

UNIVERSITY OF NAPLES **FEDERICO II**

1224 A.D.

# Propulsione Aerospaziale

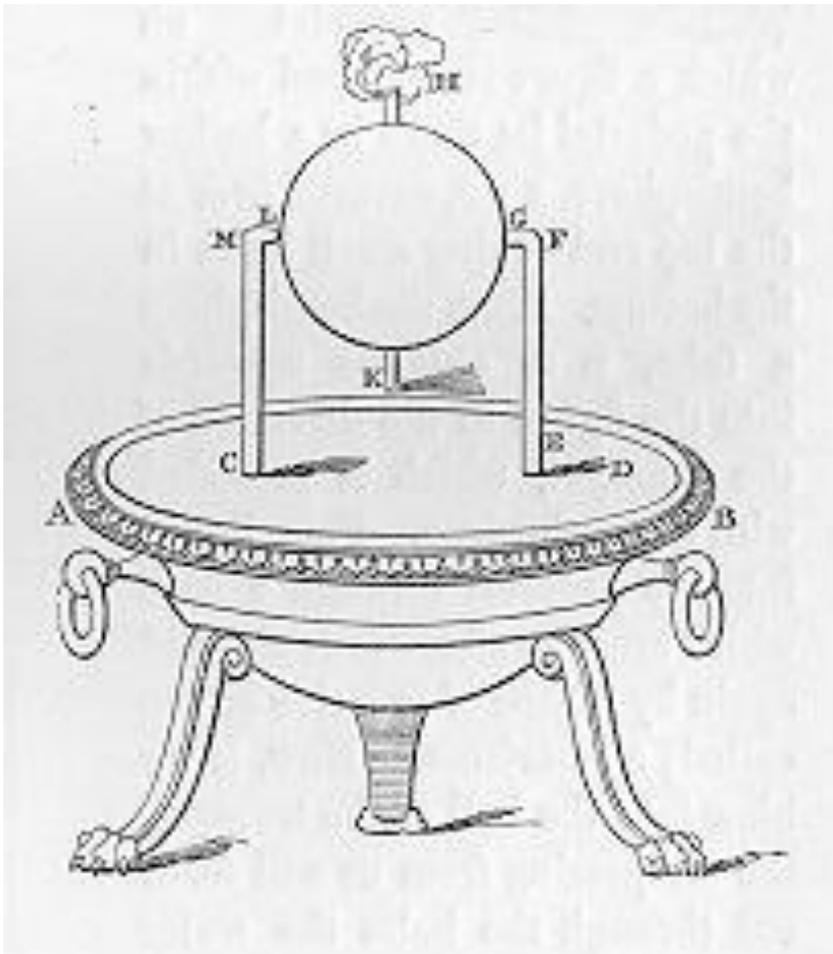
T. Astarita

[astarita@unina.it](mailto:astarita@unina.it)

[www.docenti.unina.it](http://www.docenti.unina.it)

Versione del 3.10.2019

## Eolipila o motore di Erone di Alessandria



**Disegno originale**



**Schema**

# Gli albori della propulsione aerospaziale

La propulsione aerospaziale è un'invenzione del ventesimo secolo, nata il 17 dicembre 1903 con il primo volo dei **fratelli Wright**.



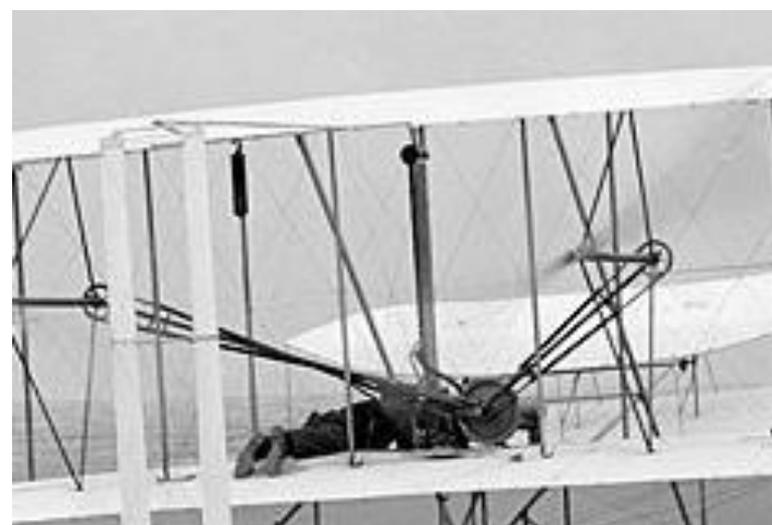
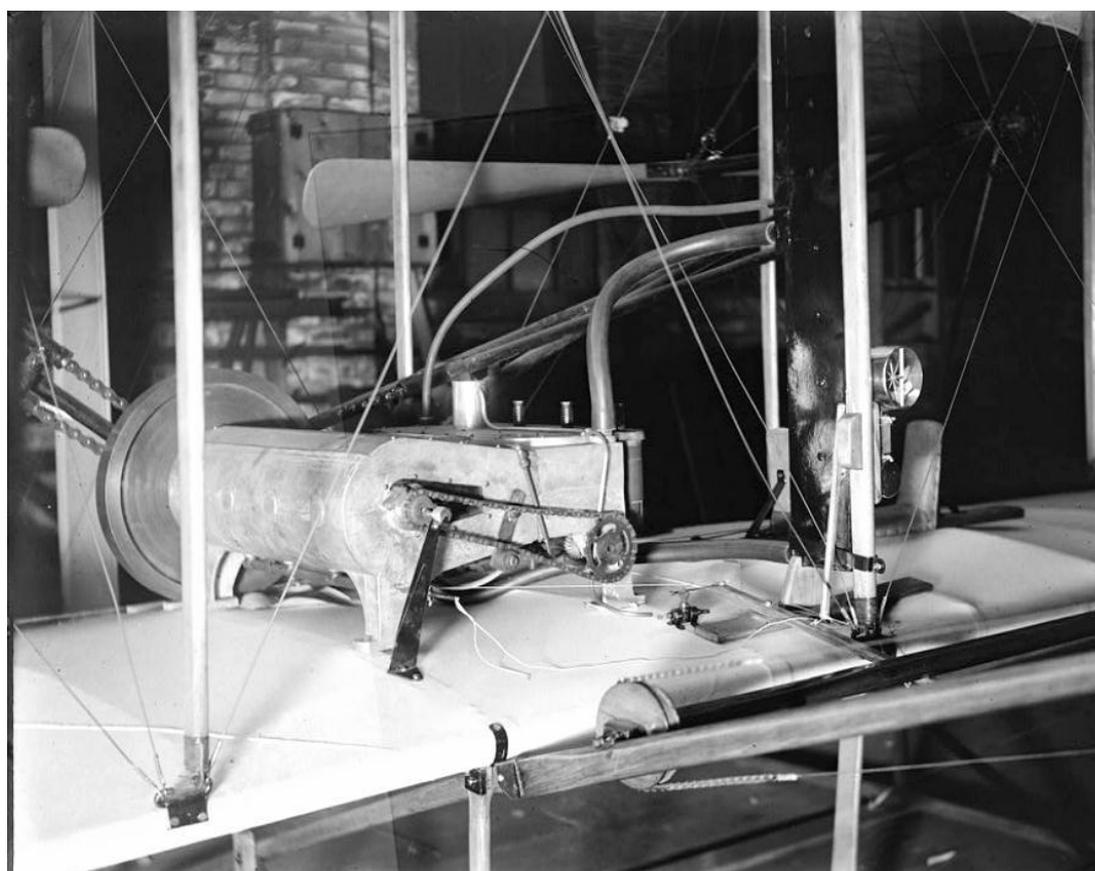
The "Flyer" in Kitty Hawk, North Carolina



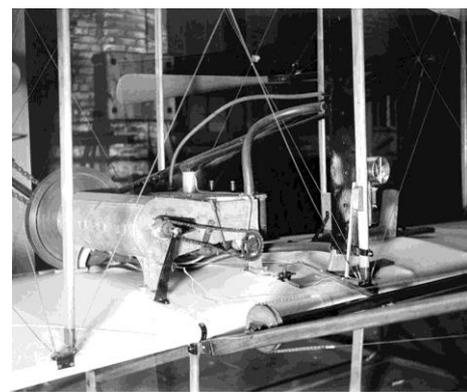
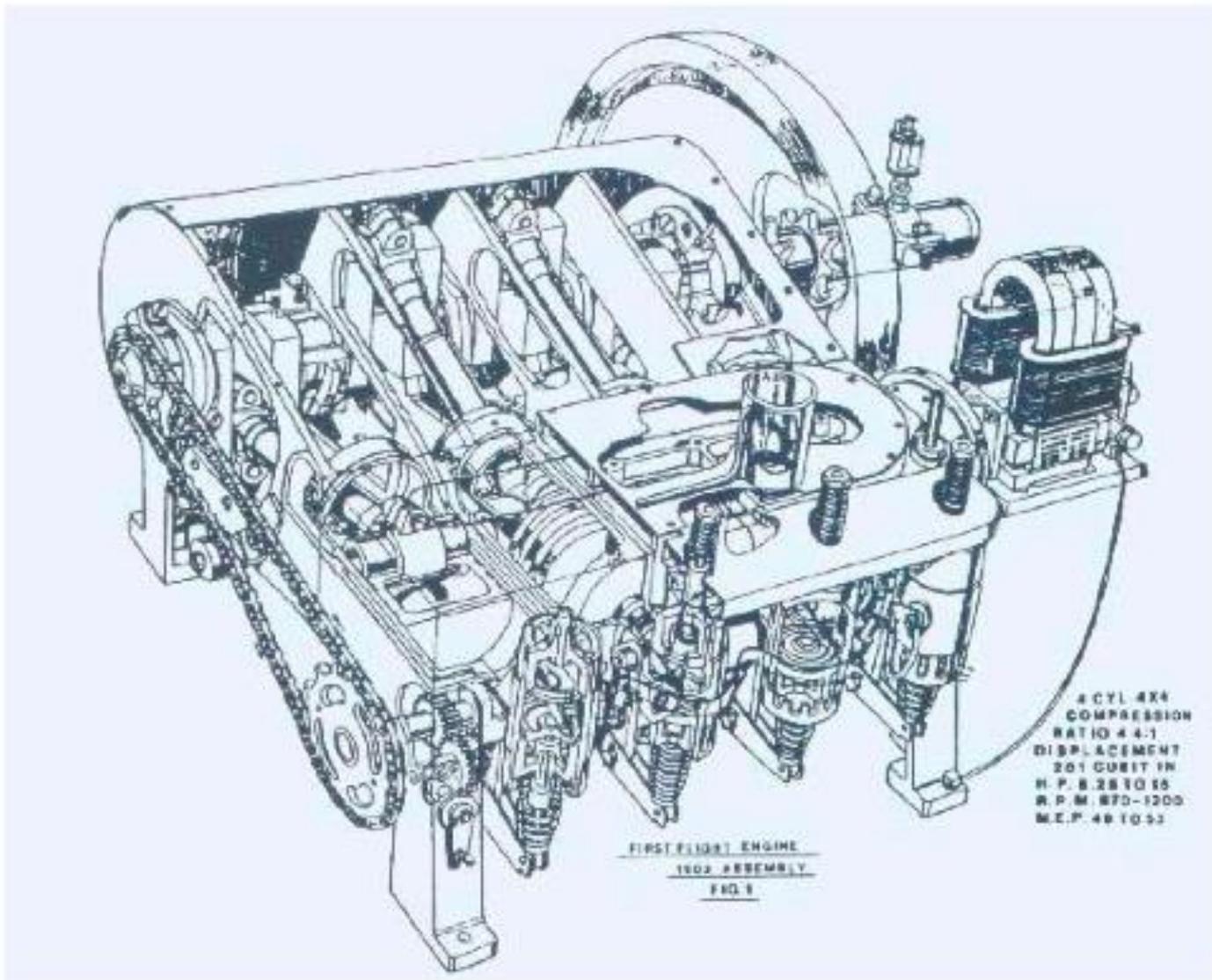
# Gli albori della propulsione aerospaziale

Il motore a bordo del "Flyer" era un motore a **movimento alternativo** (motore a pistoni) collegato a **due eliche** (propulsore).

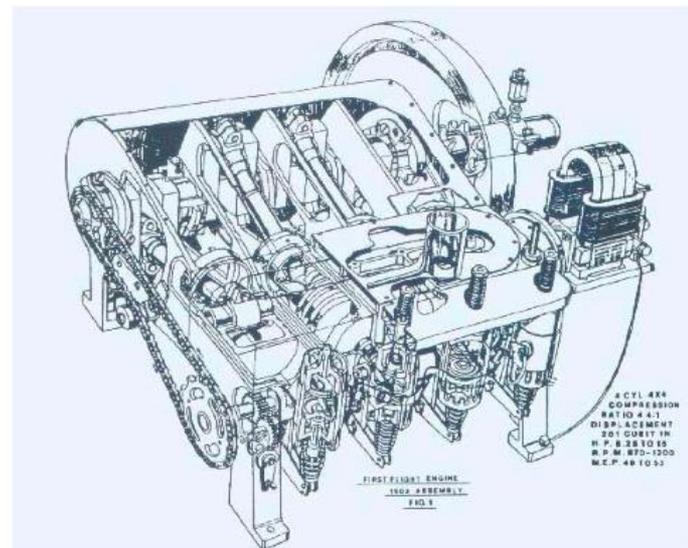
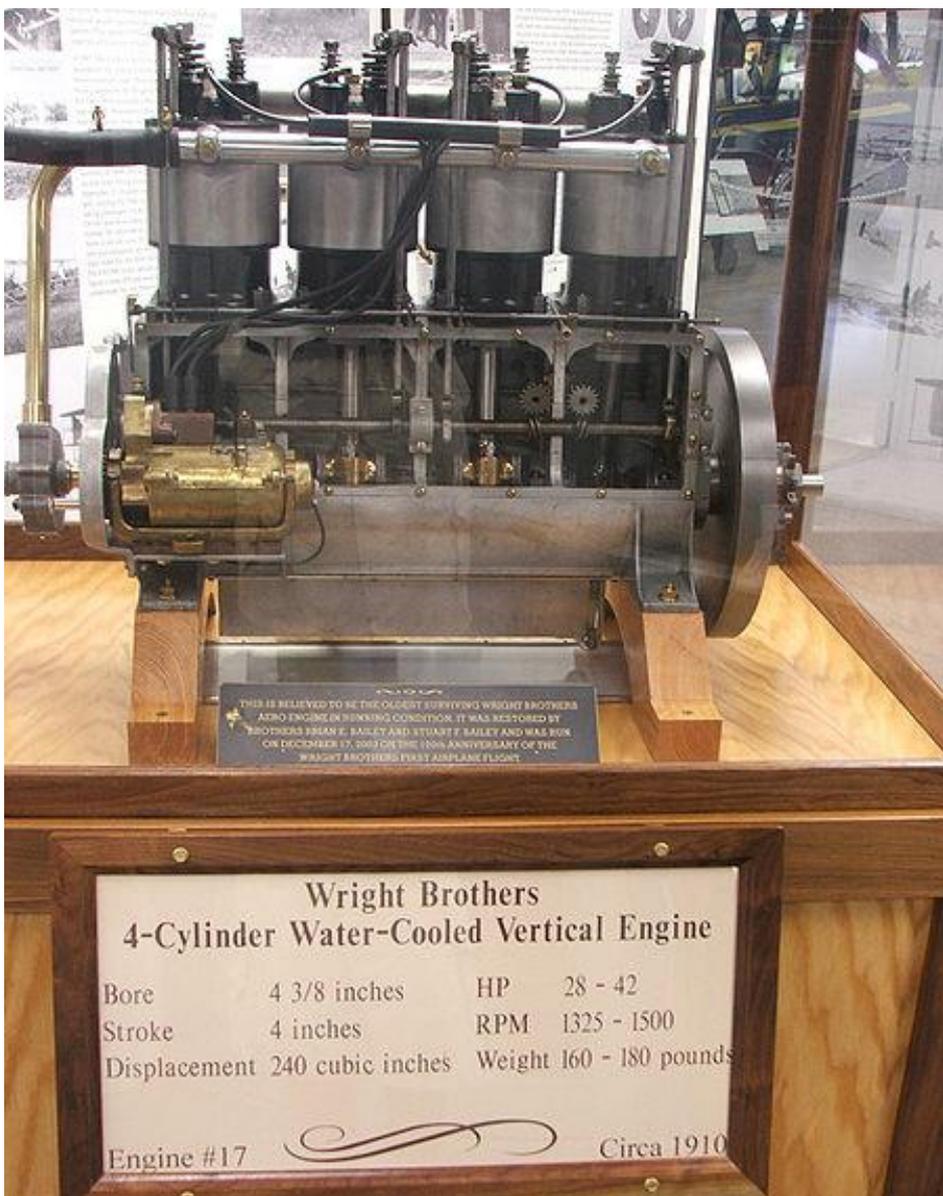
Questo tipo di sistema di propulsione è stato utilizzato fino agli anni trenta.



# Gli albori della propulsione aerospaziale

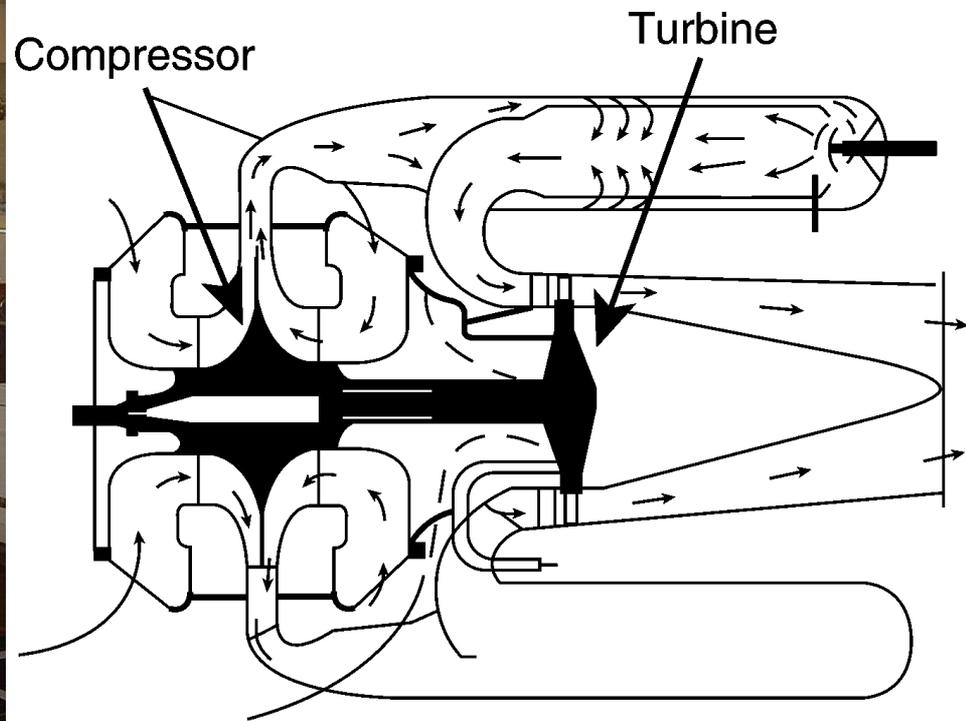
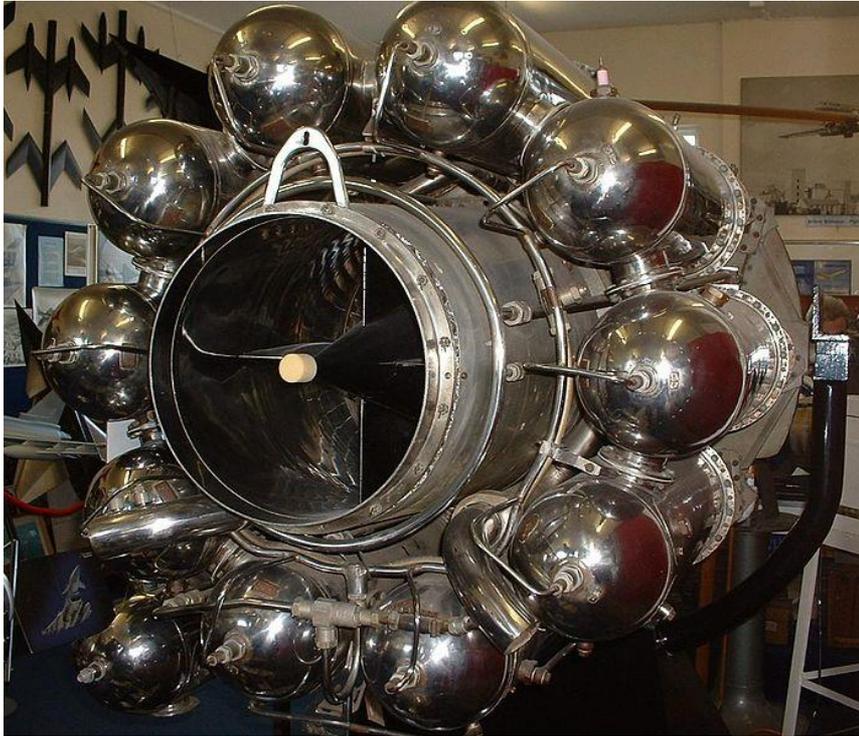


# Gli albori della propulsione aerospaziale



# Gli albori della propulsione aerospaziale

Nel 1930 **Frank Whittle** brevettò il primo **motore a getto**.



