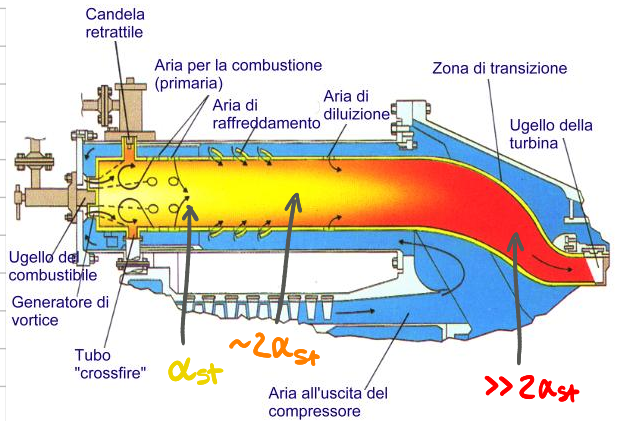


IL PROBLEMA DEL RAFFREDDAMENTO CAMERA DI COMBUSTIONE

La combustione avviene in maniera stazionaria e diffusiva, cioè con portata massica costante e mescolamento tra combustibile e comburente a valle dell'ugello.

I combustori possono essere, a seconda del campo di applicazione, tubolari, anulari o un misto dei due (tuboanulari).



Tipicamente: $\alpha_{st}(\text{Metano}) \approx 9,6$
 $\alpha_{st}(\text{Benzina}) \approx 15$

α effettivo: $\begin{cases} 50 \sim 90 & (\text{ITG}) \\ 8 \sim 18 & (\text{MCI BENZINA}) \\ 18 \sim 40 & (\text{MCI DIESEL}) \end{cases}$

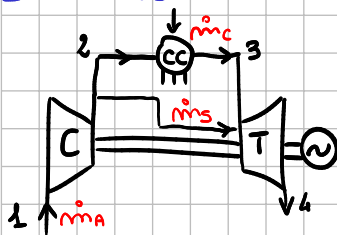
Si assume $T_3 \propto (\alpha+1)^{1/2}$: $T_3 - T_2 = \frac{H_i}{c_p(\alpha+1)}$
 (si assume $\eta_b = 1$)

Se $H_i = 50 \text{ MJ/kg}$
 e $\alpha = 50 \rightarrow \Delta T = 980 \text{ K!}$

La temperatura di ingresso del gas nelle turbine a gas di tipo aeronautico può raggiungere i 1100°C . Se si stima una temperatura di mandata del compressore intorno ai $550\text{-}600\text{K}$ ed un rendimento di combustione del 95%, si possono sfiorare i 1000°C con rapporti di miscela minori di 70, e i 1100°C con rapporti intorno a 60.

Per ridurre lo stress termomeccanico, le palette dei primi stadi sono raffreddate attraverso circolazione di aria forzata, spillata a valle del compressore.

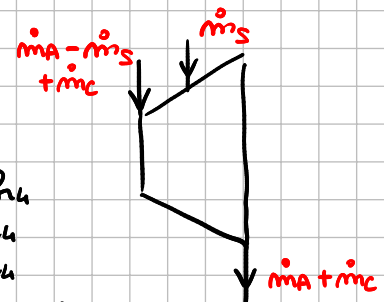
SPILLAMENTO



$$P_C = \dot{m}_A (h_2 - h_1)$$

TURBINA:

IN	OUT
$(\dot{m}_A - \dot{m}_S) h_3$	$(\dot{m}_A - \dot{m}_S) h_4$
$\dot{m}_C h_3$	$\dot{m}_C h_4$
$\dot{m}_S h_2$	$\dot{m}_S h_4$



