

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***«Analisi del ciclo Brayton-Joule e il
suo utilizzo nella propulsione aerea»***

Tutor universitario: Prof. Marco Azzolin

Laureando: Loris Favuzza

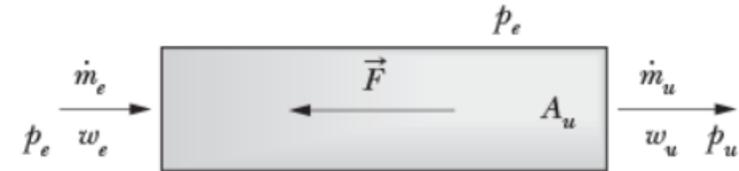
Padova, 08/03/2024

- '800: prima Joule, e poi Brayton studiano un ciclo che utilizzi come fluido l'aria
- Anni '30: in Inghilterra Whittle approfondisce gli studi e realizza il prototipo di un motore basato su questo ciclo, contemporaneamente, von Ohain segue lo stesso percorso in Germania
- Anni '40: durante la seconda guerra mondiale vengono impiegati i primi aerei dotati di motori turbogetto, il Messerschmitt Me 262 e il Gloster Meteor
- Anni '50: passaggio dei motori turbogetto agli aerei di linea con il DH.106 Comet
- Anni '70: entrata in servizio di aerei di linea in grado di raggiungere velocità supersoniche, tra cui il Concorde



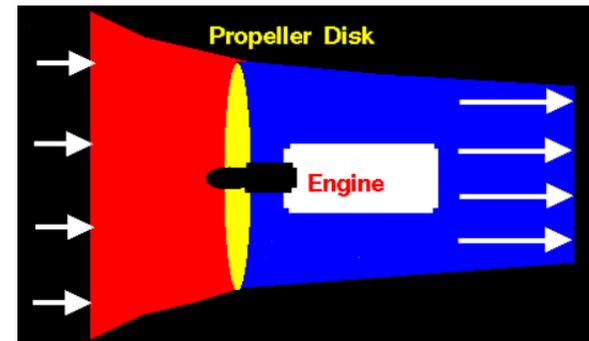
- Conservazione della quantità di moto
 - un fluido che viene accelerato genera una forza dipendente dalle portate e dalle velocità

$$F = \dot{m}_u w_u - \dot{m}_e w_e$$



Tipi di propulsione:

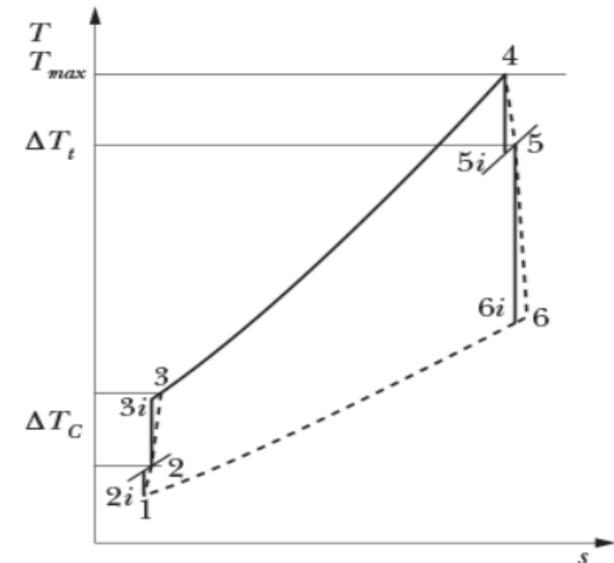
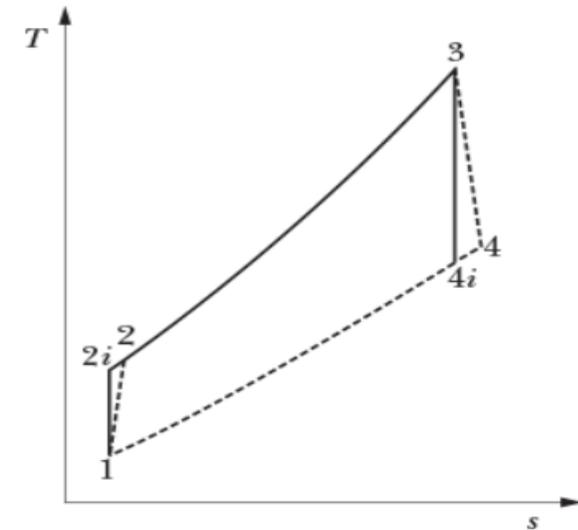
- ad elica
 - utilizza un input di potenza meccanica per far ruotare l'elica, accelerare il fluido e generare una spinta
- a reazione
 - trasforma l'energia chimica di un combustibile in energia cinetica dei gas che vengono convogliati in un ugello