# Gli albori della propulsione aerospaziale

Nel 1930 **Frank Whittle** brevettò il primo **motore a getto**.

Dopo alcuni anni il motore ideato da Whittle fu montato su un aeroplano nel 1941.



**Fig. 8** Gloster E28/29. (National Air and Space Museum.)



## Gli albori della propulsione aerospaziale

Poco dopo (1936), ma indipendentemente, Hans-Joachim Pabst **von Ohain** brevettò anche lui un motore a getto. Nel 1939 il motore era stato completamente sviluppato e fu il primo a spingere un aeroplano.



Whittle

von Ohain



## Gli albori della propulsione aerospaziale

Poco dopo (1936), ma indipendentemente, Hans-Joachim Pabst **von Ohain** brevettò anche lui un motore a getto. Nel 1939 il motore era stato completamente sviluppato e fu il primo a spingere un aeroplano.

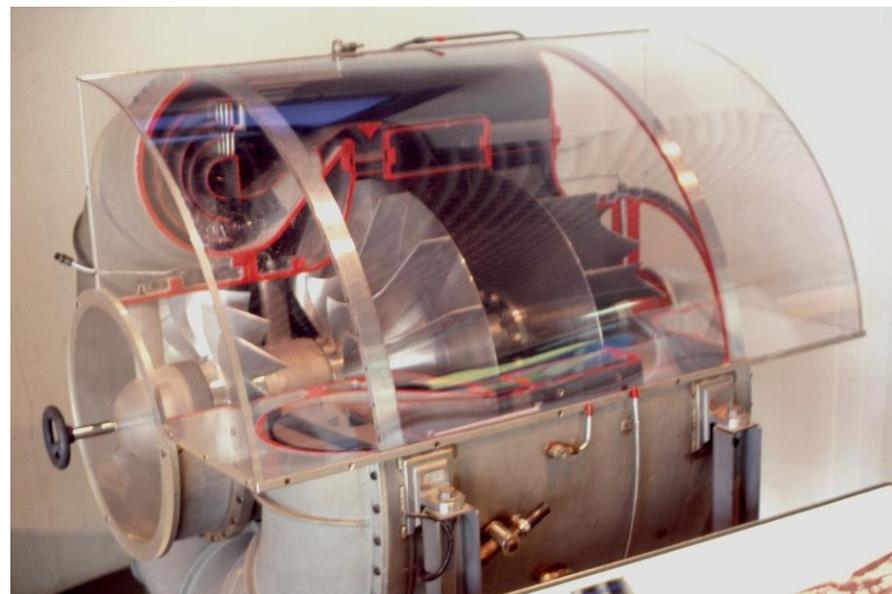
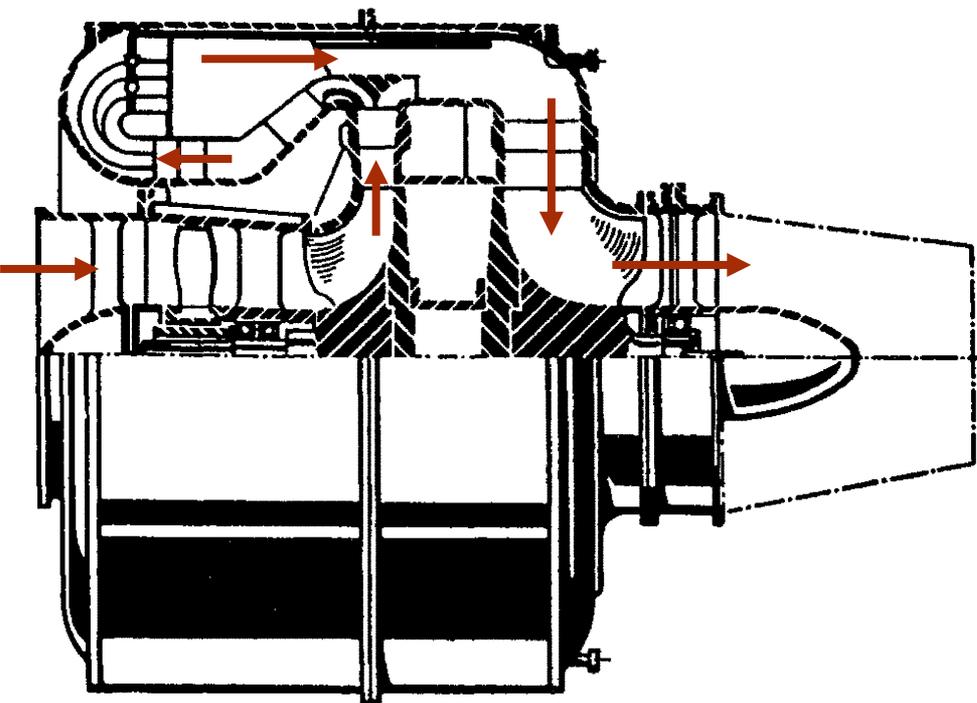


Fig. 12 1937 design of the He.S3 turbojet engine.



# Gli albori della propulsione aerospaziale

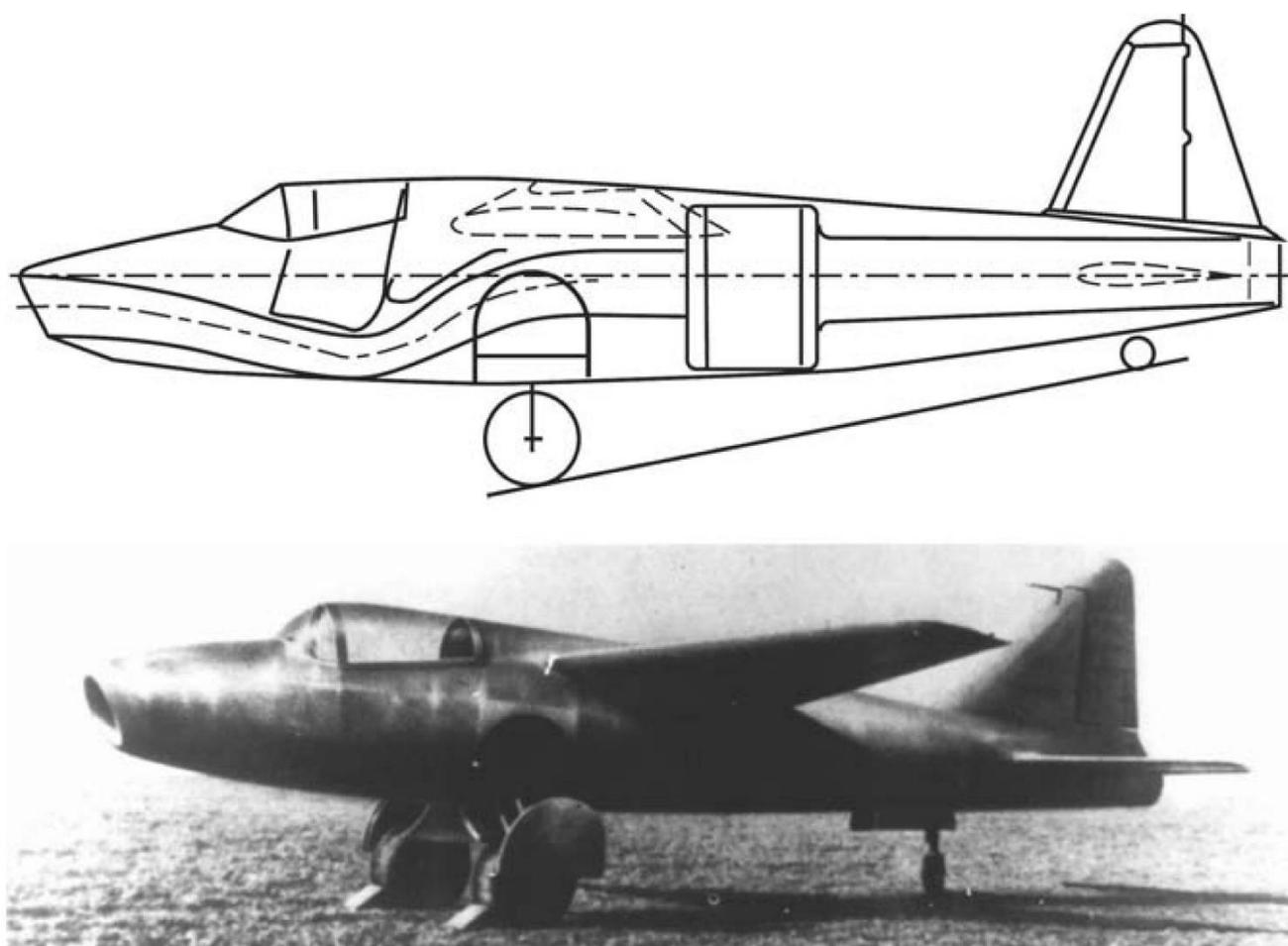
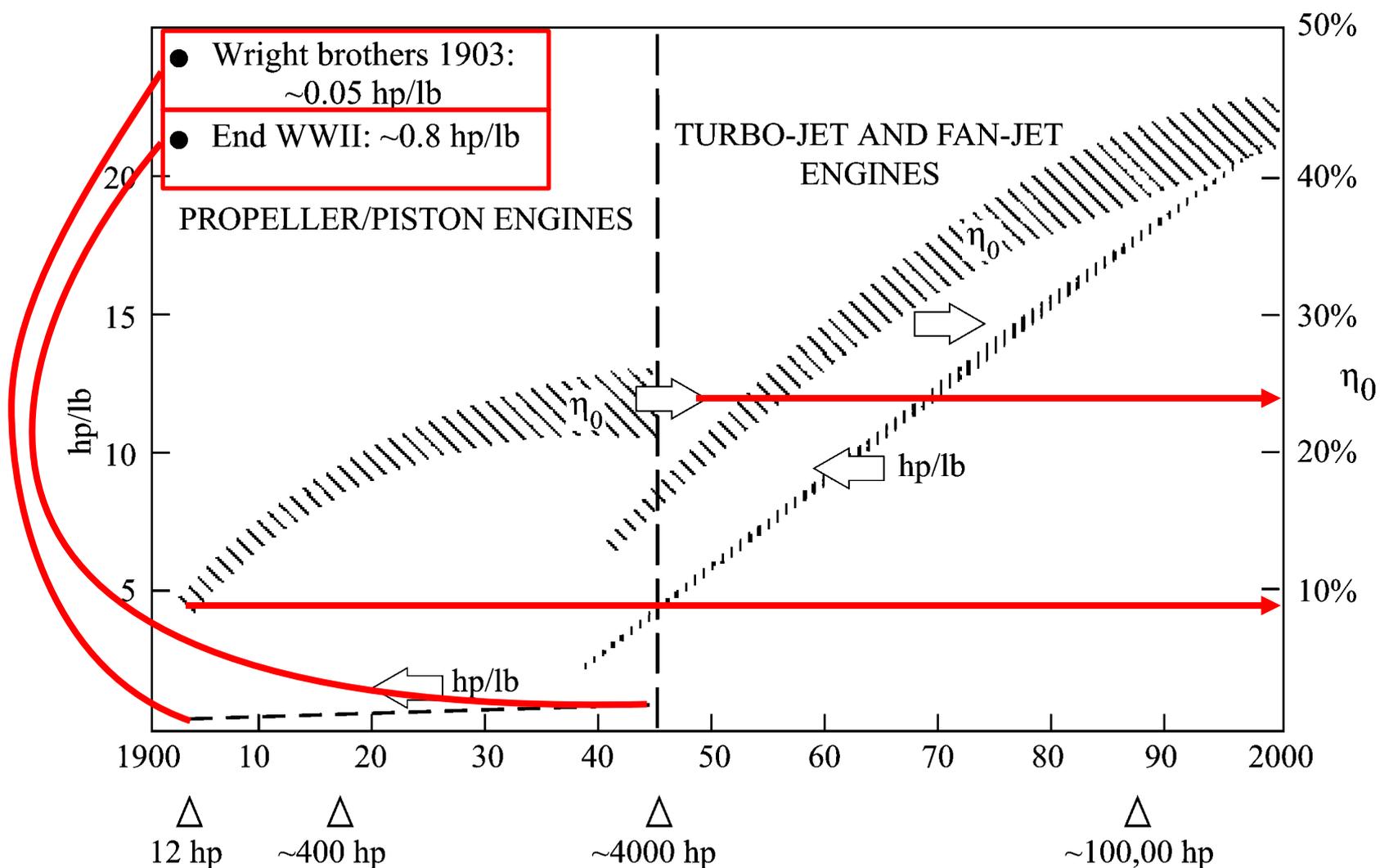


Fig. 13 The world's first jet-powered aircraft, the Heinkel He-178, was powered by the von Ohain-designed He.S3B turbojet engine. (National Air and Space Museum.)



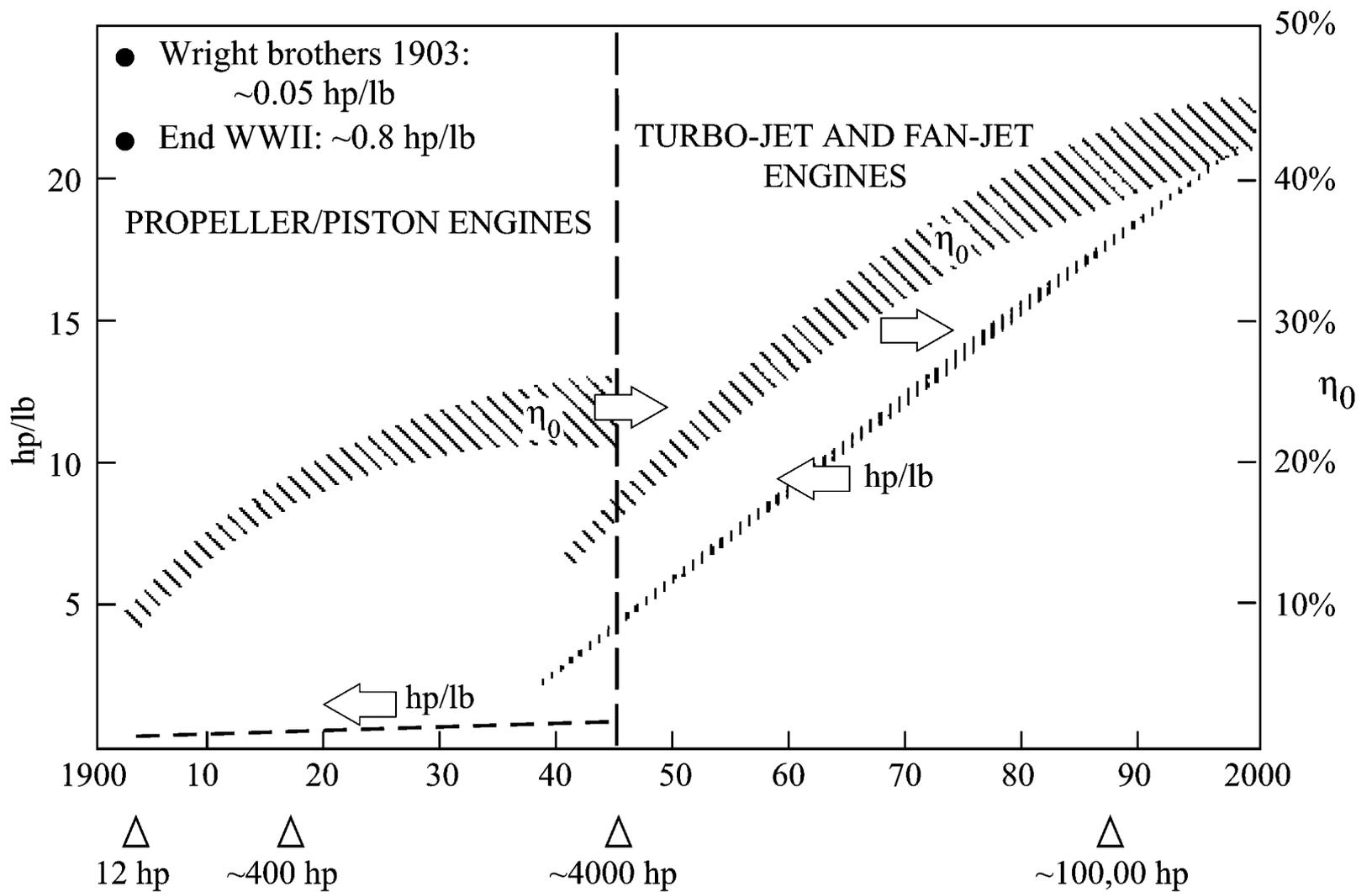
## Efficienza del sistema propulsivo



Fino alla fine della seconda guerra mondiale i motori erano a pistone.