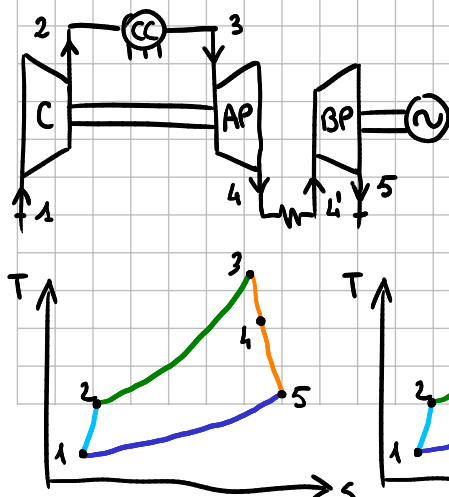
$$P_T = (\dot{m}_A - \dot{m}_S + \dot{m}_C)(h_3 - h_4) + \dot{m}_S(h_2 - h_4)$$

O anche: $P_T = (\dot{m}_A + \dot{m}_C)(h_3 - h_4) - \dot{m}_S(h_3 - h_2)$

Nelle slide è scritto: $P_T = (\dot{m}_A - \dot{m}_S + \dot{m}_C)(h_3 - h_4)$, perché si trascura il lavoro (negativo) dell'aria di raffreddamento spillata.

$$P_u = P_T - P_C = (\dot{m}_A - \dot{m}_S + \dot{m}_C)(h_3 - h_4) - \dot{m}_A(h_2 - h_1)$$

IMPIANTI A GAS BIALBERO

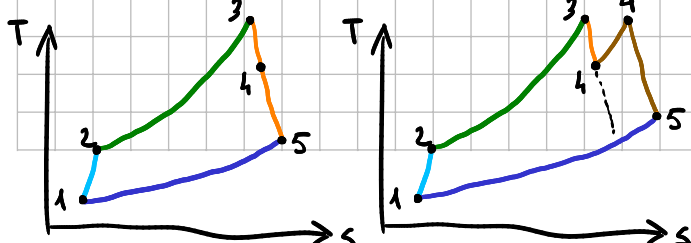


Negli impianti a gas bialbero, le velocità di rotazione del compressore e dell'utilizzatore sono differenti: il compressore è interamente alimentato dalla turbina ad alta pressione, mentre l'utente è alimentato dalla turbina a bassa pressione. In altre parole:

$$P_u = P_{BP} = \dot{m}(h_{4'} - h_5)$$

$$P_C = P_{AP}$$

$$\hookrightarrow h_2 - h_1 = h_3 - h_4$$



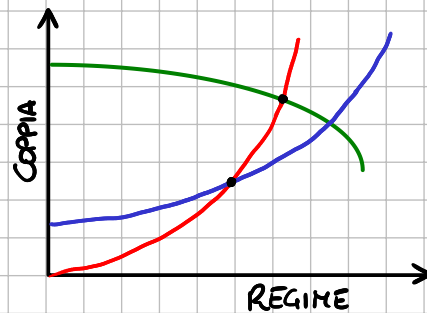
CONFRONTO TRA MONDALBERO E BIALBERO

MONO-

- Curva di coppia intrinsecamente instabile. Occorre un intervento tempestivo di regolazione dell'impianto - in caso di variazione della domanda - per evitare il blackout (imp. termoelettrici);
- Utilizzabile per applicazioni a regime di giri fissato (es. accoppiamento con alternatore, per l'appunto).

BI-

- Curva di coppia stabile
- Soluzione adatta ad applicazioni mechanical driven e aeronautiche.



IMPIANTI TURBOGAS INDUSTRIALI (HEAVY-DUTY)

Gli Heavy-Duty sono grandi impianti fatti per durare, capaci di lavorare con svariate tipologie di combustibili gassosi e liquidi. Le caratteristiche sono le seguenti:

PRO

- + Durata elevata (100'000 ore), costruzione robusta
- + Limitate sollecitazioni termo-meccaniche (basse T_3 e vel. di rotazione)
- + Dimensioni elevate: costi di esercizio ridotti
- + Ciclo ottimizzato per il rendimento

CONTRO

- Dimensioni elevate: costi di impianto elevati
- "Ottimizzato per il rendimento" implica che non lo è per la potenza nominale