- Può essere utilizzato per generare potenza meccanica o spinta propulsiva
- Basato su una successione di sistemi aperti
- Composto da 4 trasformazioni:
 - Compressione
 - Riscaldamento
 - Espansione
 - Raffreddamento

Per la propulsione aerea:

- Il ciclo viene opportunamente modificato
- L'obiettivo è generare più spinta possibile
- Composto da 5 trasformazioni (più il raffreddamento):
 - Rallentamento e aumento pressione
 - Compressione
 - Combustione
 - Espansione
 - Accelerazione e scarico



Trasformazione 1-2: diffusore

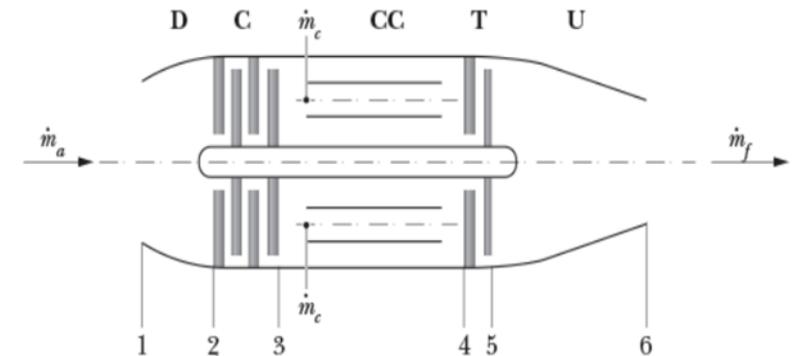
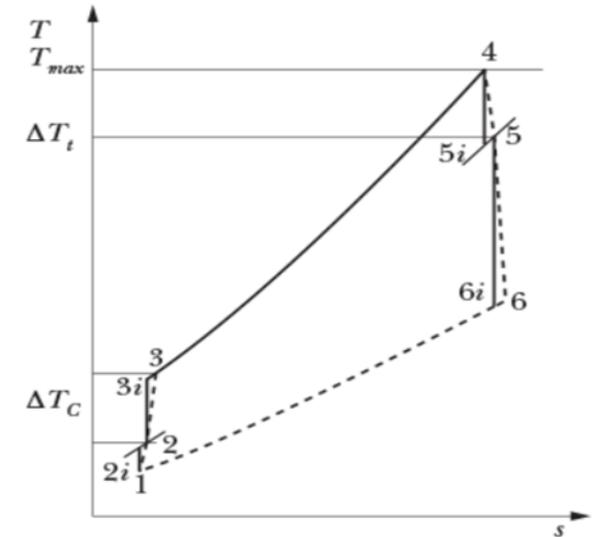
- Progettato per ridurre al minimo la resistenza al moto e garantire il regime subsonico in entrata
- Permette un primo leggero aumento di pressione
- Dati da ricavare T_2 , p_2 e w_2

Trasformazione 2-3: compressore

- Composto da una successione di stadi in serie, ognuno formato da rotore e statore
- Parametri importanti r_{comp} e $\eta_{\text{is,C}}$
- Dati da ricavare p_3 , $T_{3\text{is}}$, T_3 e $P_{\text{compressore}}$

Trasformazione 3-4: camera di combustione

- Trasformazione dell'energia chimica del combustibile in energia termica
- Varie alternative di progettazione
- Limite di temperatura dovuto ai materiali delle palette, $T_{\text{max}} \approx 1500$ K
- Combustione compartimentata
- Perdite di pressione
- Dati da ricavare T_4 e p_4