# Efficienza del sistema propulsivo

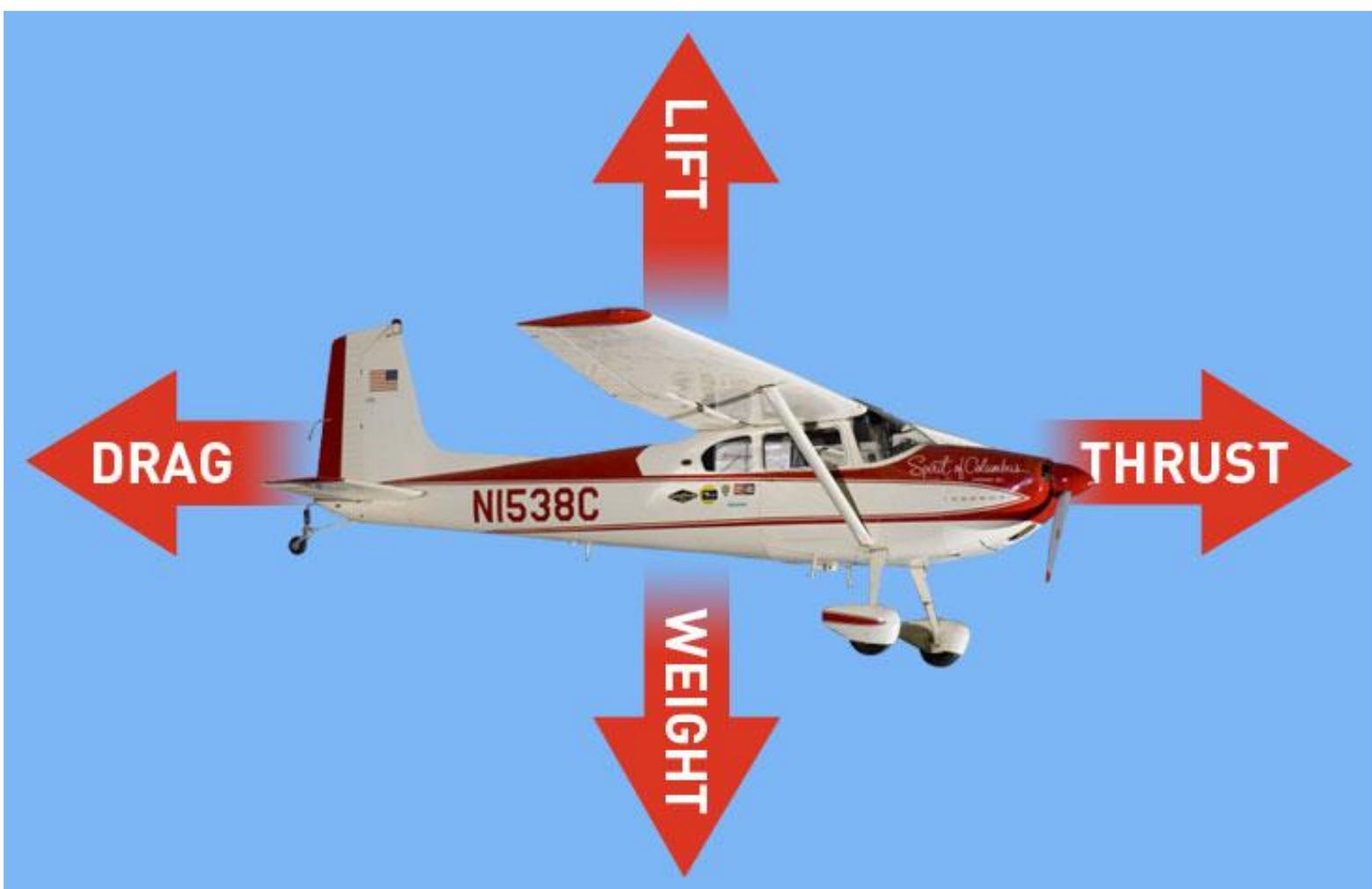


Dopo la seconda guerra mondiale il quadro è completamente cambiato con l'avvento dei motori a turbina.



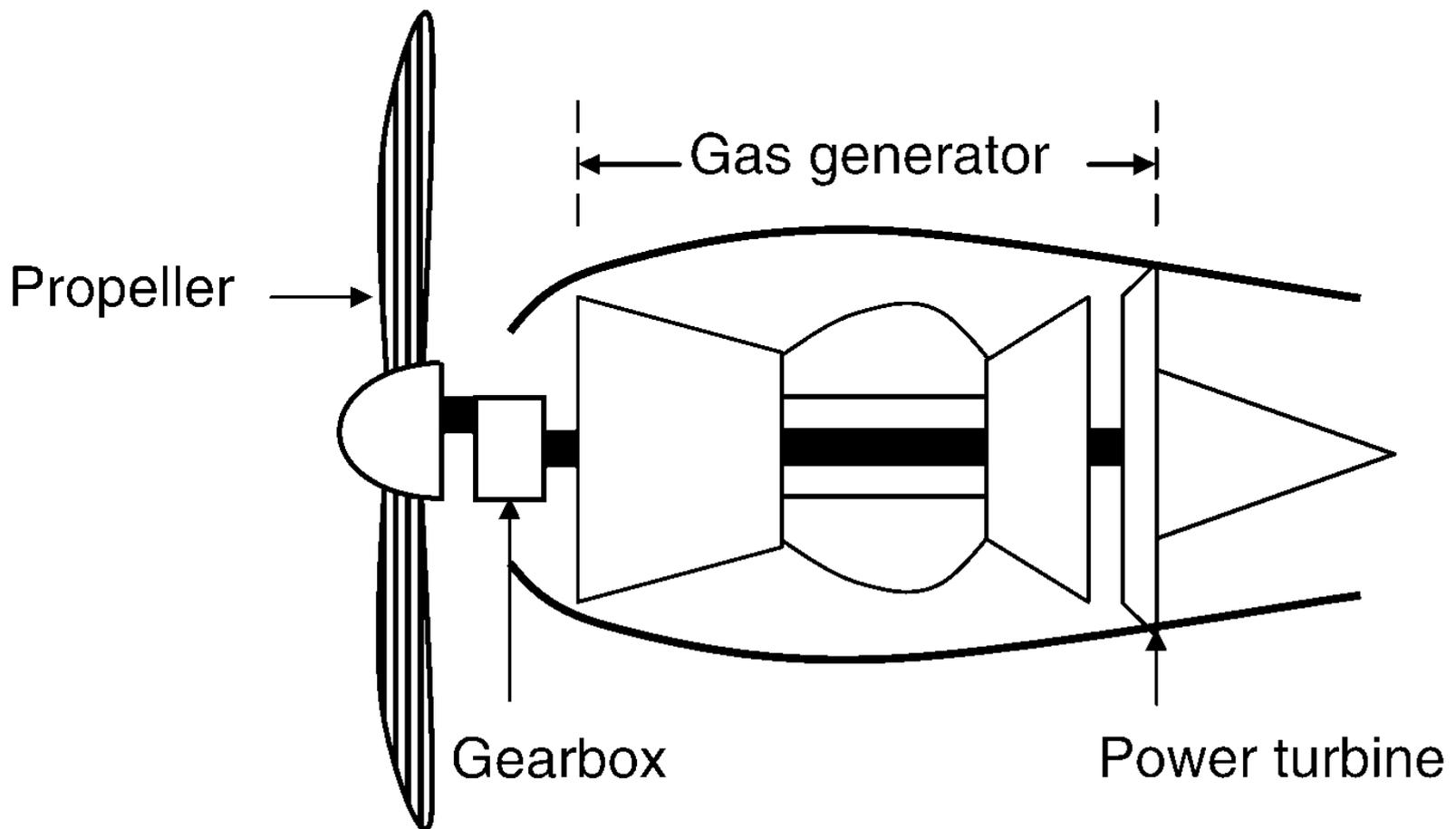
## Funzione del sistema propulsivo aeronautico

Nel caso più semplice di volo livellato il sistema propulsivo serve per vincere la resistenza.



# Differenze fra propulsore e motore

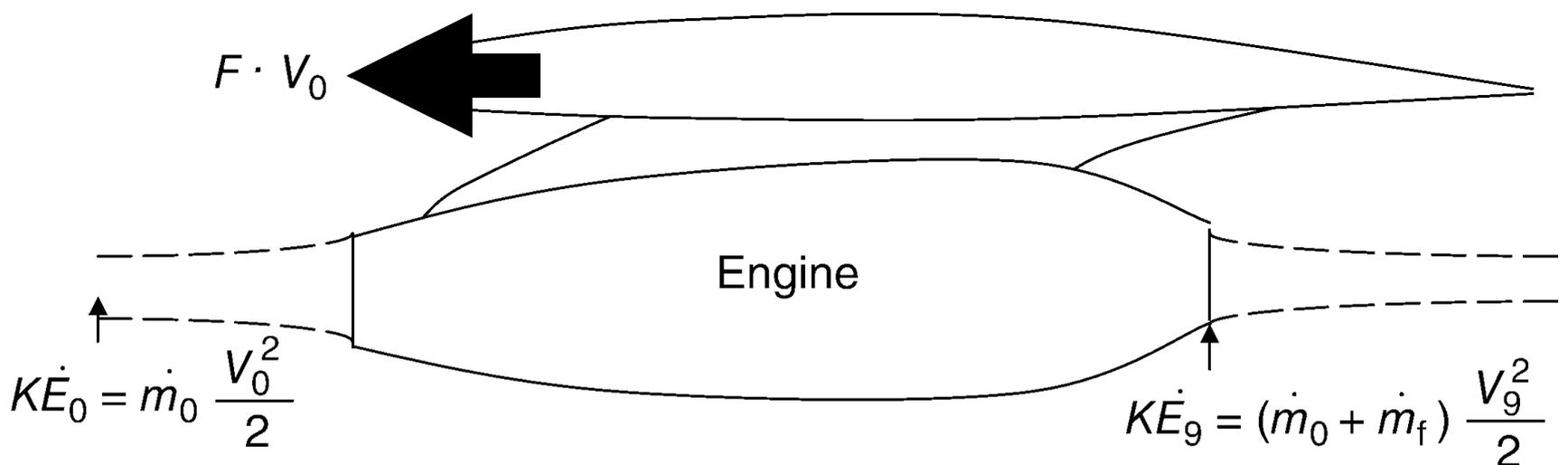
In figura è mostrato uno schema di un turboelica.



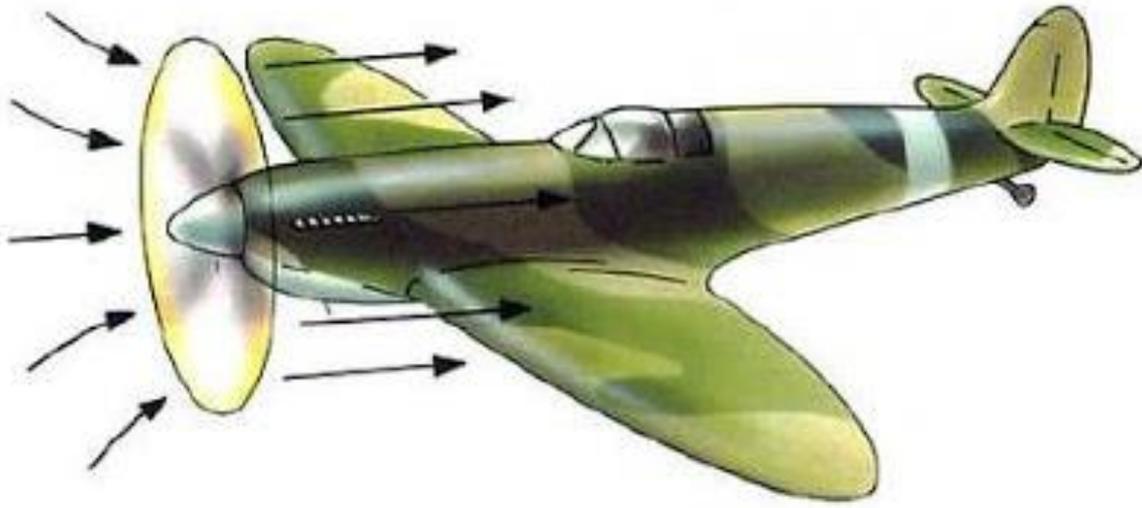
## Genesi della spinta

La **differenza** fra la di **quantità di moto** entrante ed uscente dal volume di controllo è la causa della generazione della spinta. Il sistema propulsivo al suo interno accelera l'aria (ed aggiunge dei gas combusti). Per il terzo principio della dinamica il propulsore è accelerato in direzione opposta generando la spinta.

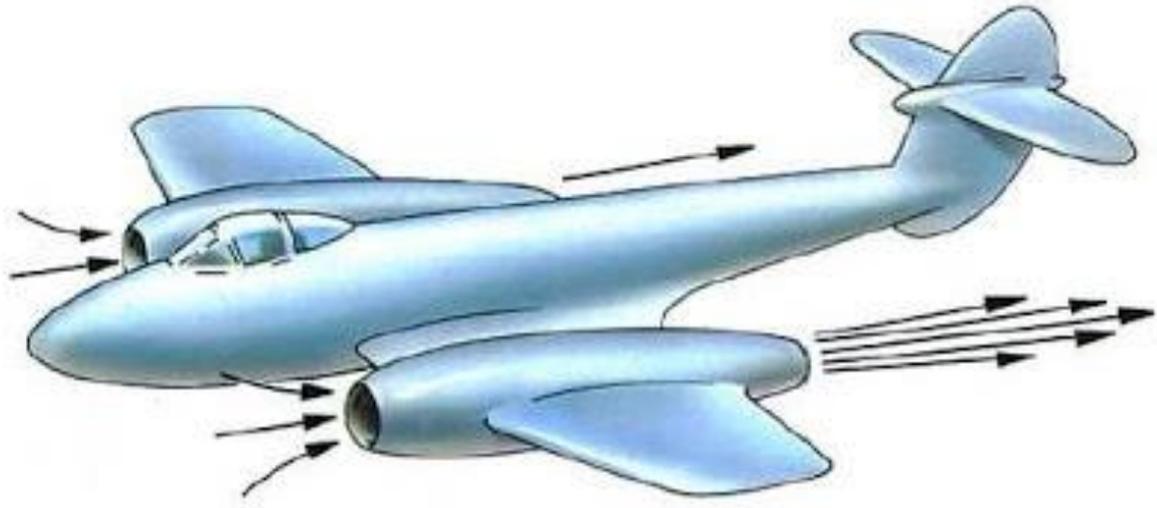
La variazione di quantità di moto è essenzialmente causata da un **accelerazione del flusso**.



# Genesi della spinta



**Grande portata** d'aria e piccole accelerazioni.



**Piccola portata** d'aria e grandi accelerazioni.



## Classificazione dei sistemi propulsivi

La classificazione dei sistemi propulsivi può essere fatta in base:

- al fluido propulsivo:
  - **Motori respiranti** (Airbreathing) anche detti **esoreattori** o aeroreattori;
  - **Endoreattori** (non-Airbreathing) o **razzi** (rockets)



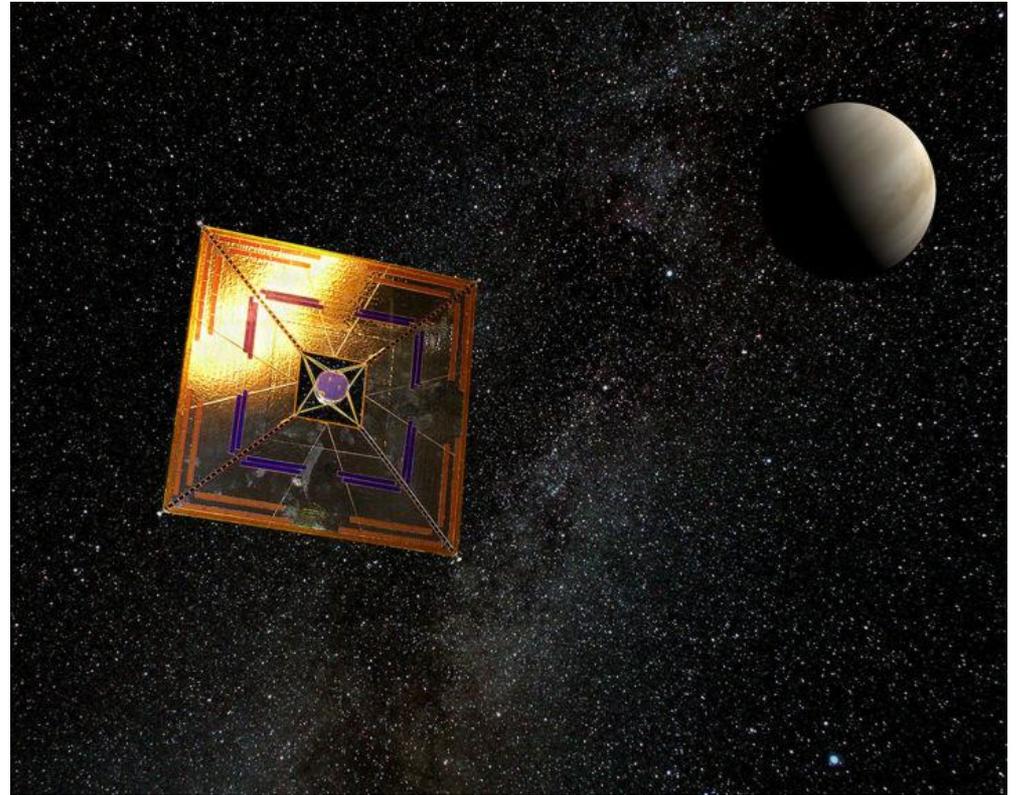
# Classificazione dei sistemi propulsivi

La classificazione dei sistemi propulsivi può essere fatta in base:

- al fluido propulsivo;



- alla sorgente energetica;



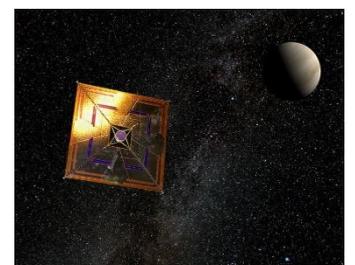
# Classificazione dei sistemi propulsivi

La classificazione dei sistemi propulsivi può essere fatta in base:

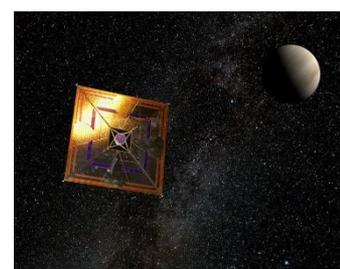
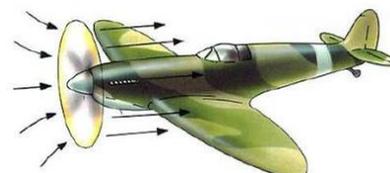
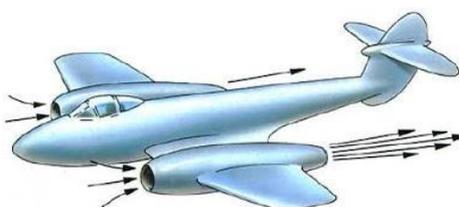
- al fluido propulsivo;