Esempio di impianto tipico pre-2005:

$P_u = 250 \text{ MW max}$, $\dot{m}_u = 360 \text{ kg/s}$ (Multistadio, perché $u_{\text{max}} = 450 \text{ m/s}$; inoltre u è ridotta quindi tipicamente $\#_{\text{st}} = 4$, almeno uno ad azione)
 $\beta = 16 \sim 30$, $T_3 = 1300^\circ\text{C}$
 $\eta_{\text{glob}} \approx 38\%$, $C_s = 0,275 \text{ Sm}^3/\text{kWh}$ (GAS NAT)

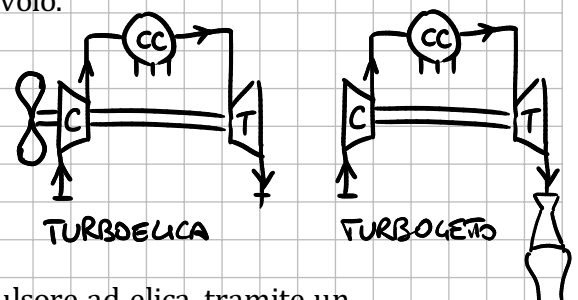
Negli impianti più recenti si lavora a temperature dell'ordine dei $1400-1500^\circ\text{C}$, con aumento notevole del salto entalpico alla turbina, grazie all'impiego di leghe speciali.

TG PER LA PROPULSIONE AEREAUTICA

Le turbine a gas aeronautiche sono soggette inevitabilmente a vincoli di ingombro e di peso (siccome devono essere trasportate su velivoli), e sono progettate a durata: è necessario che restino compatte e che continuino a funzionare incessantemente durante il volo.

Il ciclo è ottimizzato per ottenere il massimo lavoro, piuttosto che il massimo rendimento.

Le temperature di esercizio sono particolarmente elevate, cosa che richiede l'impiego di leghe speciali con trattamenti superficiali particolari, oltre a rendere necessario il raffreddamento ad aria delle palette.



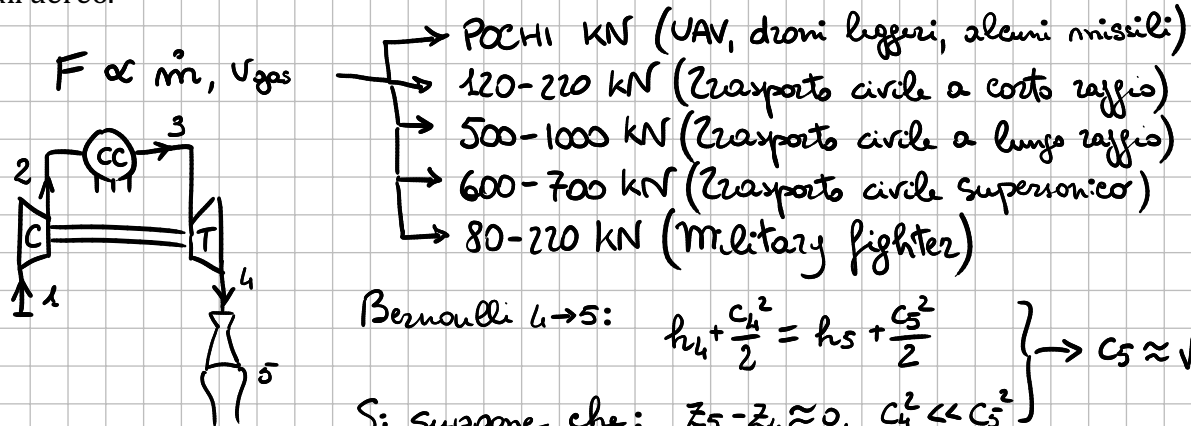
Nella turboelica, il lavoro utile serve per azionare un propulsore ad elica, tramite un riduttore di giri (Potenza $< 3.000 \text{ kW}$, velocità $< 500 \text{ km/h}$). Il funzionamento è schematizzato sopra. Non è necessario aggiungere altro.

