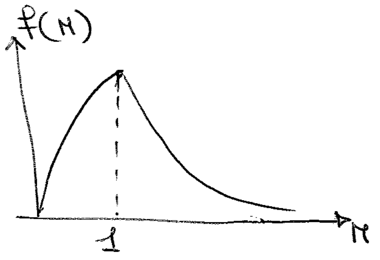
Nel turbogetto x fare ciò ↓ T ingresso turbina ma facendo ciò aumento molto la massa del motore xdendo i benefici.

η_P dipende dalla u_∞ di volo e dal tipo di motore scelto x ottenerla.

A $v_\infty < 400$ mph il motore turboelica ha la migliore efficienza. Per alte velocità η_P del T.E. crolla e si preferisce usare T.G. con alti bypass. (xché le eliche sono progettate x $M < 0,5$)

Posso anche scrivere $\eta_P = \frac{2}{1 + \frac{u_e}{u_\infty}}$ ⇒ η_P ↑ se $\frac{u_e}{u_\infty} \to 1$ e quindi se ↓ $\frac{u_e}{u_\infty}$

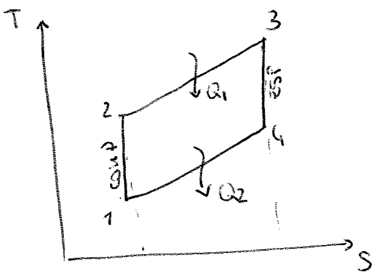
30)



$f(M)$ è max se $M = 1$

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

25)



$P_1 = P_4 = 1\,atm$

$P_2 = P_3 = 4\,atm$

$T_3 = 1200\,K \quad T_1 = 258°K$

L_u?

$$\beta = \frac{P_2}{P_1} = 4$$

$$L_u = L_T - L_c = (h^\circ_3 - h^\circ_4) - (h^\circ_2 - h^\circ_1)$$

SUPPONIAMO CHE c_p SIA COSTANTE DURANTE IL CICLO ANCHE SE NON È VERO!

$$L_u = c_p\,(T^\circ_3 - T^\circ_4 - T^\circ_2 + T^\circ_1) = 1004{,}5 \frac{J}{kg\,K} \cdot (1200 - 807{,}5 - 383{,}4 + 258)\cancel{K} = 26830 \frac{J}{kg}$$

MI SERVONO T°_3 e T°_2 $\Rightarrow$ $\frac{T^\circ_2}{T^\circ_1} = \left(\frac{P^\circ_2}{P^\circ_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_2 = \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot T_1 = 383{,}4\,K$

$$\frac{T_3}{T_4} = \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_4 = \frac{T_3}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = 807{,}5\,K$$

26) TURBOGETTO SEMPLICE

$M_\infty = 0{,}8$

$z = 12000\,m$

$f \simeq 0$

T?

NOTI u_g e $\dot{m}_a$

$$T = \dot{m}_a (1 + \overset{\sim 0}{\cancel{f}})\, u_g - u_\infty$$

?

NON SI CAPISCE BENE LA TRACCIA

$$c_z = \sqrt{\gamma R^* T_z}$$

$$u_\infty = M_\infty c_z$$

27) $\frac{T}{\dot{m}_a}$?

TURBO FAN FLUSSI SEPARATI

M_∞, z, T_z, P_z, BPR, η_{AN}, f

FAN USCITA $(P^\circ_{12}, T^\circ_{12})$ USCITA LP (P°_5, T°_5)

$c_z = \sqrt{\gamma R^* T_z}$
$\Downarrow$
$u_\infty = M_\infty \cdot c_z$

$$\frac{T}{\dot{m}_a} = \frac{[(1+f)u_g + BPR\, u_{1g}] - (1 + BPR)u_\infty}{1 + BPR}$$

$\boxed{P_\infty = P_z}$

$$u_g = \sqrt{2 \eta_{AN}\, c_p'\, T^\circ_5 \left(1 + \left(\frac{P_\infty}{P_5}\right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}\right)}$$

$$u_{1g} = \sqrt{2 \eta_{AN}\, c_p\, T^\circ_{21} \left(1 - \left(\frac{P_\infty}{P^\circ_{12}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

CHIAMO $\delta = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$ e RICAVO $\frac{T^o}{T} = \delta$ $\qquad \frac{P^o}{P} = \delta^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

$$\Rightarrow \frac{dT^o}{T^o} = \frac{dT}{T} + \frac{d\delta}{\delta} \qquad e \qquad \frac{dP^o}{P^o} = \frac{dP}{P} + \frac{\gamma}{\gamma-1}\frac{d\delta}{\delta}$$

Sostituisco nel 1° PDT

$$\frac{dS}{R} = \frac{\gamma}{\gamma-1}\frac{dT}{T} - \frac{dP}{P}$$

$$\frac{dS}{R} = \frac{\gamma}{\gamma-1}\left(\frac{dT^o}{T^o} - \frac{d\delta}{\delta}\right) - \left(\frac{dP^o}{P^o} - \frac{\gamma}{\gamma-1}\frac{d\delta}{\delta}\right)$$

$$\frac{dS}{R} = \frac{\gamma}{\gamma-1}\frac{dT^o}{T^o} - \frac{dP^o}{P^o}$$

Se sono in ADIAB, ISENT.

