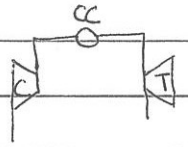
TURBINE a GAS

COMBUSTIBILI (metano / gasolio)

Fine II° Guerra Mondiale



CICLO JOULE

CICLO APERTO
Combustione INTERNA

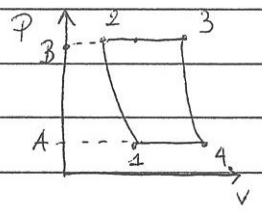
CICLO CHIUSO
Combustione ESTERNA

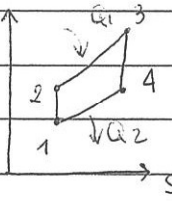
Compressore (C) → assiale / radiale

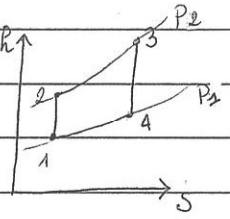
Turbina (T) → a π

Camera di combustione (CC) = Scambiatore di calore (S_1 / S_2)

- Aria
- Qualsiasi fluido ($\uparrow$, K) anche pressurizzati
- Qualsiasi combustibile







→ RARE

2 Adiabatiche Rev (ISOENTALPICHE) + 2 Isobare

T_{3m}

$$\eta = \frac{L_u}{Q_1} = \frac{L_T - L_C}{Q_{comb}} = \frac{(h_3 - h_4) - (h_2 - h_1)}{h_3 - h_2} \overset{\text{gas ideale}}{=} \frac{(T_3 - T_4) - (T_2 - T_1)}{(T_3 - T_2)}$$

$$\eta = 1 - \frac{Q_2}{Q_1} = 1 - \frac{T_{ms}}{T_{ma}} \qquad \eta = 1 - \frac{1}{\beta^{\lambda}} \qquad \lambda = \frac{K-1}{K}$$

$\uparrow \beta$ ($\uparrow p_2$ perché $p_1 = p_{amb}$) $\rightarrow$ $\eta = \emptyset$ ($\beta = 1$), $\uparrow \eta$, $\eta_{MAX} = \eta_{CARNOT}$

$\beta = \emptyset$	Ciclo Joule = isobara p_1
$L_u = \emptyset$	$\Rightarrow L_T = L_C = \emptyset$

$\beta = MAX\eta$	perché $(T_2 - T_1) = (T_3 - T_4)$
$L_u = \emptyset$	

$$\beta_{L\,MAX} = \theta^{\frac{1}{2\lambda}} \qquad \text{con } \theta = \frac{T_3}{T_1}$$

CICLO JOULE REALE $\begin{matrix}1-2'\\3-4'\end{matrix}\}$ Adiabatiche ma $\Delta s > 0$

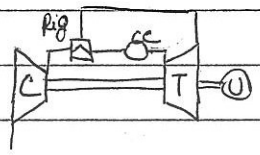
$L_{uR} = L_{tR} - L_{cR} = L_{it}\,\eta_t - L_{ic}/\eta_c$ Affinché $L_{uR} > 0$ $L_{it}\eta_t > \frac{L_{ic}}{\eta_c}$

↓

TV sviluppate prima TG

master COPY COPISTERIA

① RIGENERAZIONE



Scambiatore di calore tra compressore e combustore

:= preriscalda aria in ingresso combustore

L_u rimane invariato ma $Q_1 \downarrow \Rightarrow \eta$ aumenta se $\beta \downarrow$ e $T_3 \uparrow$

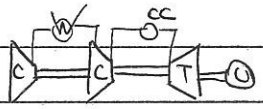
Se $\beta = \theta^{\frac{1}{2x}} \Rightarrow \eta_R = \eta$ Se $\beta > \theta^{\frac{1}{2x}}$ $(T_2 > T_4)$ IMP rigenerazione

efficienza della rigenerazione $R = \frac{T_{2R} - T_{2'}}{T_{4'} - T_{2'}}$ T_{2R} := T uscita rigeneratore