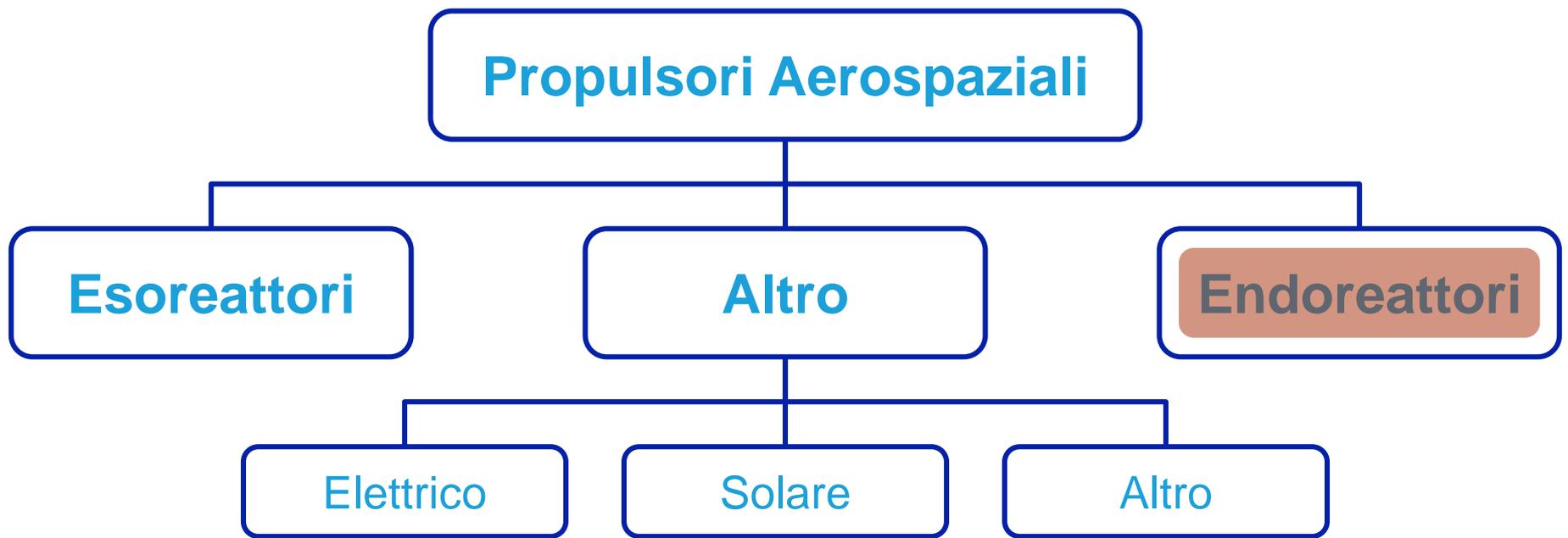
- alla sorgente energetica;



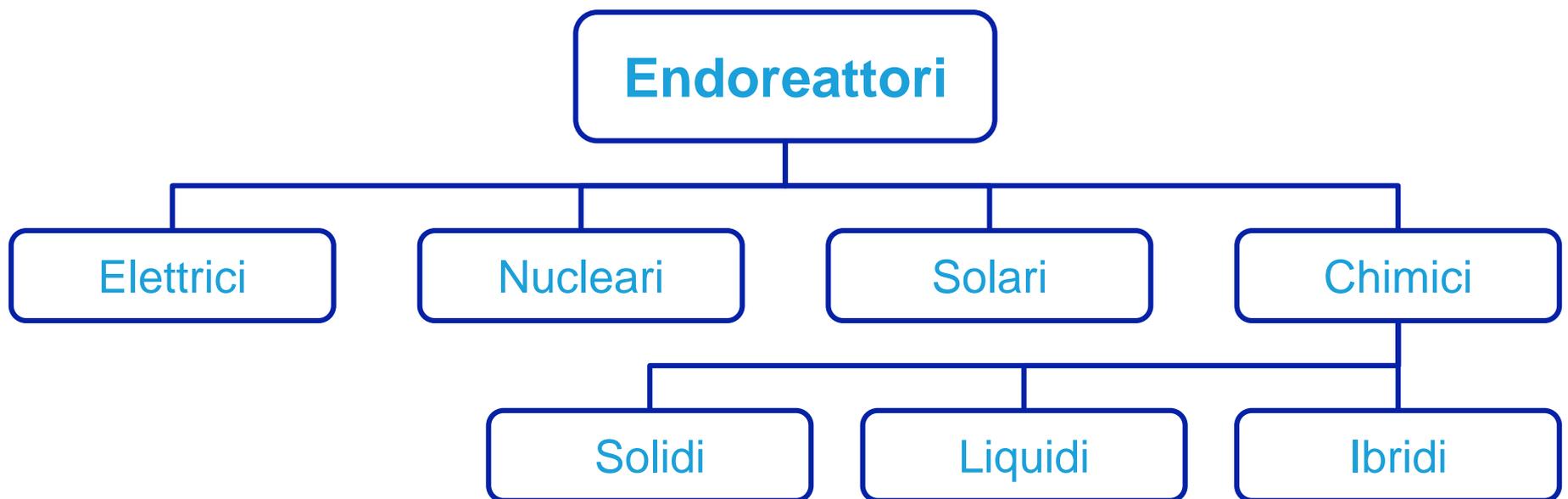
- al generatore di spinta.



# Classificazione in base al fluido propulsivo

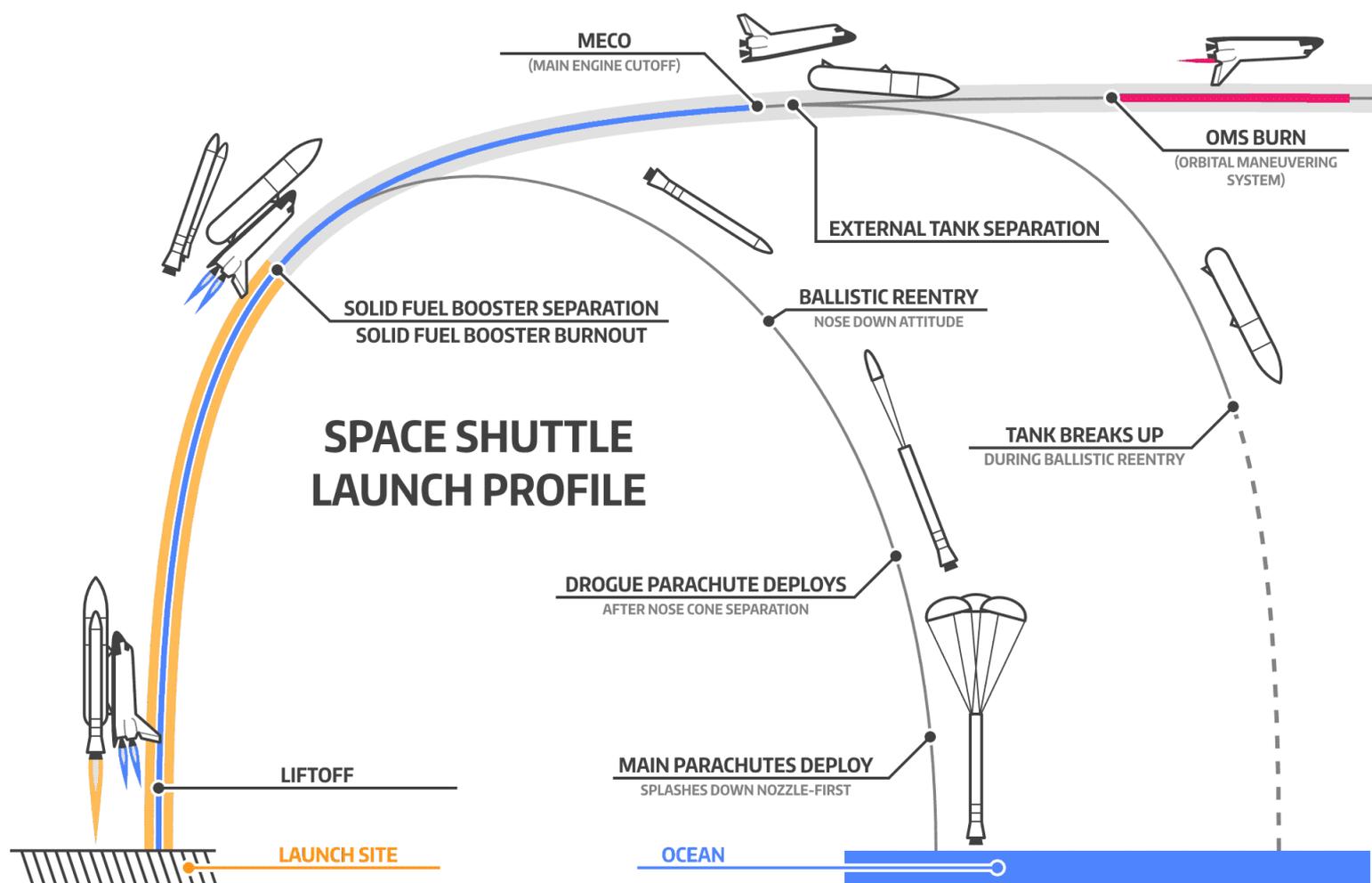


# Classificazione in base al fluido propulsivo



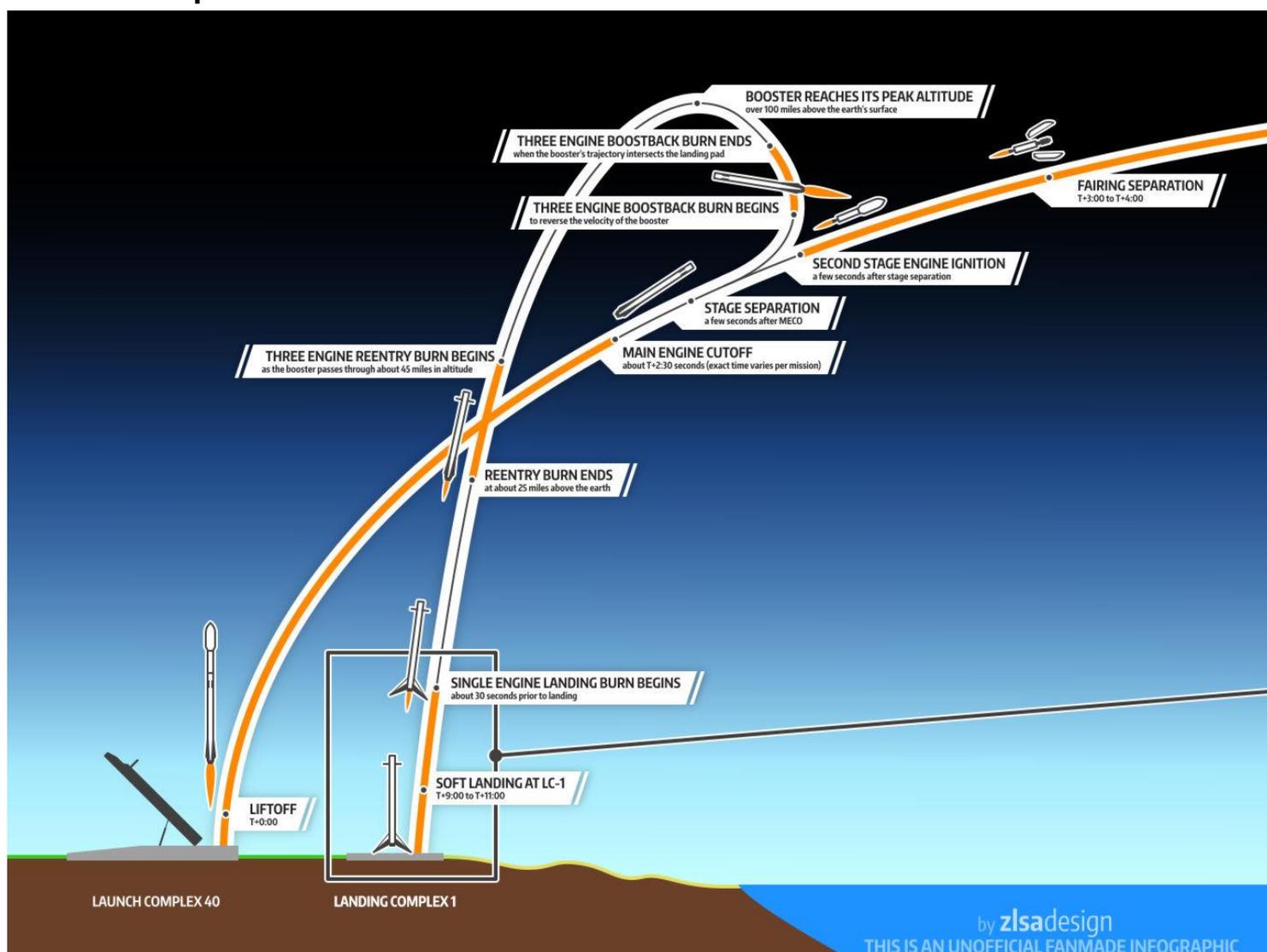
# Funzione del sistema propulsivo aerospaziale

Nelle missioni spaziali è necessario fornire una differenza di velocità...



# Funzione del sistema propulsivo aerospaziale

Nelle missioni spaziali è necessario fornire una differenza di velocità...



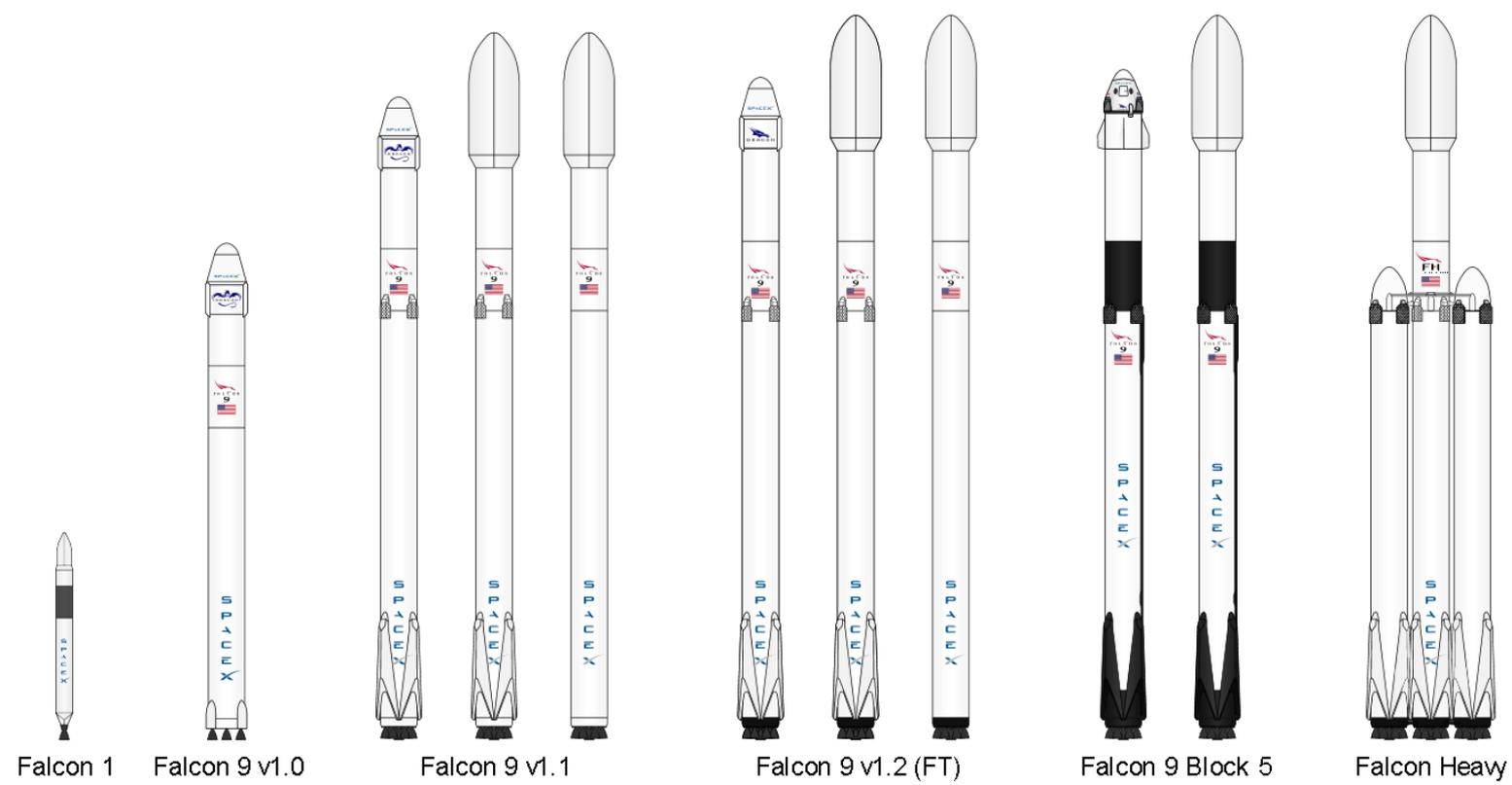
# Funzione del sistema propulsivo aerospaziale

Nelle missioni spaziali è necessario fornire una differenza di velocità...



# Funzione del sistema propulsivo aerospaziale

**SpaceX** Falcon family:



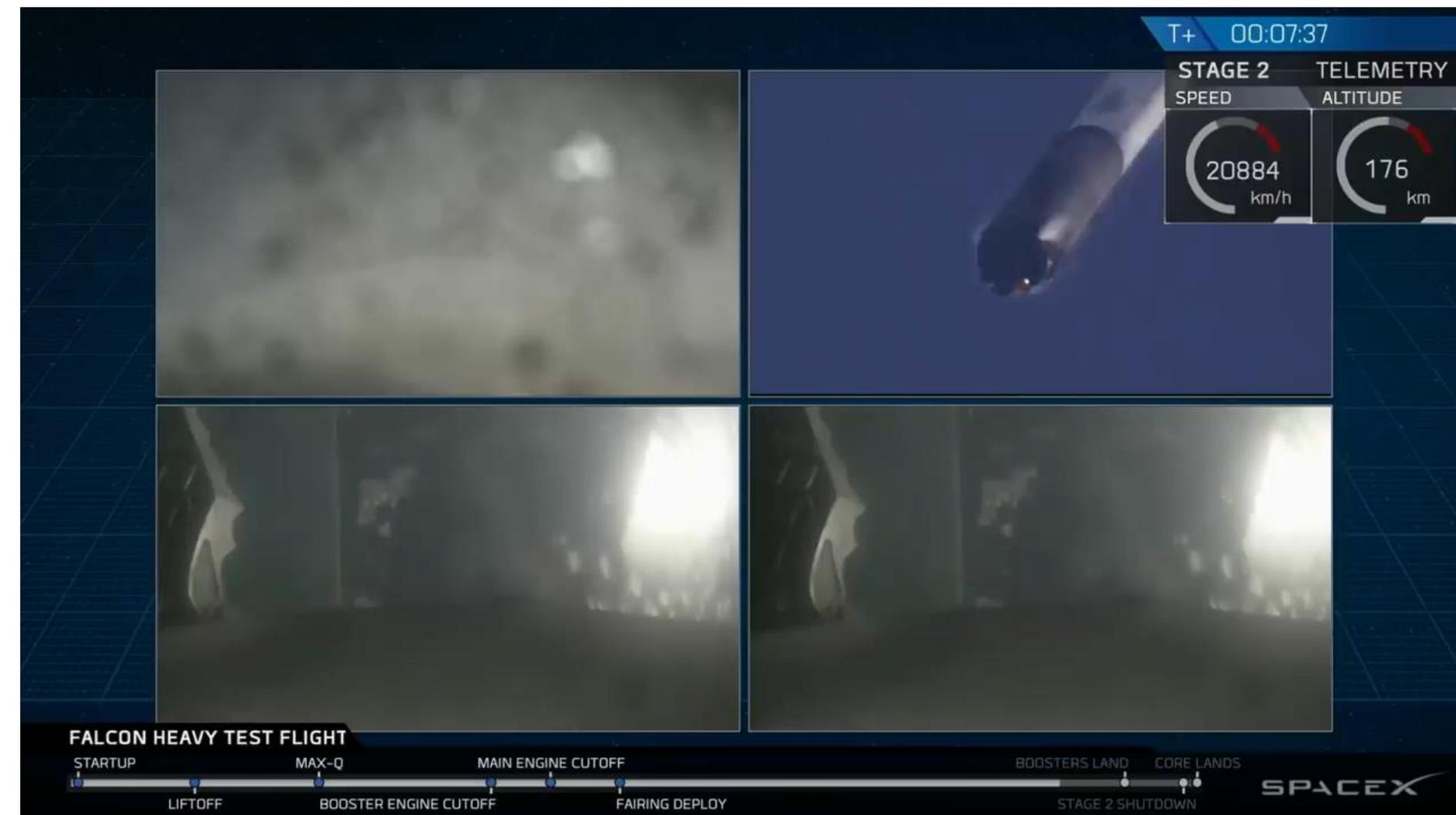
# Funzione del sistema propulsivo aerospaziale