Trasformazione 4-5: turbina

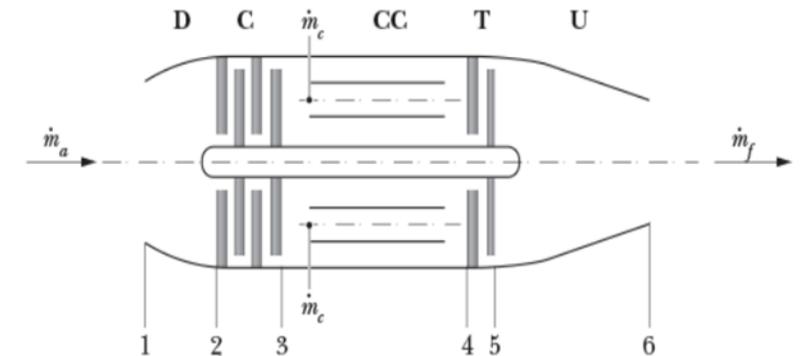
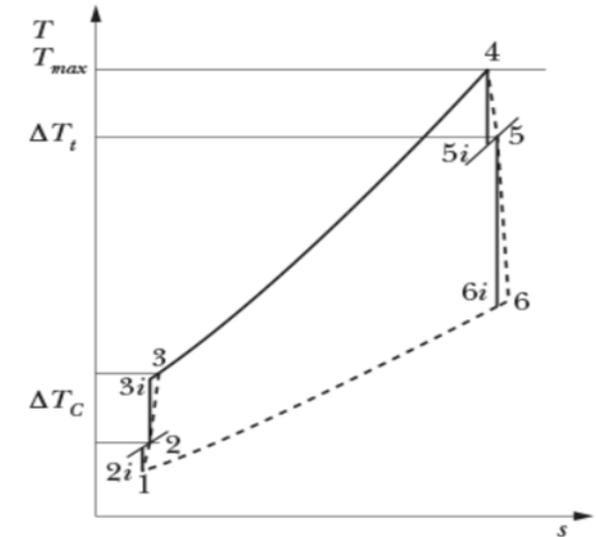
- Macchina multistadio che estrae dal fluido la potenza meccanica necessaria al compressore
- Parametri importanti η_m e $\eta_{is,T}$
- Dati da ricavare $P_{turbina}$, T_5 , T_{5is} , e p_5
- La pressione a valle è ancora maggiore rispetto a quella atmosferica

Trasformazione 5-6: ugello

- Parte terminale del motore profilata in modo da trasformare l'energia del fluido in energia cinetica
- Utilizza il salto entalpico disponibile per accelerare il fluido
- Parametro importante $\eta_{is,U}$
- Dati da ricavare T_{6is} , T_6 e w_6
- Verificare w_6 rispetto a c_6 per il dimensionamento

→ Si ricava la spinta fornita dal motore:

$$F = \dot{m}_f w_6 - \dot{m}_a w_1$$



Postcombustione

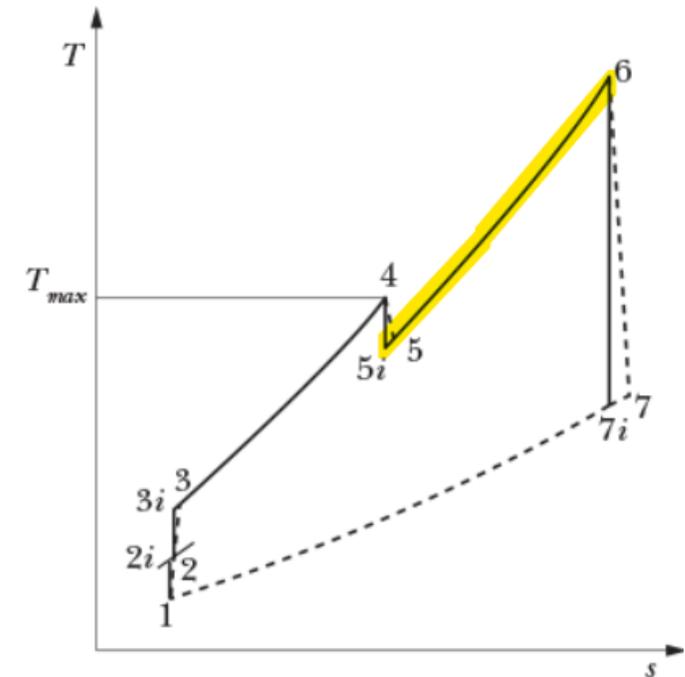
- Seconda combustione usando i fumi della prima
- Nessun limite di temperatura
- Utilizzata per incrementare la spinta del motore
- Viene effettuata durante la fase di decollo e per manovre ad alto numero di g
- Aumento del salto entalpico anche graficamente
- Da tenere in considerazione delle perdite di pressione