$$P_T = P_C + P_E$$

TURBOGETTO

«Il turbogetto è il più semplice e il più vecchio dei motori a reazione, soppiantato dal turboventola. Si tratta di un motore a ciclo continuo (o aperto) che sfrutta il Ciclo Joule per produrre la spinta necessaria a far muovere un aereo secondo il terzo principio della dinamica.» - Wikipedia

Il lavoro della turbina serve unicamente ad azionare il compressore. L'ulteriore salto entalpico disponibile è trasformato in energia cinetica mediante espansione in un ugello, che fornisce la spinta all'aereo.



Dalla legge di Newton: $F = \frac{dq}{dt} = \frac{d}{dt}(\dot{m}c) = \dot{m}_g c = \dot{m}_g (v_g - v_v)$

Mentre $P_T = F v_v = \dot{m}(v_g - v)v$ [W]

RENDIM. DI PROPULSIONE

$$\eta_p = \frac{P_{Thrust}}{P_{Prop}} = \frac{\dot{m}(v_g - v)v}{\dot{m} \frac{v_g^2 - v^2}{2}} = \frac{2}{1 + v_g/v}$$

η_p aumenta se $\begin{cases} v_g \text{ diminuisce} \\ v_v \text{ aumenta} \end{cases}$

η_p diminuisce se $\begin{cases} v_g \text{ aumenta} \\ v_v \text{ diminuisce} \end{cases}$

$\eta_p = 1$ per $v_g = v \rightarrow F = \dot{m}(v - v) = 0$ | Per v bassa conviene usare una turbina

NOTA: una velocità dell'ordine di 500 km/h è considerata bassa.

Ricordiamo che $a(15^\circ\text{C}) = 340 \text{ m/s} = 1224 \text{ km/h}$

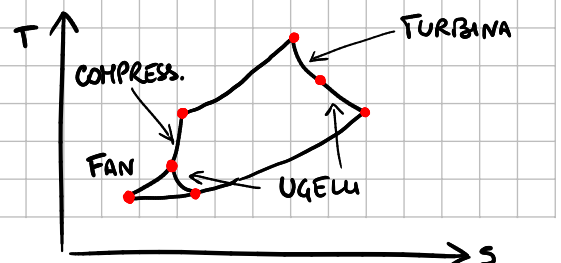
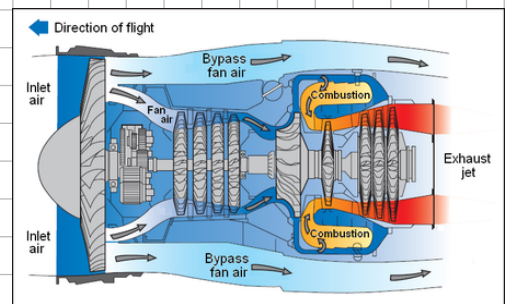
Perché il turbogetto è considerato soppiantato? Perché esiste la turboventola (o turbofan).

TURBOVENTOLA

La turboventola produce spinta mediante due getti: uno caldo e uno freddo: il primo è il getto d'aria che, passando per tutti gli stadi della macchina, espande in turbina e converte la propria entalpia residua in energia cinetica, mentre il secondo bypassa le trasformazioni successive alla ventola ed è semplicemente fatto espandere in un ugello di scarico.

Questa scelta progettuale permette una spinta addizionale con elevata portata ma ridotta velocità, che comporta un rendimento maggiore - e quindi un consumo specifico [kg/Nh] inferiore - rispetto al turbogetto.

Di contro, aumentano la sezione frontale ed il peso. Generalmente è applicato per piccoli motori.



0,3 < M < 0,6 | TURBOELICA
0,6 < M < 0,8 | TURBOFAN / TURBOJET
M > 0,8 | TURBOJET