## SpaceX Falcon Heavy:

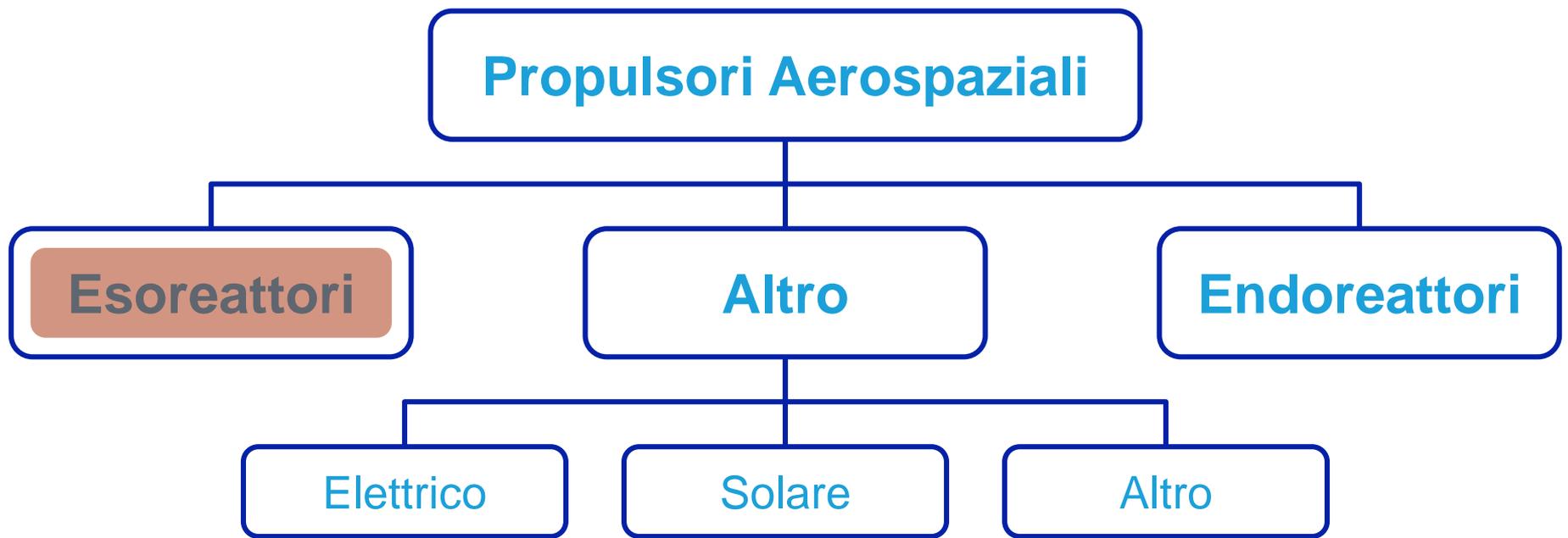


# Funzione del sistema propulsivo aerospaziale

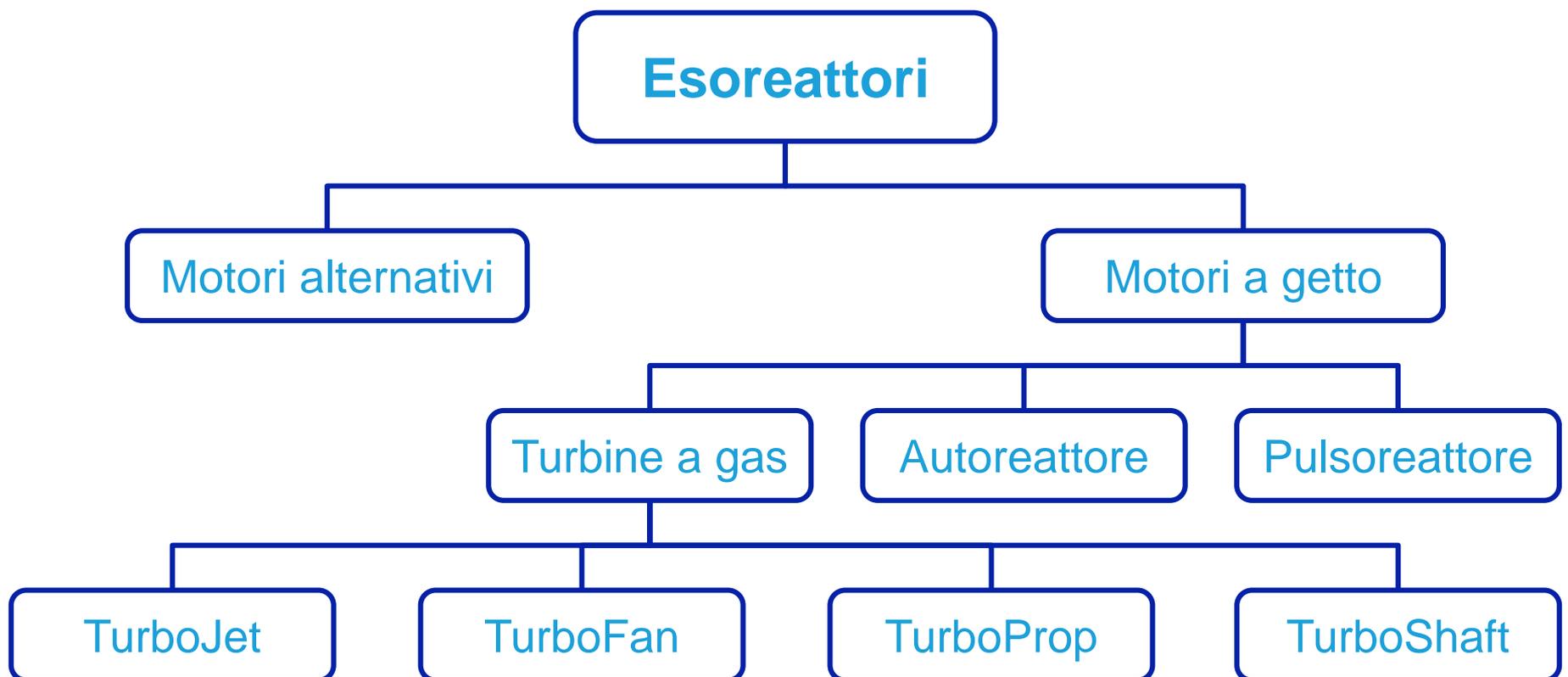
## SpaceX Falcon Heavy:



# Classificazione in base al fluido propulsivo



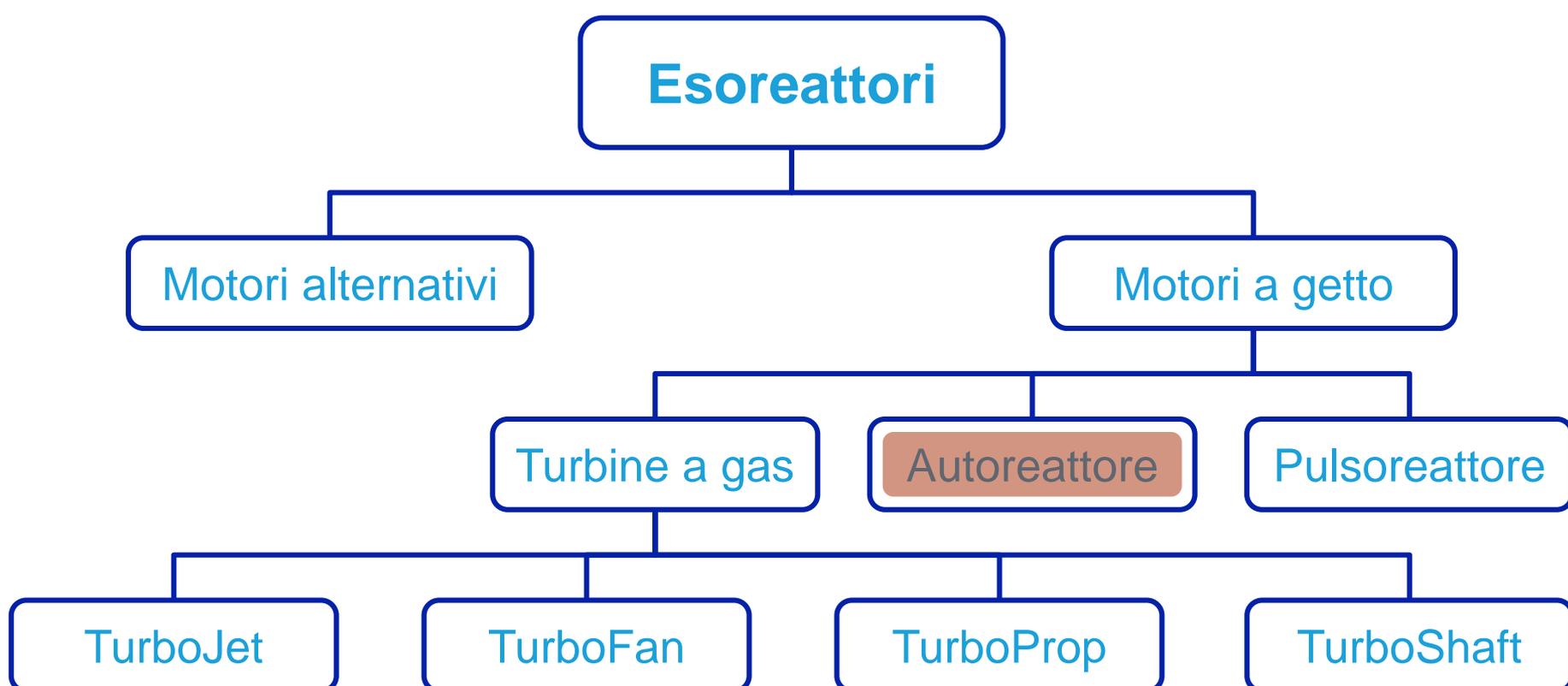
# Classificazione in base al fluido propulsivo



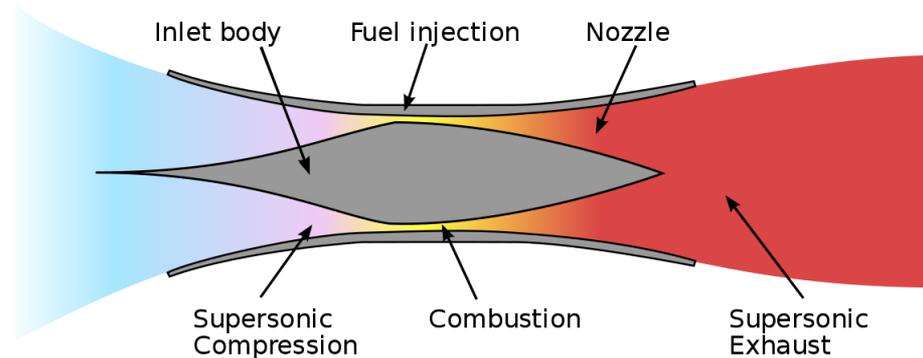
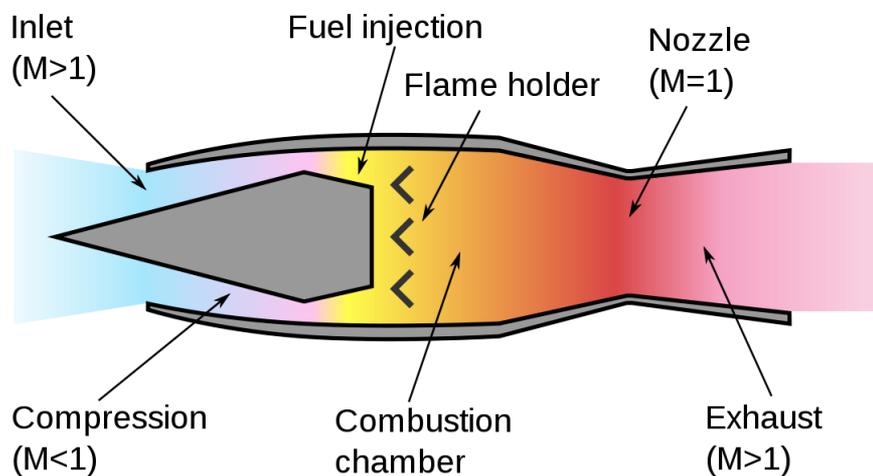
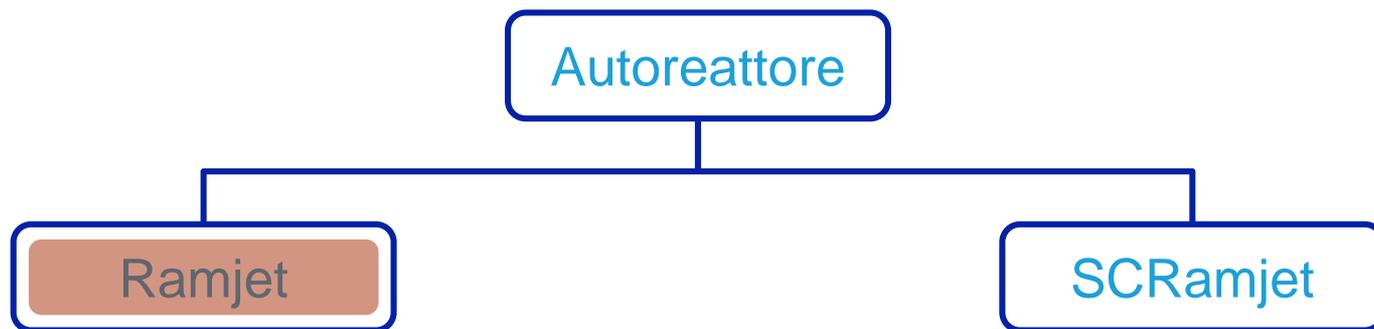
# Classificazione in base al generatore di spinta



# Classificazione in base al fluido propulsivo

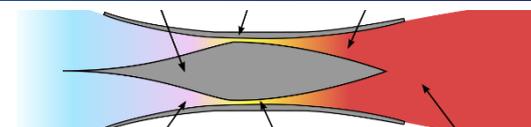


# Autoreattori o statoreattori

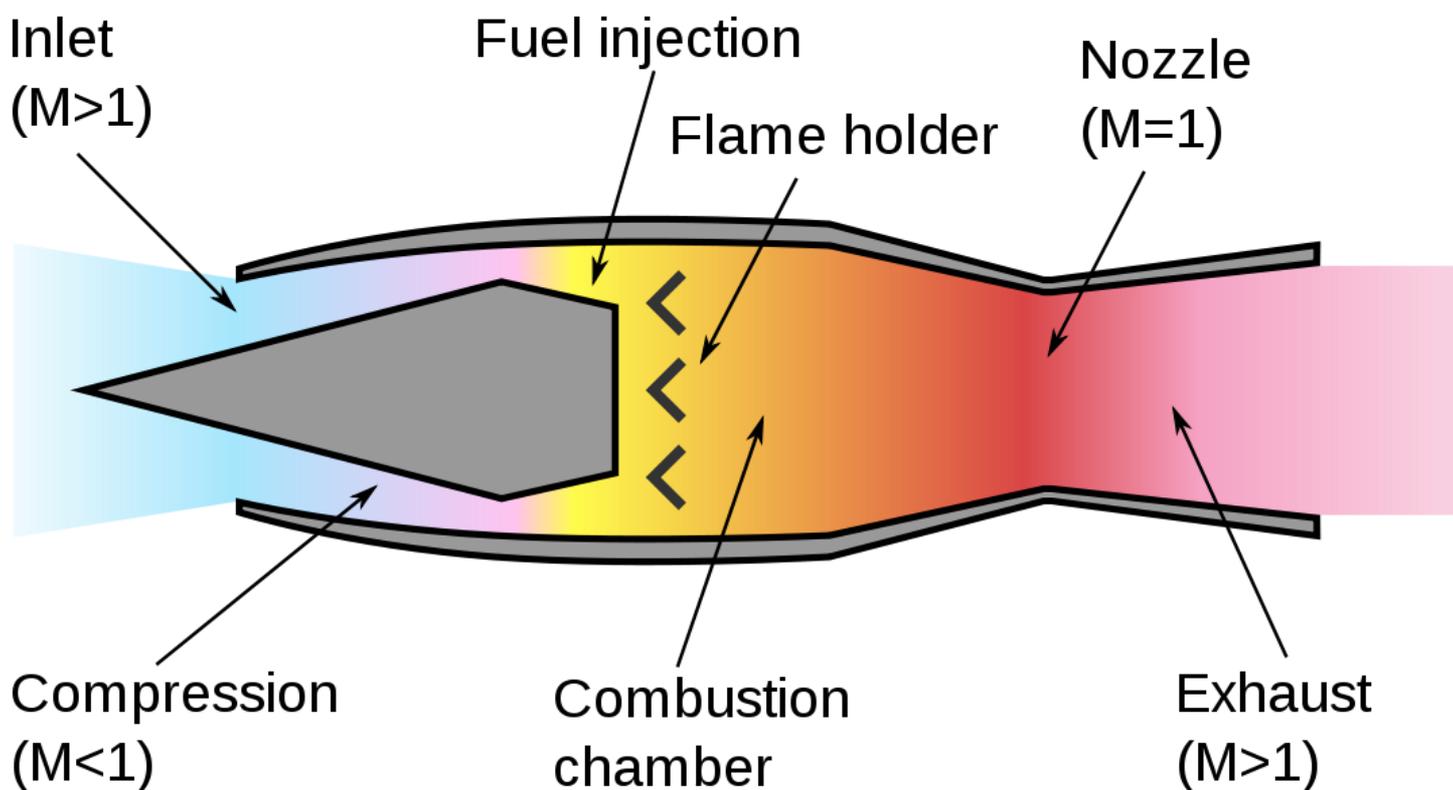


## Ramjet

Autoreattore

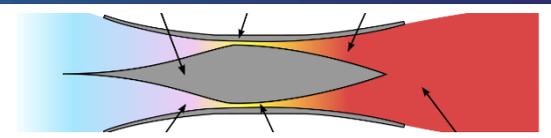


Gli **autoreattori** in linea di principio, non avendo parti rotanti, sono i **sistemi di propulsione più semplici**. Sono formati solamente da presa d'aria, camera di combustione ed ugello e possono funzionare solo ad alta velocità normalmente in regime supersonico (non può funzionare al punto fisso).