- $R = 0$ se $T_{2R} = T_{2'}$
- $R = 1$ se $T_{2R} = T_{4'}$

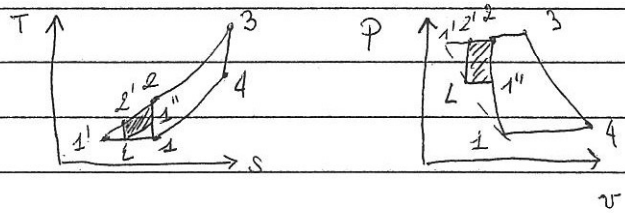
CASO REALE $R < 1$ $\eta = 0$ per $\beta = 1$ $\beta_{MMAX} < \beta_{LMAX}$

② INTERREFRIGERAZIONE



2 compressori $\beta = \beta_1 \times \beta_2$

$\downarrow L_c$ ($\downarrow v$ dovuto a $\downarrow T$)



$L_c(p_1 \to p_2) < L_{c_1}(p_1 \to p_{1''}) + L_{c_2}(p_L \to p_{2'})$

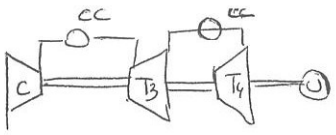
$\Delta L_{MAX} \longrightarrow \beta_1 = \beta_2$ $\beta_1 = 1$ o $\beta_2 = 1$ $\Delta L = 0$

$T_{2'} < T_2 \Rightarrow Q_1 \uparrow$ • se $\beta_2 = 1$ $\eta_{INT} < \eta$

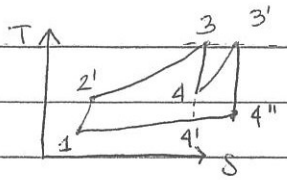
• se $\beta_1 = 1$ $\eta_{INT} = \eta$

* ΔL_u SEMPRE > 0 η_{INT} prima ↑ poi ↓

③ RISCALDAMENTO RIPETUTO



2 turbine



4-3' Isobara

$\beta_3 \cdot \beta_4 = \overline{\beta}$ $\quad \Delta L_{URS} = c_p(T_3' - T_4'') - c_p(T_4 - T_4')$

- $\beta_4 = 1$, $\beta_3 = 1$ $\quad \Delta w = \emptyset$

$\Delta L_{URS\,MAX} <=> \beta_4 = \sqrt{\beta}$

$\Delta Q_{1RS} = c_p(T_3' - T_4)$

$\eta = \frac{l_u + \Delta L_{URS}}{Q_1 + \Delta Q_{1RS}}$

- $\eta_{RS} < \eta$ $\quad \beta_4 = 1$
- $\eta_{RS} = \eta$ $\quad \beta_4 = \beta$

* Δw SEMPRE $> \emptyset$ $\quad M_{RS}$ prima ↑ poi ↓

TURBINE AERONAUTICHE (Combustibile = Kerosene)

Aeromobili $\quad 0,5 < \dot{Q} < 1,5$ MW $\quad 15\% < \eta < 45\%$

- TURBO-ELICA [TG generatore $\dot{Q}$ per azionare l'elica] $\quad v < 600 \frac{km}{h}$
- TURBO JET [spinta gas tutta l'aria combusti] del compressore viene elaborata dalla turbina
- TURBO FAN [no elica $\dot{m}$ CC+TG, $\dot{m}$ scarico TG] (↑ η per ↓ v_g)

- ↑ β per ↑ η
- ↓ CS $\dot{m}_c$
- ↑ T_3
- ↑ $\frac{\dot{Q}}{\dot{m}}$ (potenza specifica)

Flusso caldo / Flusso Freddo

$\dot{m}_{freddo}/\dot{m}_{caldo}$ RAPPORTO BYPASS

④ Rispetto a turbo getto ho ↑ η perché velocità allo scarico è più bassa ma ho ↑ spinta propulsiva per la portata che attraversa la turbina

② Consente di raffreddare le parti calde del motore

SPINTA PROPULSIVA $\quad F = \dot{m}_g (v_g - v)$

v_g : = v relativa aereo/getto in uscita TG $\quad v$: = v dell'aereo

TURBINE INDUSTRIALI HD

Impianti fissi x produzione Eelettrica in ciclo semplice o ciclo combinato (TG+TV)

TG-HV vs TG Aeron. → Basso costo iniziale, Robustezza, Lunga vita
→ Modeste sollecitazioni termiche e meccaniche (↓ T_3, ↓ β)
→ Combustibili meno pregiati (per le minori T_3 e lo spazio disponibile x sistemi di alimentazione combustibile)