$\Downarrow$

$dQ = 0 \quad dS = 0$

$$\frac{\gamma}{\gamma-1}\frac{dT^o}{T^o} = \frac{dP^o}{P^o}$$

$\Downarrow$

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

LEGGE DELL' ISENTROPICA

SE SONO IN UN SIS. ADIABATICO

IRREVER. + ADIAB $\Rightarrow \boxed{dS > 0}$

1° PRINC + ADIAB $\Rightarrow dh_0 = 0 \Rightarrow \boxed{dT^o = 0}$

$\downarrow$

T^o = COSTANTE

$\Downarrow$

$$\boxed{-\frac{dS}{R} = +\frac{dP^o}{P^o}}$$

$\Downarrow$

LA P^o DIMINUISCE

33) PER AUMENTARE LA SPINTA devo SAPERE CHE $T \propto \dot{m}_a u_e$

POSSO O AUMENTARE $\dot{m}_a$ o $\uparrow u_e$ o $\uparrow$ ENTRAMBI.

- AUMENTO TEMPORANEO
  - POSTCOMBUSTIONE $\rightarrow \uparrow u_e$
    - $\frac{T}{\dot{m}_a} = 1{,}5$
    - TSFC = 2,3
  - H_2O INIETTATA NEGLI STADI DI HPC $\rightarrow \uparrow \dot{m}_a$
    - $\frac{T}{\dot{m}_a} = 1{,}25$
    - TSFC = 6
  - H_2O IN CAMERA DI COMBUSTIONE $\rightarrow \uparrow u_{e}\dot{m}_a$
    - $\frac{T}{\dot{m}_a} = 1{,}3$
    - TSFC = 3

- AUMENTO PERMANENTE
  - RIGENERAZIONE $\rightarrow$ $\uparrow$ AUMENTO η_{TH}, L_u INVARIATO
    - $\downarrow$ RAPP COMP. β
    - $\uparrow$ PESO
    - NON È SEMPRE POSSIBILE
  - INTEREFRIGERAZIONE $\rightarrow$ $\uparrow L_u$ xché $\downarrow L_c$
    - PUÒ REND. RIGENERABILE UN CICLO TERM.
    - $\downarrow \eta_{TH}$
    - $\uparrow$ PESO
  - ENTRAMBI

DOPPIO FLUSSO $\rightarrow \frac{T}{\dot{m}_a} = 2 \div 3$

TSFC = 0,65 ÷ 2,90

$\downarrow$

modo + EFFICACE x AUMENTARE LA SP. SPECIFICA con un CONSUMO SPECIFICO di SPINTA INFERIORE

DOMANDE ESAME

1) 2° PDT $\quad dS = \left(\frac{dQ}{T}\right)_{rev} \qquad dS \geq \left(\frac{dQ}{T}\right)$

8) η_0 A PUNTO FISSO : $\eta_0 = \eta_{TH} \cdot \eta_P = \frac{P_P}{P_{TH}} = \frac{T \cdot u_\infty}{\dot m_f Q_f}$

$\eta_0 (u_\infty = 0) = \emptyset$

9) TSFC = CONSUMO SPECIFICO DELLA SPINTA

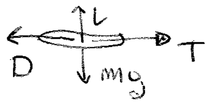
$TSFC = \frac{\dot m_f}{T}$

CONSUMO SPECIFICO A FRENO

NEL TURBO ALBERO ELICA $\quad BSFC = \frac{\dot m_f}{P_{exe}}$

C.S. EQUIVALENTE AL FRENO

$EBSFC = \frac{\dot m_f}{P_{exe} + P_J}$ $\quad P_J = T_J u_\infty$



$T = D = L\frac{D}{L} = \frac{mg}{E} \quad \Rightarrow \quad T = \frac{mg}{E} \quad \Rightarrow \quad T u_\infty = \frac{mg\, u_\infty}{E}$

$\left(E = \frac{L}{D} \qquad L = mg\right)$

$\eta_0 = \frac{T u_\infty}{\dot m_f Q_f} \quad \Rightarrow \quad \frac{mg\, u_\infty}{E \dot m_f Q_f} = \eta_0$