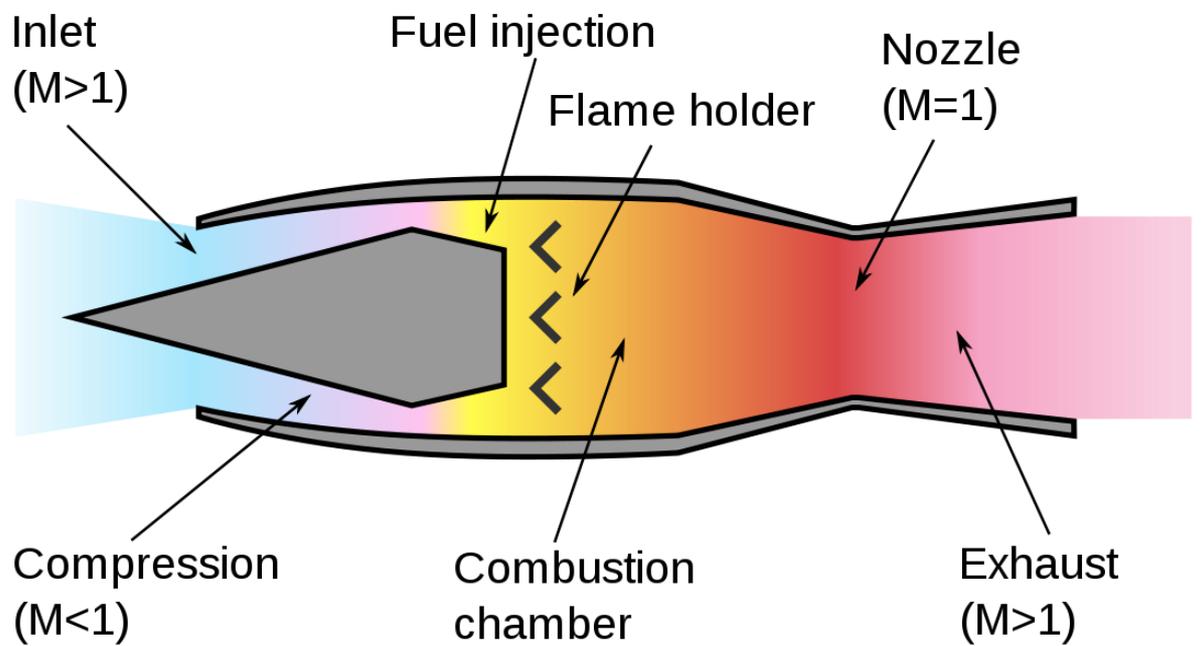
# Ramjet

Autoreattore



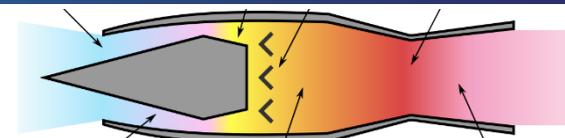
Gli **autoreattori** in linea di principio, non avendo parti rotanti, sono i **sistemi di propulsione più semplici**. Sono formati solamente da presa d'aria, camera di combustione ed ugello e possono funzionare solo ad alta velocità normalmente in regime supersonico (non può funzionare al punto fisso).

La **compressione** generata dalla **presa d'aria** è sufficiente per avere una **buona combustione** quindi il fluido caldo espande nell'ugello producendo la spinta.

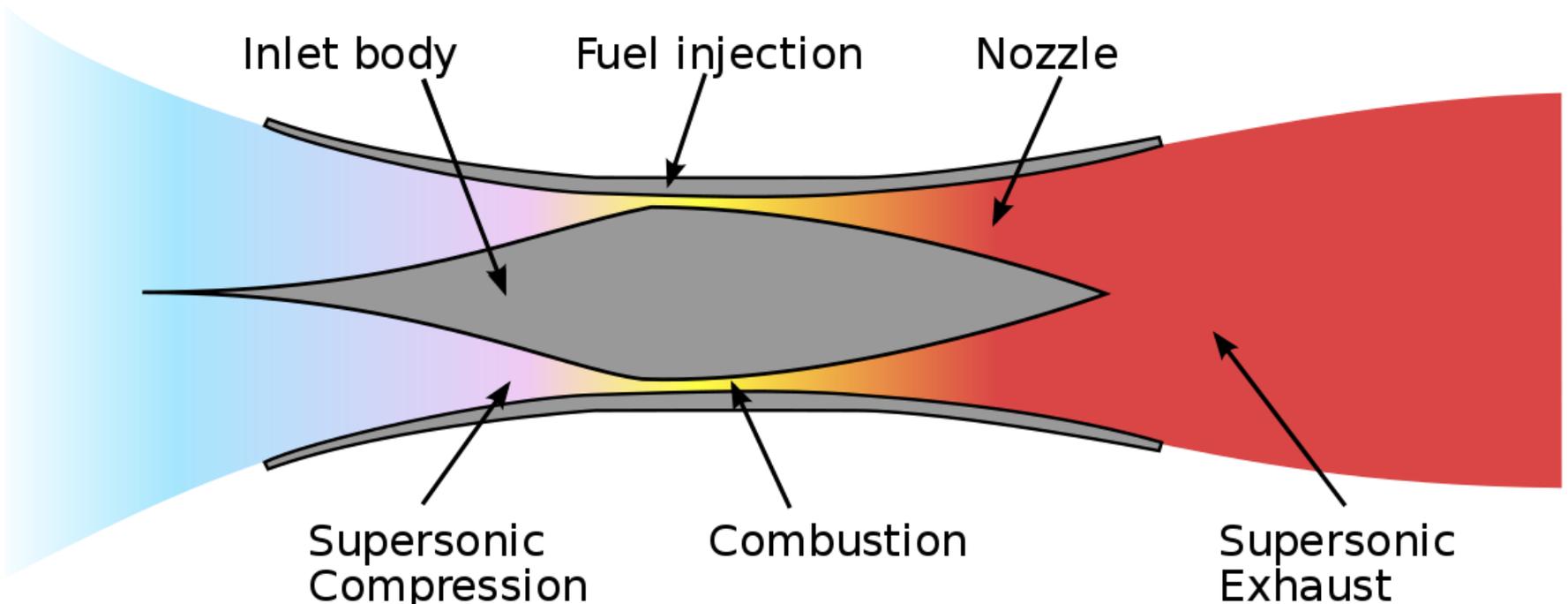


# Scramjet

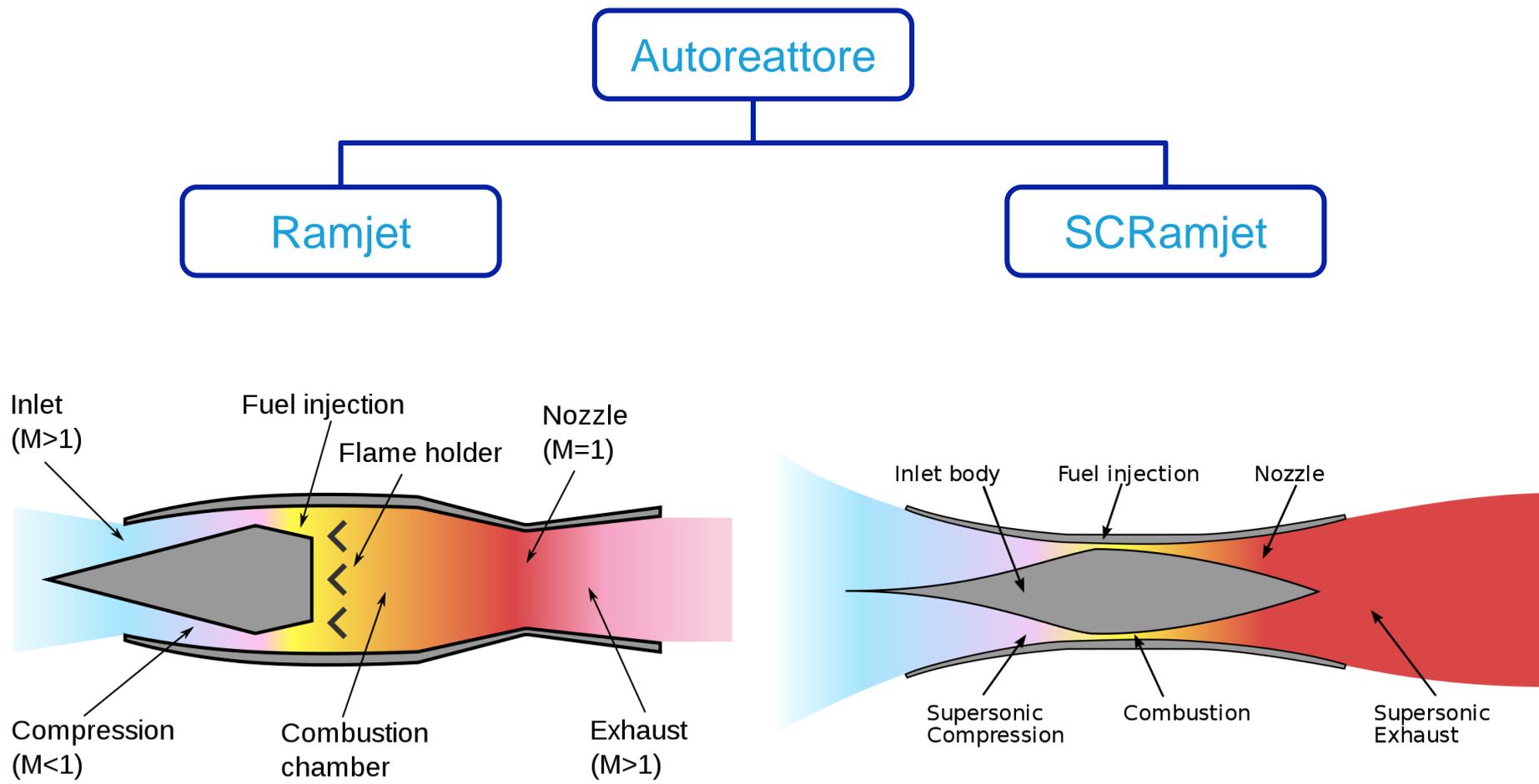
Autoreattore



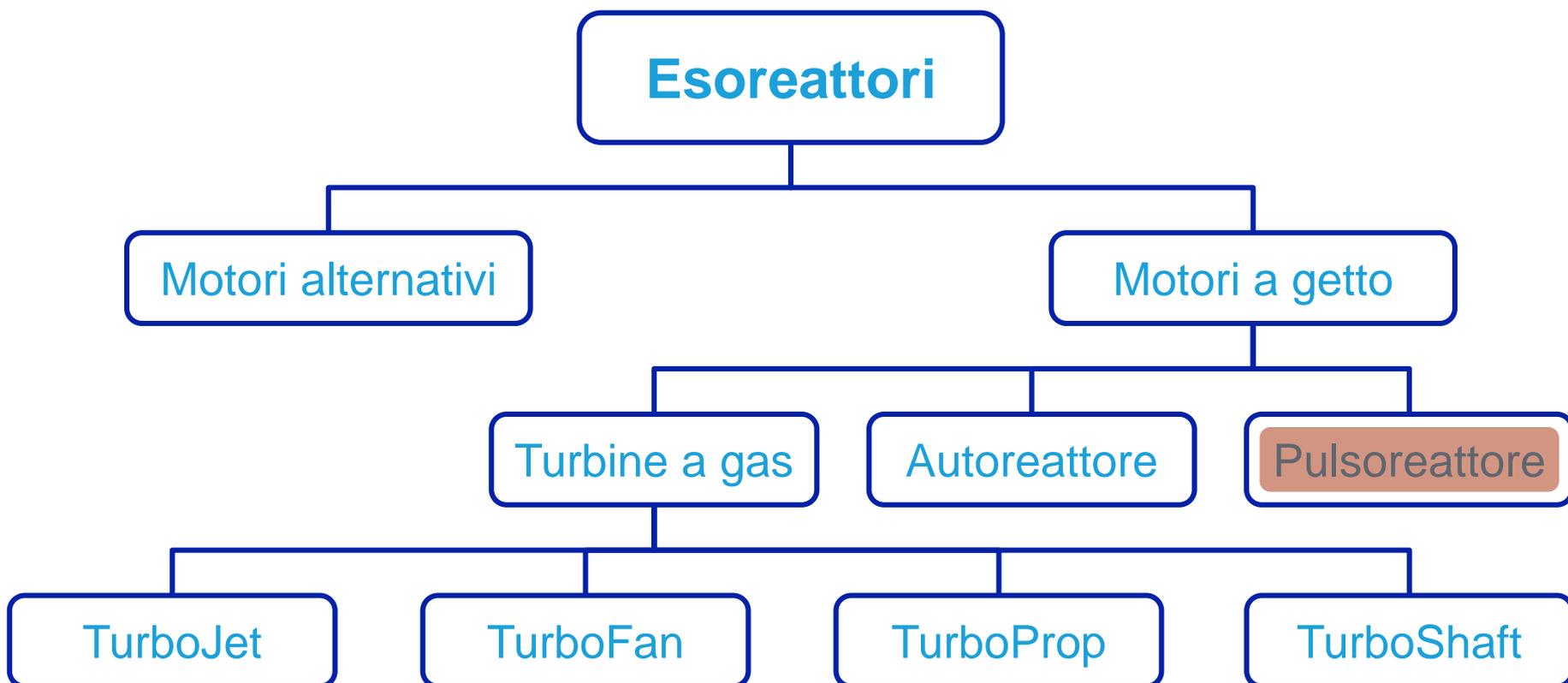
Se la **combustione** avviene in regime **supersonico** si parla di **SCRamjet** (Supersonic Combustion Ramjet). Mantenere stabile la combustione in regime supersonico non è banale.



# Autoreattori o statoreattori



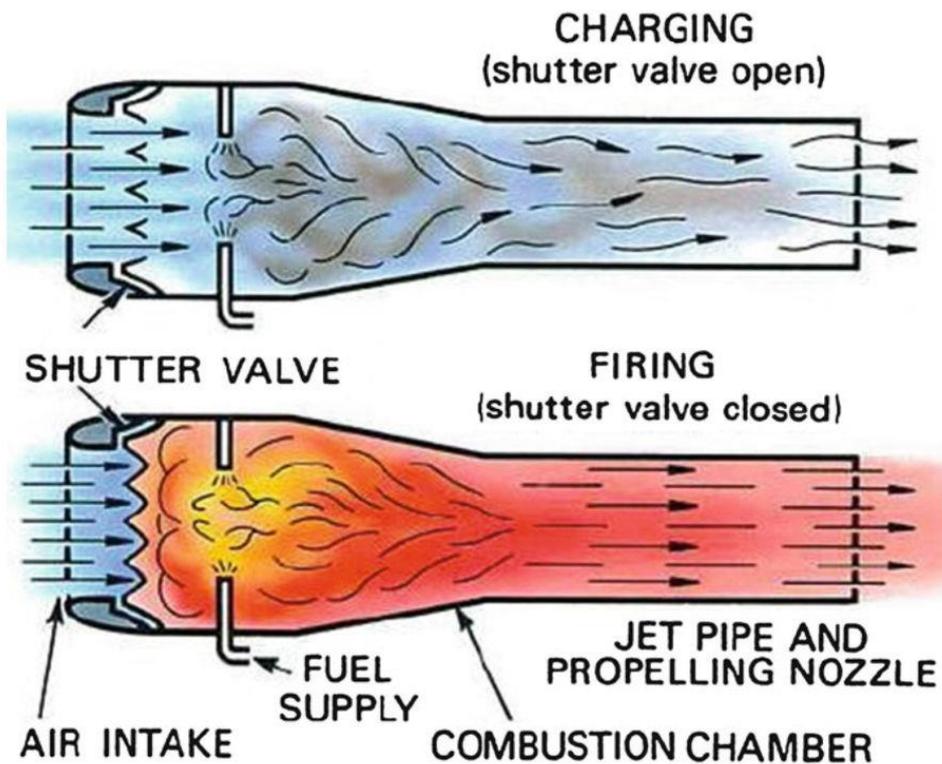
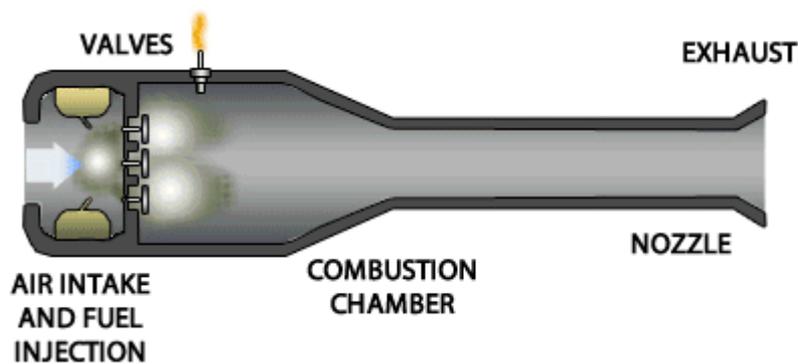
# Classificazione in base al fluido propulsivo



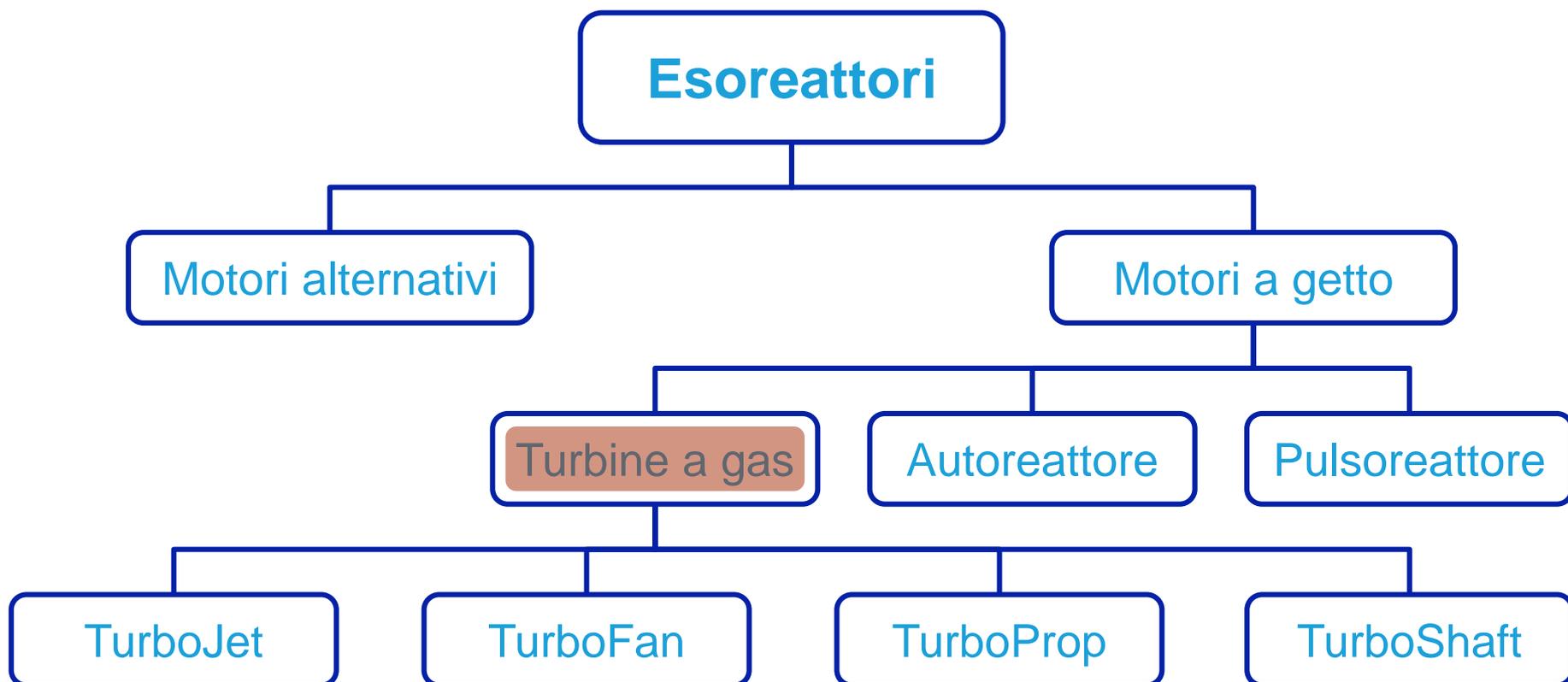
Nel **pulsoreattore** la **combustione** è **intermittente**. Il canale d'ingresso è dotato di una serie di valvole di non ritorno che si chiudono durante la **deflagrazione** che provoca un **aumento di pressione** e la formazione di un **getto propulsivo**.