Problematiche:

- Incremento del consumo di carburante
- Spazio necessario per esaurire la combustione
- Elevato rumore

→ Si ricava la spinta fornita dal motore con i postbruciatori attivi:

$$F = \dot{m}'_f w_7 - \dot{m}_a w_1$$



Il Concorde :

- Ali a delta
- Velocità di decollo 400 km/h
- Fase di decollo da effettuare con postbruciatori
- Dotato di 4 motori Olympus 593
 - In grado di generare 139 kN di spinta e 169 kN con i postbruciatori
 - Postbruciatori non necessari alla velocità di crociera



Obiettivo: verificare le prestazioni del motore

k_{aria}	1,38	rapporto calori specifici
M_{aria}	28,97 kg/kmol	massa molare
\dot{m}'_{aria}	186 kg/s	portata d'aria in ingresso
T_1	290 K	temperatura aria in ingresso
p_1	1 atm	pressione aria in ingresso
w_1	400 km/h	velocità aria in ingresso
$c_{p,aria}$	1042 J/kg K	calore specifico a pressione costante

$c_{p,combustibile}$	2100 J/kg K	calore specifico combustibile a pressione costante
$c_{p,fumi}$	1050 J/kg K	calore specifico fumi a pressione costante
$H_{0,inf}$	43,1 MJ/kg	potere calorifico inferiore combustibile
T_0	298 K	temperatura di riferimento potere calorifico combustibile
Γ_{comp}	15,5	rapporto di compressione dichiarato dal costruttore
$\Gamma_{a/c} = \dot{m}'_{aria} / \dot{m}'_{combustibile}$	50	rapporto aria/combustibile

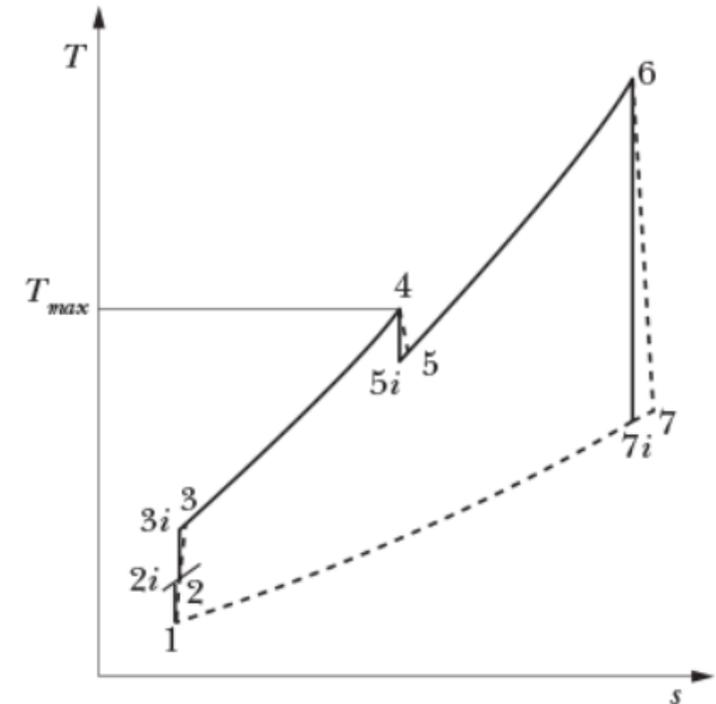
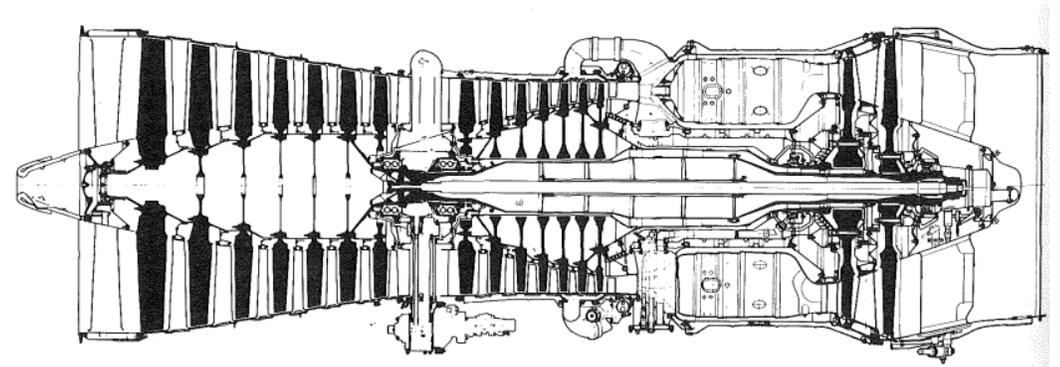
Diffusore:

- Ipotizzata $w_2=20$ m/s
 - Dal bilancio energetico si ricava $T_2=295,7$ K
- $$0 = \dot{m}_{aria} c_{p,aria} (T_2 - T_1) + \frac{1}{2} \dot{m}_{aria} (w_2^2 - w_1^2)$$
- Dalle leggi per i gas ideali $p_2=1,09$ bar

Compressore:

- Da r_{comp} si ricava $p_3=16,90$ bar
- Considerando prima la trasformazione ideale si ricava T_{3is} dalle equazioni dei gas
- Rendimento isoentropico $\eta_{is,C}=0,95$
- Dalla definizione di rendimento isoentropico $T_3=646,5$ K
- Stima della potenza richiesta dal compressore $P_{compressore}=68$ MW

$$P_{compressore} = \dot{m}_{aria} c_{p,aria} (T_2 - T_3)$$



Camera di combustione:

- Temperatura del combustibile $T_{i,c}=290 \text{ K}$
- Dal bilancio della camera di combustione si ricava $T_4=1441,6 \text{ K}$

$$0 = \dot{m}_{aria} c_{p,aria} (T_0 - T_3) + \dot{m}_{comb} c_{p,comb} (T_0 - T_{i,c}) - \dot{m}_{comb} H_{0,inf} + \dot{m}_{fumi} c_{p,fumi} (T_4 - T_0)$$

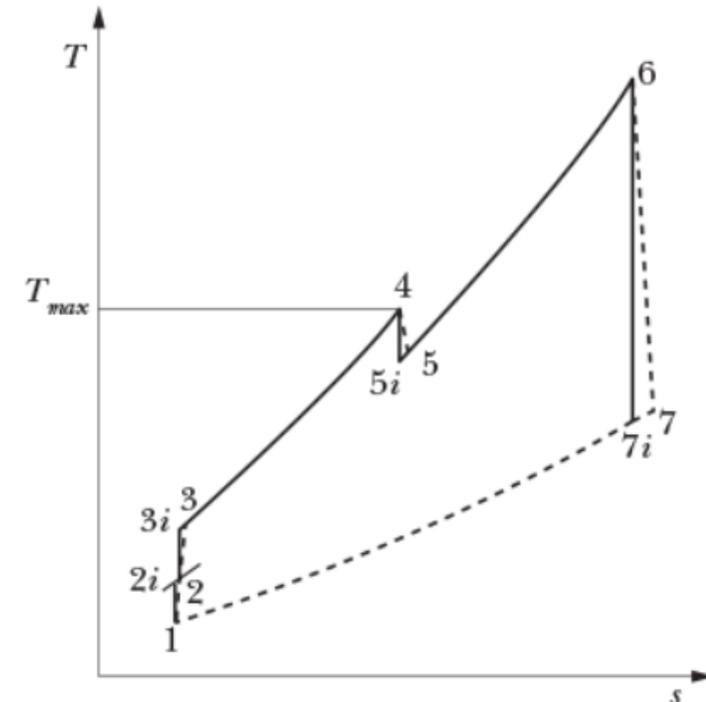
- Date le perdite di pressione assumibili del 10%, $p_4=15,21 \text{ bar}$

Turbina:

- Rendimento meccanico ipotizzato $\eta_m=0,93$
- Esplicitando il bilancio energetico per le potenze si verifica la potenza da estrarre con la turbina, $P_{turbina}=73,11 \text{ MW}$
- Dal bilancio energetico $T_5=1074,6 \text{ K}$

$$P_{turbina} = \dot{m}_{fumi} c_{p,fumi} (T_4 - T_5)$$

- Rendimento isoentropico $\eta_{is,T}=0,90$
- Definizione di rendimento isoentropico per T_{5is} e poi dalle leggi del modello dei gas ideali, $p_5=4,55 \text{ bar}$



Postbruciatori:

- Portata di combustibile $\dot{m}_{\text{combustibile}2}$ pari a metà della precedente combustione
- Calore specifico dei fumi $c_{p,\text{fumi}2} = 1100 \text{ J/kg K}$
- Bilancio della postcombustione, da cui $T_6 = 1412,4 \text{ K}$

$$0 = \dot{m}_{\text{fumi}} c_{p,\text{fumi}} (T_0 - T_5) + \dot{m}_{\text{comb}2} c_{p,\text{comb}} (T_0 - T_{i,c}) - \dot{m}_{\text{comb}2} H_{0,\text{inf}} + \dot{m}_{\text{fumi}2} c_{p,\text{fumi}2} (T_6 - T_0)$$

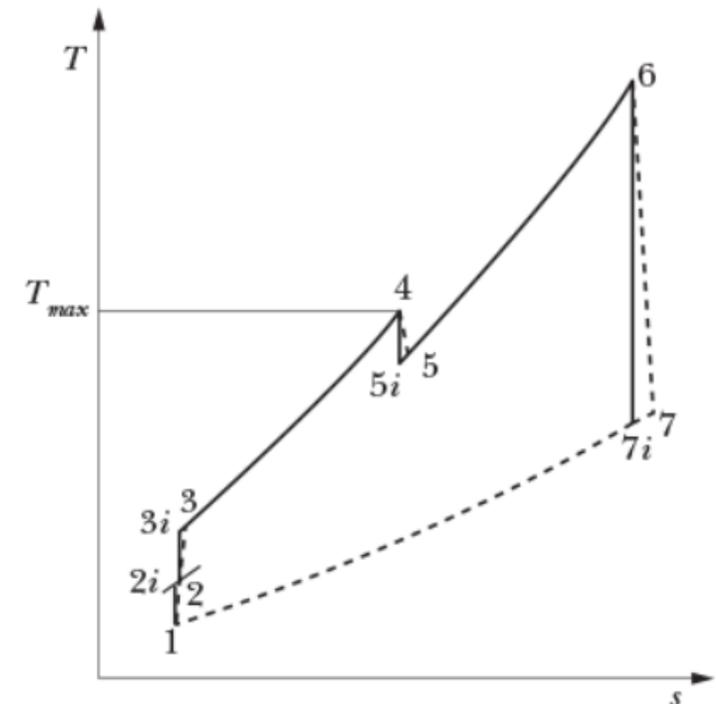
- Anche in questo caso sono presenti perdite di pressione, $p_6 = 4,10 \text{ bar}$

Ugello:

- Presa la velocità $w_6 = 80 \text{ m/s}$
- Rendimento isoentropico $\eta_{\text{is,U}} = 0,93$
- Dalle leggi del modello dei gas si ottiene $T_{7\text{is}}$ e poi dalla definizione di rendimento $T_7 = 992,8 \text{ K}$
- Dal bilancio energetico $w_7 = 964,12 \text{ m/s}$

$$0 = \dot{m}_{\text{fumi}2} c_{p,\text{fumi}2} (T_7 - T_6) + \frac{1}{2} \dot{m}_{\text{fumi}2} (w_7^2 - w_6^2)$$

→ La **spinta** realizzata dal motore risulta $F = 164 \text{ kN}$



Considerazioni:

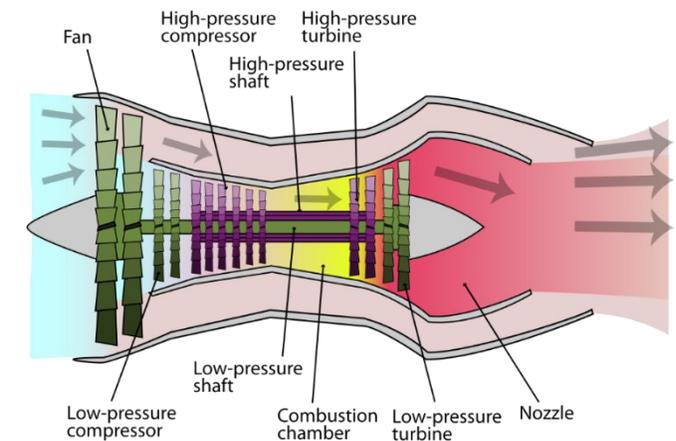
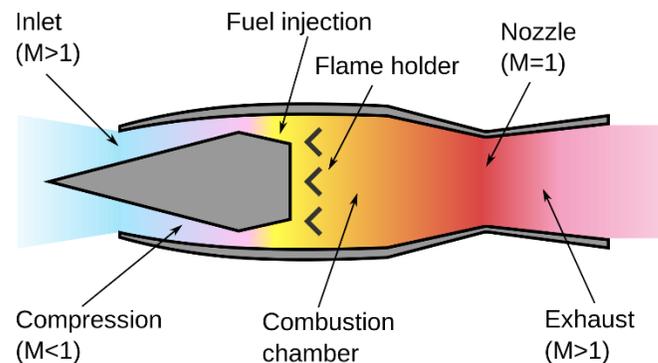
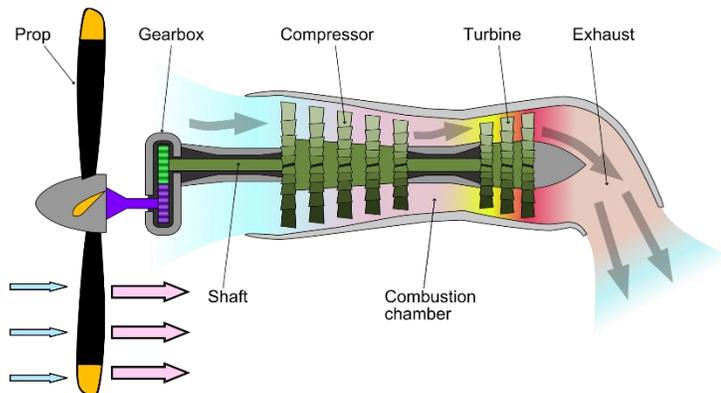
- Scarto trascurabile tra la spinta calcolata e quella fornita dal costruttore, circa il 3%
- Si possono rendere più precisi i calcoli
- Necessari dati certi per ogni passaggio e per ogni componente
 - Rendimenti
 - Dati sui calori specifici
 - Geometria della turbina
- Parametro molto importante è il rendimento meccanico della trasmissione della potenza meccanica
 - Influisce sulla potenza richiesta alla turbina
 - Tiene conto di perdite dovute ad attriti e cuscinetti
 - Minimizzando le perdite si possono migliorare le prestazioni del motore

Problematiche:

- Elevato consumo di combustibile
 - In riferimento al Concorde, arriva a oltre 25000 litri per ora
 - Meno efficienti rispetto ad altre tipologie per le velocità utilizzate dagli aerei di linea
- Rumore

Altre tipologie di propulsori:

- Turboelica
 - Utilizzano un'elica per generare parte della spinta propulsiva
- Statoreattori
 - Motori privati di compressore e turbina
- Turbofan
 - Simili ai turbogetto e con un utilizzo differente del flusso d'aria



Bibliografia

1. Brunello P., *Lezioni di fisica tecnica*, EdiSES, 2017
2. Appunti del corso di Fisica tecnica, UNIPD, anno 2022/2023
3. Appunti del corso di Turbomacchine, UNIPD, anno 2021/2022
4. <https://royalsocietypublishing.org/doi/pdf/10.1098/rstl.1852.0006>
5. <https://www.heritageconcorde.com/concorde-olympus-593-mk610-engines>
6. <https://www.britishairways.com/content/information/about-ba/history-and-heritage/celebrating-concorde>
7. <https://www.baesystems.com/en/heritage/bac-concorde>
8. <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/turbojet-engines/>
9. http://dma.ing.uniroma1.it/users/aeroprop_c2/Lez06%20TFan.pdf
10. https://commons.wikimedia.org/wiki/Category:De_Havilland_DH.106_Comet?uselang=it
11. <https://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan>
12. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/propth.html>
13. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/BGP/thrsteq.html>