$\boxed{\dot m_f = \frac{mg\, u_\infty}{E Q_f \eta_0}}$

$\Rightarrow$ MA $\dot m_f = -\frac{dm}{ds} \quad \Rightarrow \boxed{\dot m_f = -u_\infty \frac{dm}{ds}} \Rightarrow \quad \frac{dm}{ds} = -\frac{mg}{E Q_f \eta_0}$

$\Rightarrow -\int \frac{dm}{m} = +\frac{g}{E Q_f \eta_0} \int ds \quad \Rightarrow$ INTEGRANDO $\quad S = \eta_0 E \ln \frac{m_1}{m_2} \frac{Q_f}{g}$

SOSTITUENDO a $\eta_0 = \frac{T u_\infty}{Q_f \dot m_f} \quad \Rightarrow S = \frac{T}{\dot m_f} \cdot \frac{u_\infty}{\cancel{Q_f}} \cdot \frac{\cancel{Q_f} E}{g} \ln \frac{m_1}{m_2}$

S = AUTONOMIA CHILOMETRICA

$\frac{T}{\dot m_f} = \frac{1}{TSFC}$

L'AUTONOMIA di UN AEREO È $\propto$ AL RAPPORTO TRA SPINTA E COMBUSTIBILE A UNA VELOCITÀ FISSATA

TSFC È USATO COME INDICATORE DELLA QUALITÀ DEL MOTORE ed È FORTEMENTE DIPENDENTE DALLA VELOCITÀ di VOLO.

11) NEL COMBUSTORE IL LAVORO È ZERO XCHÉ?

?BO

49) VANTAGGI TURBOFAN RISPETTO TURBOGETTO:
- RENDIMENTI η_P MOLTO MAGGIORI A PARITA' DI VELOCITA'
- E' PIU' EFFICIENTE $\Rightarrow$ CONSUMI MINORI
- MOLTO VOLUMINOSO A CAUSA DELLA PRESENZA DEL FAN
- MENO IMPATTO TERMICO E SONORO

ALTRO?

50) Il lavoro di espansione è $l_e = h_2^\circ - h_1^\circ$ perché la considero un'ESP. ADIABATICA $\Rightarrow dQ = 0$ $\quad l^\circ < 0$

dal 1°PTD $\Rightarrow$

$$L + \underbrace{Q}_{=0} = \Delta E^\circ$$

$$L = \Delta E$$

$$\Delta h^\circ = \underbrace{\cancel{Q}^\circ}_{=0} + \dot{L}^\circ \Rightarrow \frac{\dot{L}}{\dot{m}} = l_e = \Delta h^\circ$$

51) RICAVA $T^\circ = T\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)$

ARRESTO ADIAB. E REVERSIBILE $\Rightarrow dq = 0 \quad de = 0$

$$M = \frac{u}{c} \qquad c = \sqrt{\gamma R^* T}$$

1°PDT

$$q + e = \Delta h^\circ \qquad \left\{\begin{matrix} q=0 \\ e=0 \end{matrix}\right\} \Rightarrow \Delta h^\circ = 0$$

x DEF. h° è quando ho $u=0$

$$\Rightarrow h^\circ = h + \frac{u^2}{2} = \text{COST} \Rightarrow h_\infty + \frac{u_\infty^2}{2} = h^\circ + \underbrace{\frac{u^{\circ 2}}{2}}_{=0} = h^\circ$$

$$c_p T_\infty + \frac{u_\infty^2}{2} = c_p T^\circ$$

$$T^\circ = T_\infty + \frac{u_\infty^2}{2c_p}$$

$$\frac{T^\circ}{T_\infty} = 1 + \frac{u_\infty^2}{2c_pT_\infty} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2$$

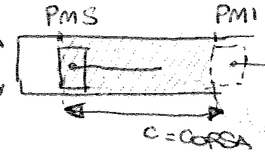
DALLA LEGGE DELL'ISENTROPICA

$$\frac{p^\circ}{p_\infty} = \left(\frac{T^\circ}{T_\infty}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow p^\circ = p_\infty\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

FORMULE di PROPULSIONE (MOTORI ALTERNATIVI)

- $\boxed{\rho = \frac{V_{max}}{V_{min}}}$ (R. di COMP. VOLUMETRICO) (1)
- $V_0 = V_{max} - V_{min} = (\rho - 1) V_{min} = \pi d^2 \frac{c}{4}$ (2)

ALES. = d



$m = \text{rad/s}$

i = n° cilindri

$m = 2 \rightarrow$ 4 TEMPI

$m = 1 \rightarrow$ 2 TEMPI

- $L_u = \frac{P_u\, m}{i\, n}$ (3) $\longleftrightarrow$ $L_i = \frac{P_i \cdot m}{i\, n}$ (4) (LAV. INTERNO o INDICATO)

$\dot{m}_b = m_b \frac{i\, n}{m}$ (11) — massa di c. in ogni ciclo

- p_{me} (EFFETTIVA) $= \frac{L_u}{V_0} = \frac{P_u \cdot m}{i\, n\, V_0}$ (5) $\longleftrightarrow$ p_{mi} (INDICATA) $= \frac{L_i}{V_0} = \frac{P_i\, m}{i\, n\, V_0}$ (6)

(7) $p_v = p_{mi} - p_{me}$ = PR. MARCIA A VUOTO!