Successivamente si genera una **depressione** all'ingresso e che provoca l'apertura delle valvole durante la fase d'aspirazione.

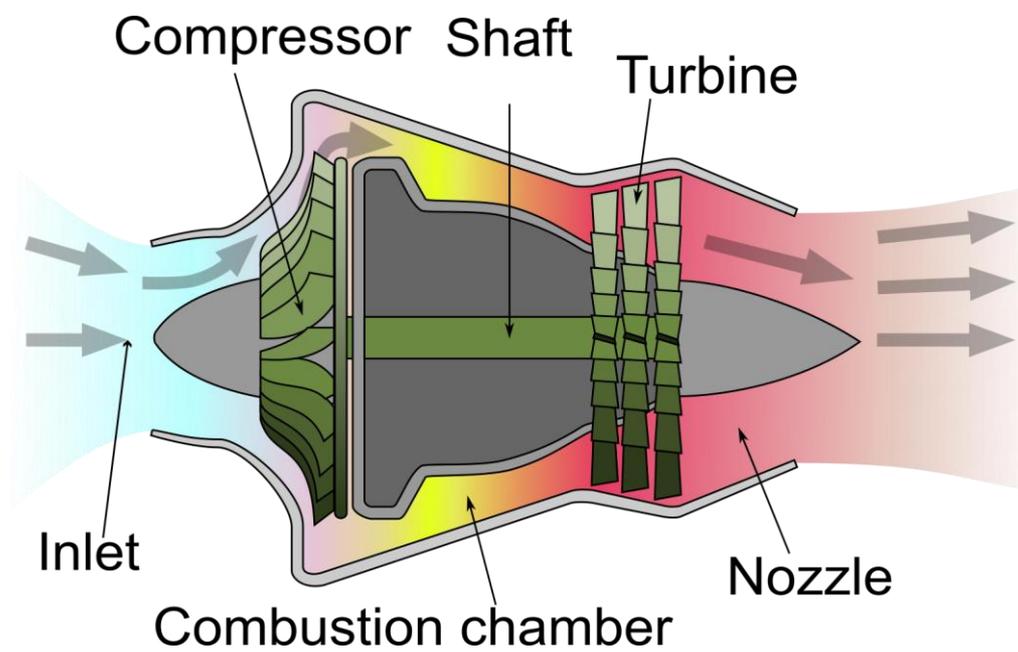
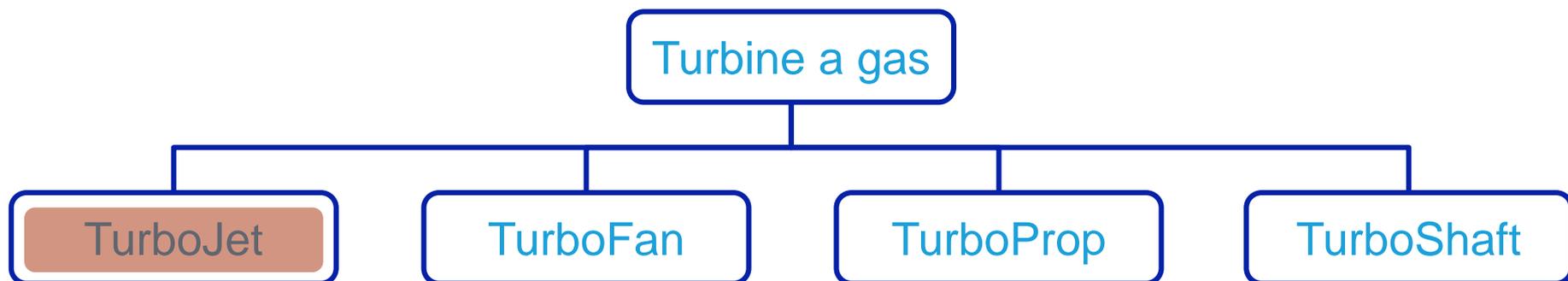
Se la geometria del condotto è ben disegnata è possibile operare anche in assenza di valvole.



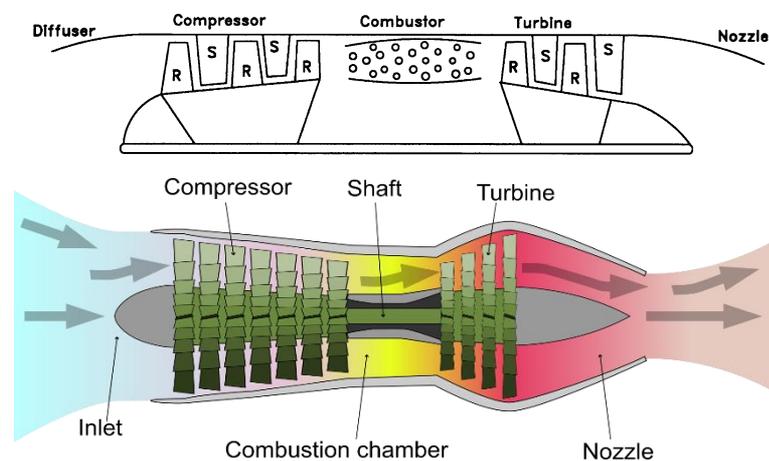
## Classificazione in base al fluido propulsivo



# Turbogetto



Compressore centrifugo

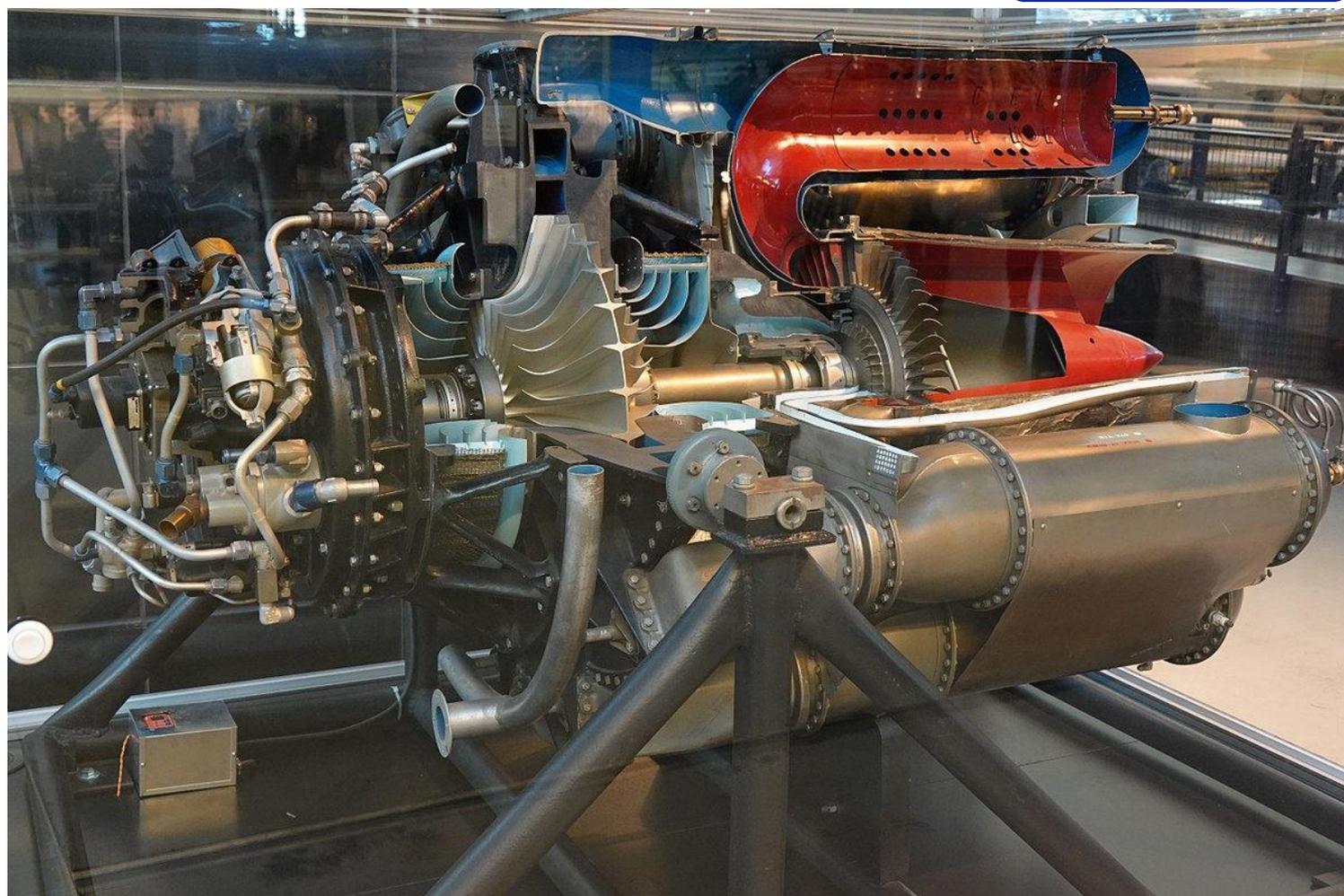


Compressore assiale



# Turbogetto

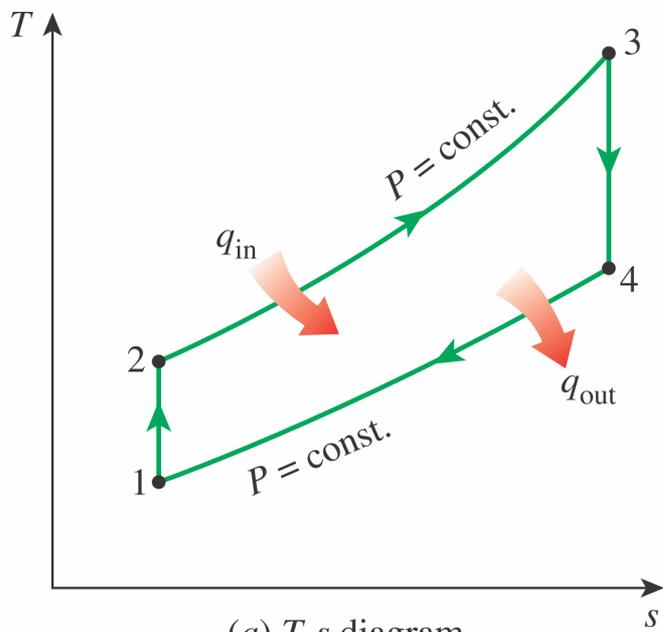
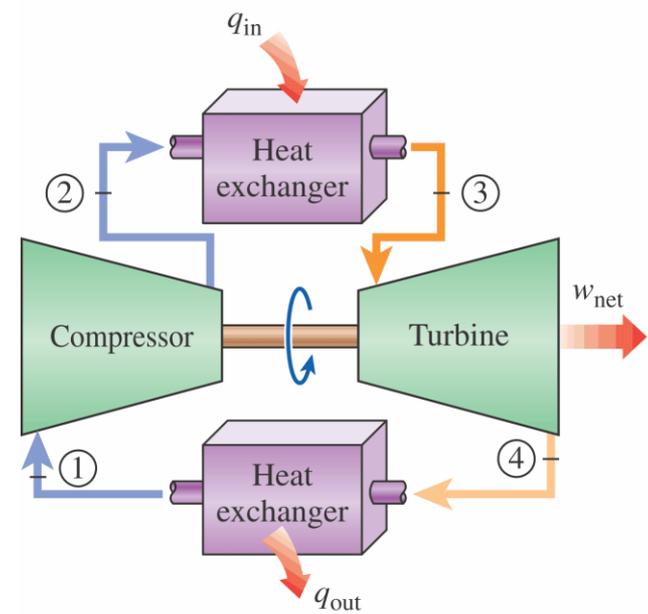
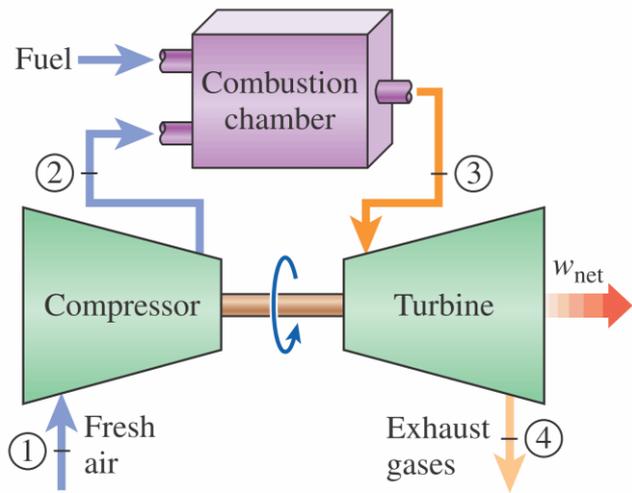
TurboJet



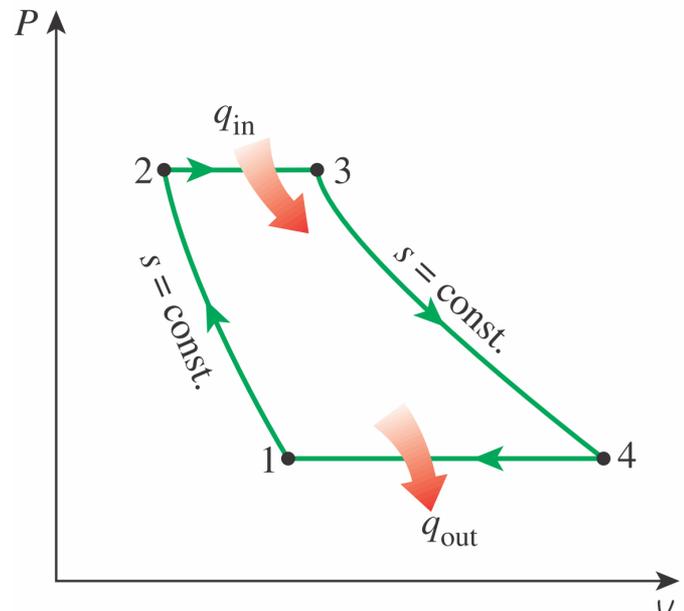
Ge J31. Peso 386kg,  $L=1.80m$ ,  $D=1.05m$ ,  $F_{max}=7.33kN$ ,  $\dot{m}_a=15kg/s$ ,  $TSFC=0.12kg/kNh$ .



# Ciclo Brayton



(a) T-s diagram



(b) P-v diagram

## Rendimento del Ciclo Brayton

Il **rendimento** del ciclo si valuta come:

$$\eta_{th} = \frac{W_{net}}{Q_{in}} = \frac{Q_{in} - Q_{out}}{Q_{in}} = 1 - \frac{Q_{out}}{Q_{in}} =$$

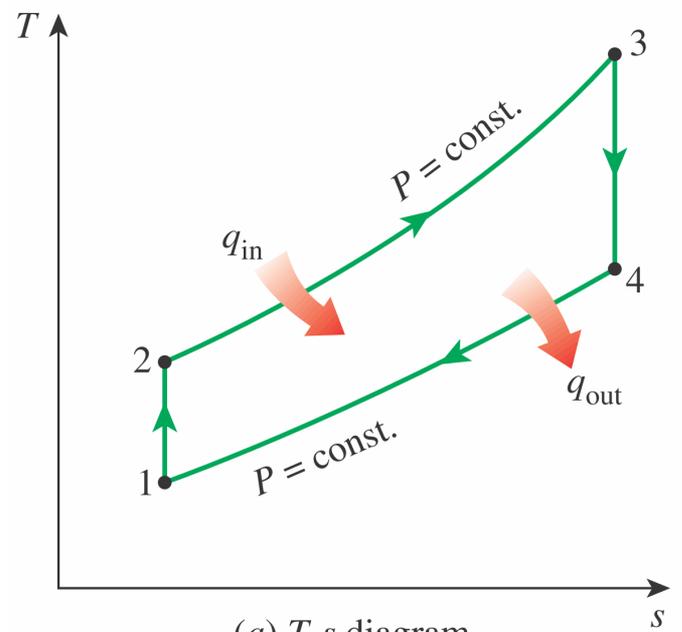
$$\eta_{th} = 1 - \frac{c_p(T_4 - T_1)}{c_p(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1(T_4/T_1 - 1)}{T_2(T_3/T_2 - 1)}$$

ma ( $\tau_c = T_2/T_1$ ,  $\pi_c = p_2/p_1$ ):

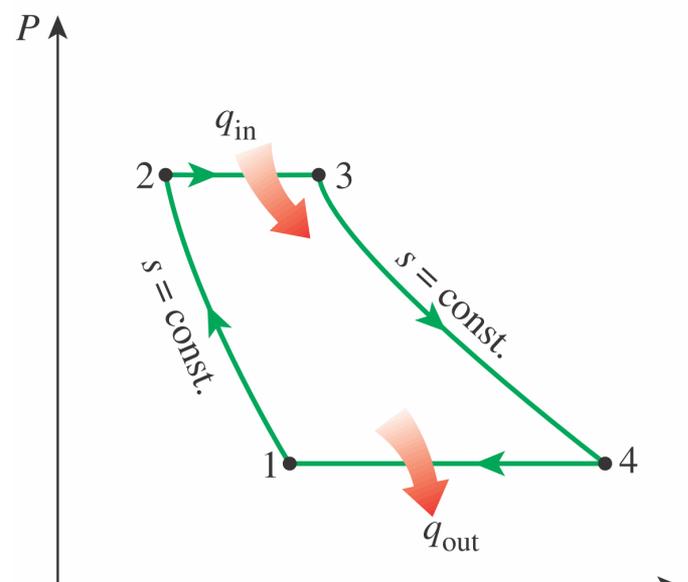
$$\tau_c = \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{p_3}{p_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_3}{T_4}$$

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

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \frac{1}{\tau_c} = 1 - \frac{1}{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$



(a) T-s diagram

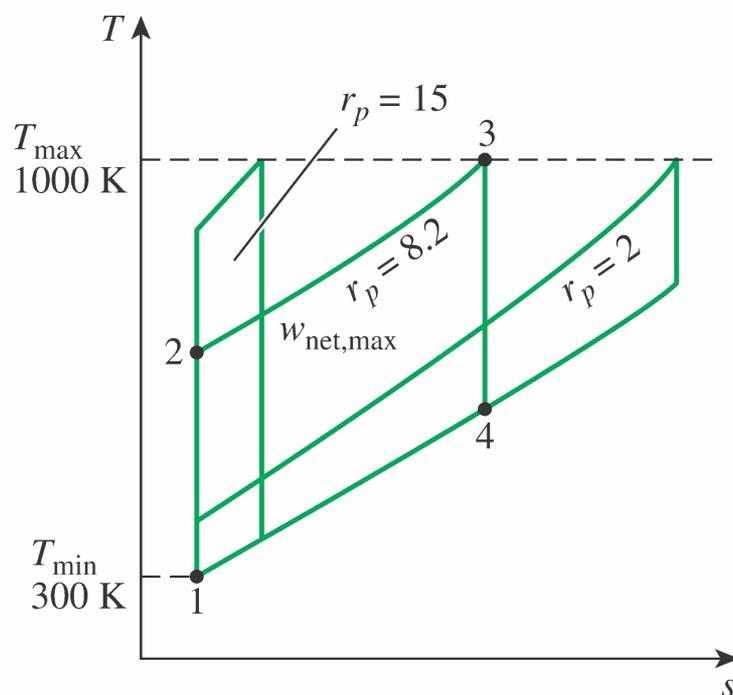
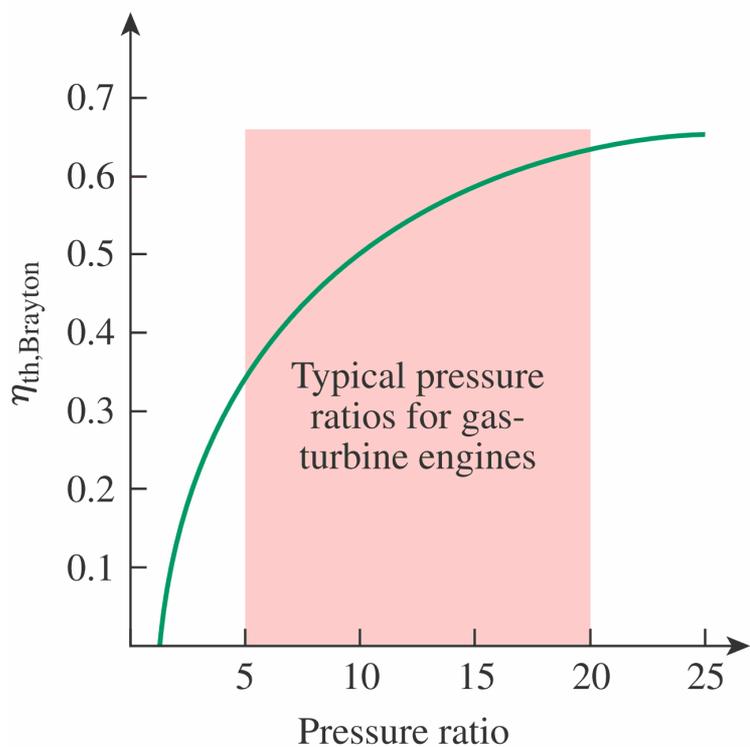