SI PRIVILEGIA l_u

LMS 100 (General Electric) $\quad \eta = 46\%$ $\quad$ compr. INT $\quad \beta = 42$

TURBINE di derivazione AEREONAUTICA

TG aeronautiche x usi stazionari nel campo civile e industriale

Tecnologie + evolute, Manutenzione - impegnativa, Alberi coassiali che collegano C e T (velocità di rotazione diverse)

Sostituzione ugello di scarico → turbina "ruota di potenza"

↓ Spinta propulsiva turbogetto

↓ Lavoro meccanico all'utilizzatore (alternatore)

TGdA vs TGA → . aggiunta riduttore giri

. ↓ prestazioni ↑ durata

. ↓ T3 (≈ 100 - 110 °C = Δ)

. Combustibili + economici

. Cuscinetti + robusti

. Filtri aspirazione compressore

. ↑ lubrificazione olio

$\dot{Q}_{HAX} = \frac{1}{10} \dot{Q}_{HAX\ HD}$

Usi delle TG

65-90%

① Produzione Elettrica (ciclo semplice + assetto cogenerativo o ciclo combinato)

② per Gasdotti (x azionamento compressori centrifughi [compressione gas naturale nei gasdotti])

③ Lungo gli Oleodotti (trasferimento greggio giacimenti estrazione → raffinerie)

④ Piattaforme Off-Shore (combustibile estratto senza rifornimenti da terra)

⑤ Propulsione navale

⑥ Trazione Ferroviaria

⑦ Autotrazione → bassi emissioni inquinanti
bassi livelli di vibrazioni
elevati $\dot{Q}$/mq
minimo consumo olio
diversi tipi di combustibile
facilità avviamento
limitata manutenzione
semplicità

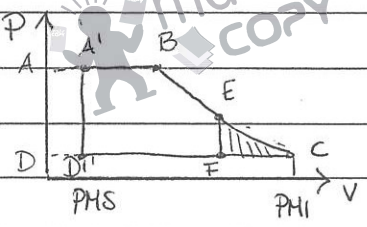
SVANTAGGI
- forte rumorosità
- insufficiente freno motore
- no rapidità di risposta alle Δ carico del traffico
- elevato Consumo specifico

MACCHINE MOTRICI ALTERNATIVE a VAPORE

Ciclo Rankine

1° macchina termica motrice utilizzata dall'uomo

- Inizio 1800 → anni '60 → Cilindro + Pistone + Valvola a cassetto
- Settore nautico e ferroviario



// Lavoro perso per espansione incompleta

A→B : = ammissione vapore

B→C : = espansione adiabatica

C→D : = scarico a bassa pressione

- Presenza spazio morto
- Perdite di carico del fluido
- Valvola a cassetto NO movimenti istantanei

MACCHINE MOTRICI DINAMICHE a VAPORE [TV]

Fine '800

$\eta_{mecc} \approx 98-99\%$

- Produzione Eelettrica
- Raffinerie, Cartiere, Impianti Siderurgici
- Motori Navi sopra navi

Stadi ad AZIONE in testa alla macchina:
Rotore ($d \ll$) + pale rotoriche + Statore (2 semicasse)

① Smaltire maggiori ΔR => ↓ p, T

② Regolo potenza turbine con Parzializzazione

Stadi a REAZIONE a valle [maggiore v ↑ influenza perdite fluidodinamiche]
Rotore ($d \gg$) + pale rotoriche + semicasse statoriche

TURBINE a SALTI di velocità
Energia assorbita da giranti in serie con deviatori di flusso (palettature fisse)

PRO: Smaltisco un maggiore ΔR

CONTRO: Basso rendimento ↔ elevata c_z, elevate perdite fluidodinamiche (cambio direzione)

LAMINAZIONE riduzione pressione all'ingresso turbina — SALTO ENTALPICO
Valvola regolabile a monte della AP — TRASF ISOENTALPICA — ↓ p_0 ↓ $\dot{m}$ — No ΔT

PARZIALIZZAZIONE ↓ $\dot{m}$ (↑ ΔR primo stadio) => compenso Δm

PORTATA VAPORE No stadio a reazione (vapore va verso girante parzializzata (↓ P))

Limito con una valvola l'ammissione del vapore solo ad alcuni settori del distributore