(8) η_o (ORGANICO) $= \frac{P_u}{P_i} \overset{(3)(4)}{=} \frac{L_u}{\cancel{V_0}} \frac{\cancel{V_0}}{L_i} = \frac{L_u}{L_i} \overset{(5)+(6)}{=} \frac{p_{me} \cancel{V_0}}{p_{mi} \cancel{V_0}} = \frac{p_{me}}{p_{mi}} \overset{(7)}{=} \frac{p_{mi} - p_v}{p_{mi}} = 1 - \frac{p_v}{p_{mi}}$

(9) $\eta_u = \frac{P_u}{\dot{m}_b H_i} \overset{(3)}{=} \frac{L_u\, i\, n}{m\, \dot{m}_b H_i}$ (10) $\eta_i = \frac{P_i}{\dot{m}_b H_i} \overset{(4)}{=} \frac{L_i\, i \cdot n}{\dot{m}_b H_i\, m} = \frac{L_i}{m_b H_i}$

$\eta_u = \frac{L_u}{m_b H_i}$

(12) f (RAP. MISCELA) $= \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_a} = \frac{m_b}{m_a} = \frac{1}{\alpha}$ (DOSATURA)

(14) $m_b \overset{(12)}{=} f\, m_a \overset{(13)}{=} f \left(\frac{\lambda_v \cdot V_0}{v}\right)$

(13) $\lambda_v = \frac{m_a\, v}{V_0}$ — MASSA REALE ARIA ASPIRATA; VOL. SPECIFICO ARIA; MASSA IDEALE DI ARIA ASPIRATA; COEF. DI RIEMPIMENTO

(15) $p_{me} \overset{(9)}{=} \eta_u \frac{m_b H_i}{V_0} \overset{(13)+(12)}{=} \eta_u \lambda_v \frac{f H_i}{v}$ (16) $p_{mi} \overset{(10)}{=} \eta_i \frac{m_b H_i}{V_0} \overset{(13)+(12)}{=} \eta_i \lambda_v \frac{f H_i}{v}$

$c_v = \frac{R}{\gamma - 1}$ $\quad c_p - c_v = R$

$c_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}$ $\quad \frac{c_p}{c_v} = \gamma$

(17) $\eta_{id} = \frac{L_{id}}{Q_1}$

(18) $\eta_{eim} = \frac{L_{eim}}{m_b H_i}$ $\longrightarrow$ $\frac{\cancel{L_{eim}}}{m_b H_i} \cdot \frac{L_i}{\cancel{L_{eim}}} = \eta_{eim} \cdot \eta_{\theta i}$

(19) $\eta_{\theta i} = \frac{L_i}{L_{eim}}$

$\eta_u \overset{(9)}{=} \frac{L_u}{m_b H_i} \cdot \frac{L_i}{L_i} \overset{(8)+(10)+(13)}{=} \eta_o \cdot \eta_{\theta i} \eta_{eim}$ $\quad \eta_i \overset{10}{=} \frac{L_i}{m_b H_i} \cdot \frac{L_{eim}}{L_{eim}} \overset{(18)}{=} \eta_{\theta i} \frac{L_{eim}}{m_b H_i} \overset{(18)}{=} \eta_{\theta i}\, \eta_{eim}$

(21) $\eta_{eim} = \frac{L_{eim\,ST}}{m_b H_i} = \frac{m_{b,ST}}{m_b} \frac{L_{eim,ST}}{m_{b\,ST} H_i} = \frac{f_{st}}{f} \eta_{eim\,ST.}$

CONSUMO SPECIFICO COMBUSTIBILE

$q_b = \frac{\dot{m}_b}{P_u} = \frac{1}{\eta_u H_i}$

$u = \frac{2 c n}{60}$ VELOCITÀ MEDIA PISTONE

$\boxed{\frac{c}{d} = 1{,}1}$

$\alpha = 14 \div 13$

$\lambda_v = 0.96$

$p_a v_a = R^* T_a$

$R^*_{ARIA} = 287 \frac{J}{kg\,K}$

$P_u = p_{me} (i V_0) \frac{n}{60\, m}$

$\frac{m_a}{m_b} = \alpha$ $\quad \dot{m}_b = m_b \cdot \frac{n}{60\, m}$

mi uso è cilindri e tempi ?

ARIA $\quad p_{amb} = 1\ atm = 101{,}3\ kPa$

$T_{amb} = 288\ K = 15°C$