(b) P-v diagram

# Rendimento del Ciclo Brayton

Il rendimento del ciclo è una funzione strettamente crescente del rapporto di pressioni nel compressore:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \frac{1}{\tau_c} = 1 - \frac{1}{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$



# Rendimento del Ciclo Brayton

Il lavoro netto è:

$$W_{net} = Q_{in} - Q_{out} = c_p [(T_3 - T_2) - (T_4 - T_1)]$$

$$W_{net} = c_p T_1 \left[ \frac{T_3}{T_1} - \tau_c - \frac{T_4}{T_1} + 1 \right]$$

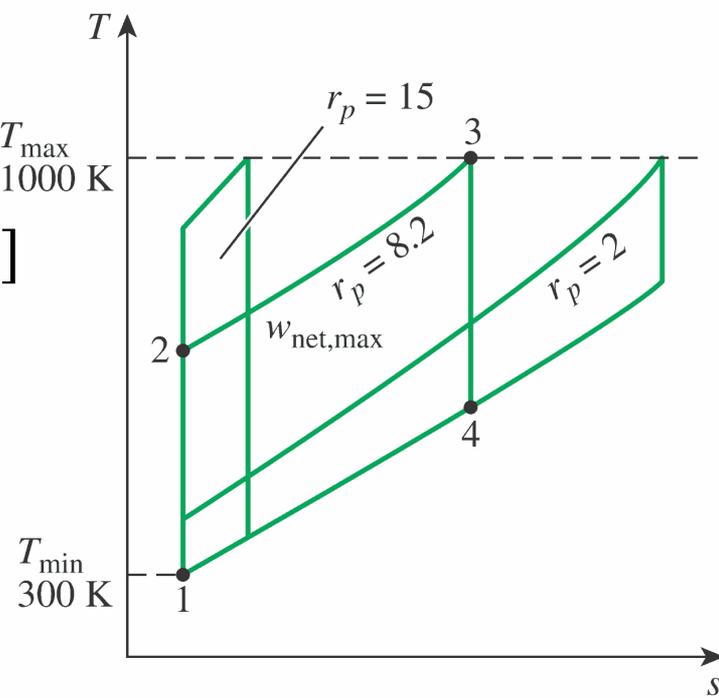
ma:  $\frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2} = \frac{T_3 T_1}{T_1 T_2} = \frac{T_3}{T_1} \frac{1}{\tau_c}$

$$W_{net} = c_p T_1 \left[ \frac{T_3}{T_1} (1 - \tau_c^{-1}) + 1 - \tau_c \right]$$

$$W_{net} = c_p T_1 \left[ \left( \frac{T_3}{T_1} - \tau_c \right) (1 - \tau_c^{-1}) \right]$$

Derivando ed uguagliando a zero si ottiene:

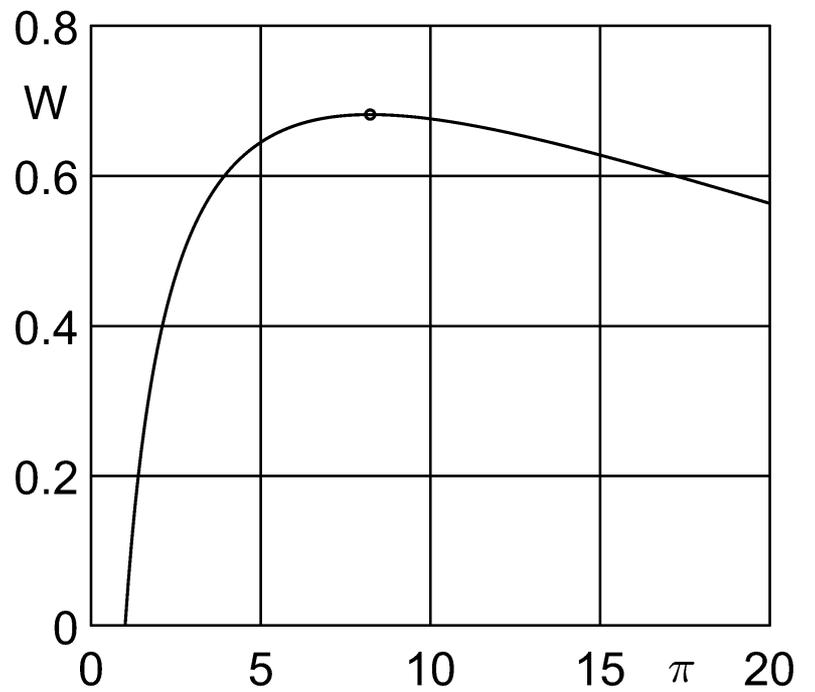
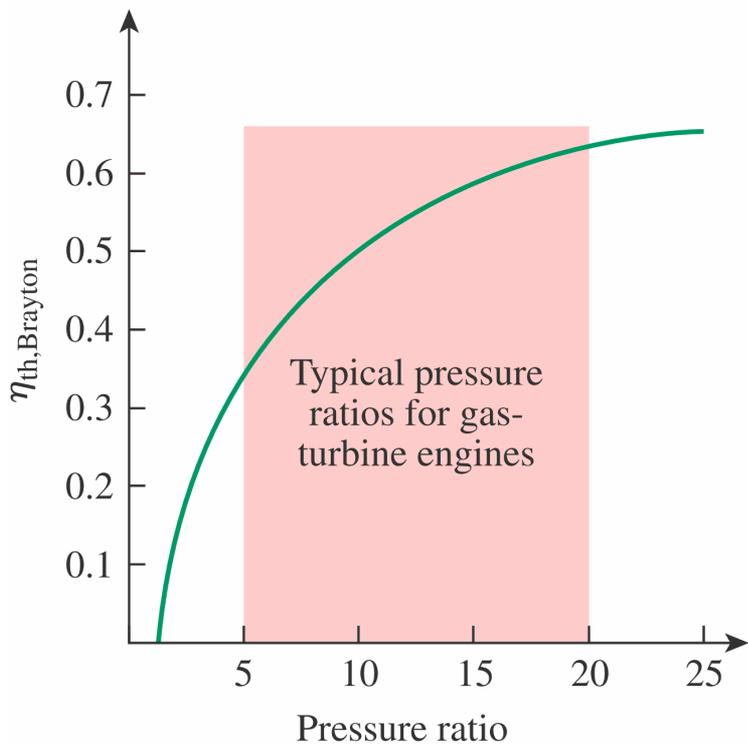
$$\frac{T_3}{T_1} \tau_{c_{max}}^{-2} = 1 \quad \rightarrow \quad \tau_{c_{max}} = \sqrt{\frac{T_3}{T_1}} \quad \rightarrow \quad \pi_{c_{max}} = \left( \frac{T_3}{T_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}}$$



# Rendimento del Ciclo Brayton

$$W_{net} = c_p T_1 \left[ \left( \frac{T_3}{T_1} - \tau_c \right) (1 - \tau_c^{-1}) \right] \quad \pi_{c_{max}} = \left( \frac{T_3}{T_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}}$$

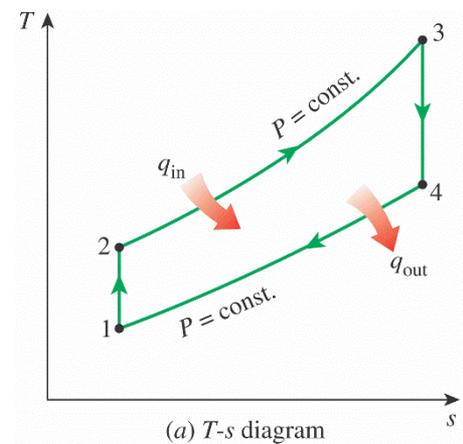
$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\tau_c} = 1 - \frac{1}{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$



## Prese d'aria

I **requisiti primari** delle prese d'aria (Fig A380) sono:

- **convogliare** l'aria al motore in quantità sufficiente ed al giusto numero di Mach in tutte le condizioni di volo;
- **minimizzare** le **perdite** di pressione di ristagno;
- produrre un flusso "**pulito**" (spazialmente uniforme e stazionario) all'ingresso del **compressore**.



# Prese d'aria

I **requisiti primari** delle prese d'aria sono:

- **convogliare** l'aria al motore in quantità sufficiente ed al giusto numero di Mach in tutte le condizioni di volo;
- **minimizzare** le **perdite** di pressione di ristagno;
- produrre un flusso "**pulito**" (spazialmente uniforme e stazionario) all'ingresso del **compressore**.

A questi si aggiungono altri requisiti come:

- basso costo e peso;
- buona integrazione aerodinamica per ridurre la **resistenza di installazione**;
- **riduzione del rumore**.

In regime **supersonico** le cose si complicano.

In figura quella dell' Eurofighter Typhoon



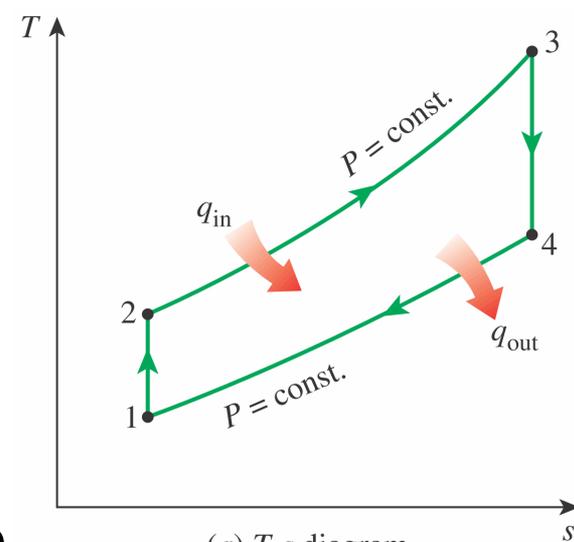
# Compressori

I **requisiti primari** dei compressori sono:

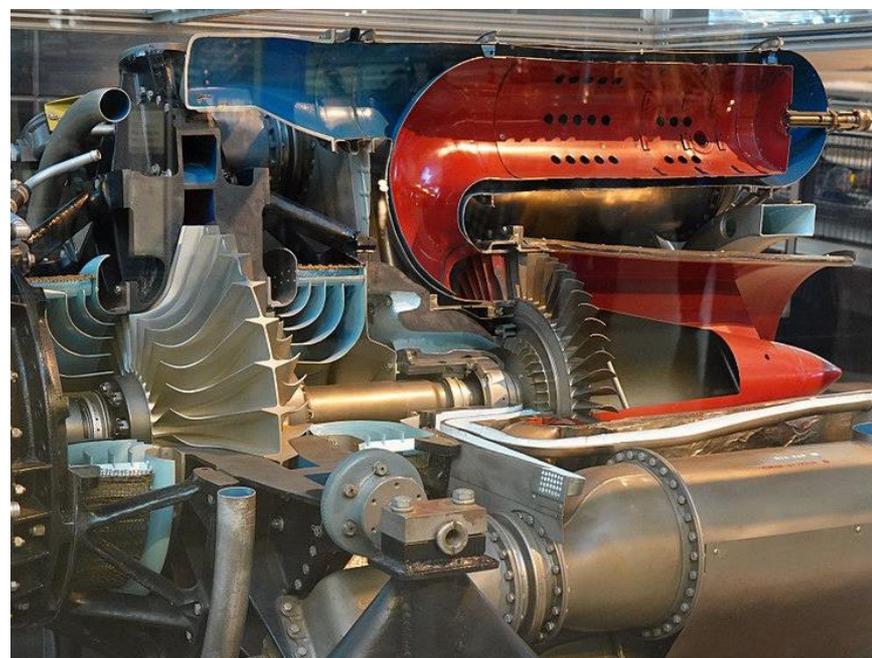
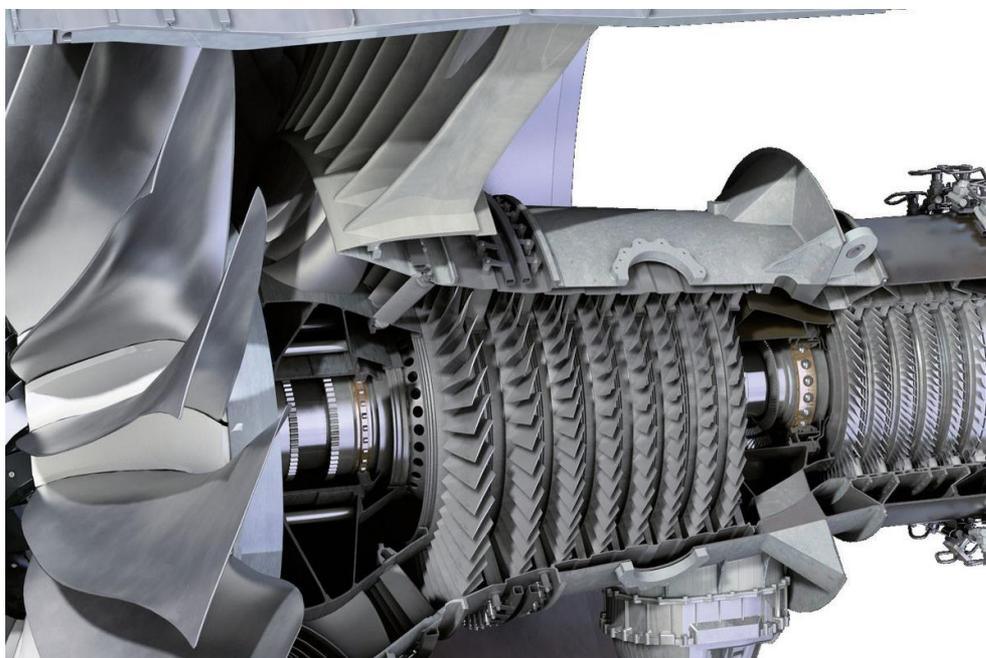
- comprimere l'aria a monte della CC;
- **minimizzare** le **perdite** di pressione di ristagno;

I compressori possono essere:

- **assiali** se il moto è in direzione assiale;
- **centrifughi** se il moto ruota e diventa ortogonale all'asse.



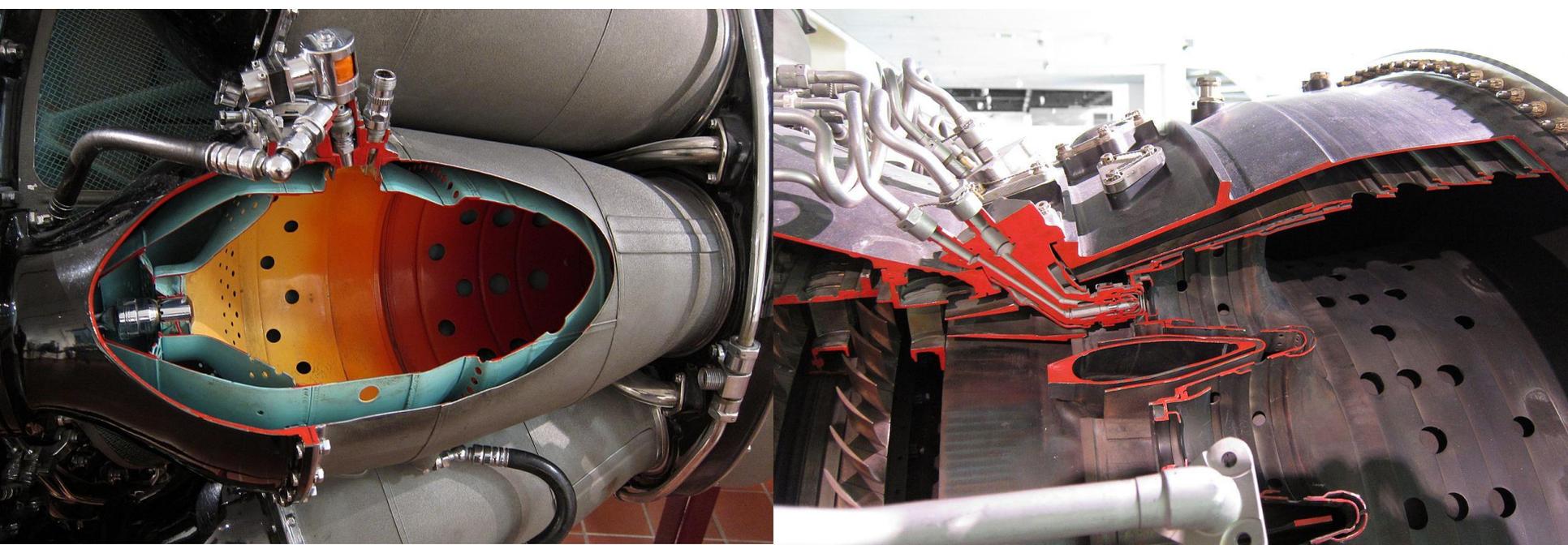
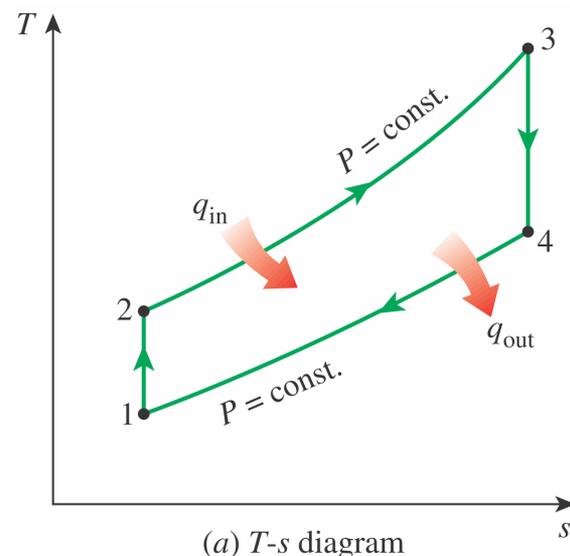
(a) T-s diagram



# Camere di combustione

I **requisiti primari** delle camere di combustione sono:

- avere una **combustione** completa e **stabile**;
- **minimizzare** le **perdite** di pressione di ristagno;
- assenza di "punti caldi";
- alta **affidabilità**.

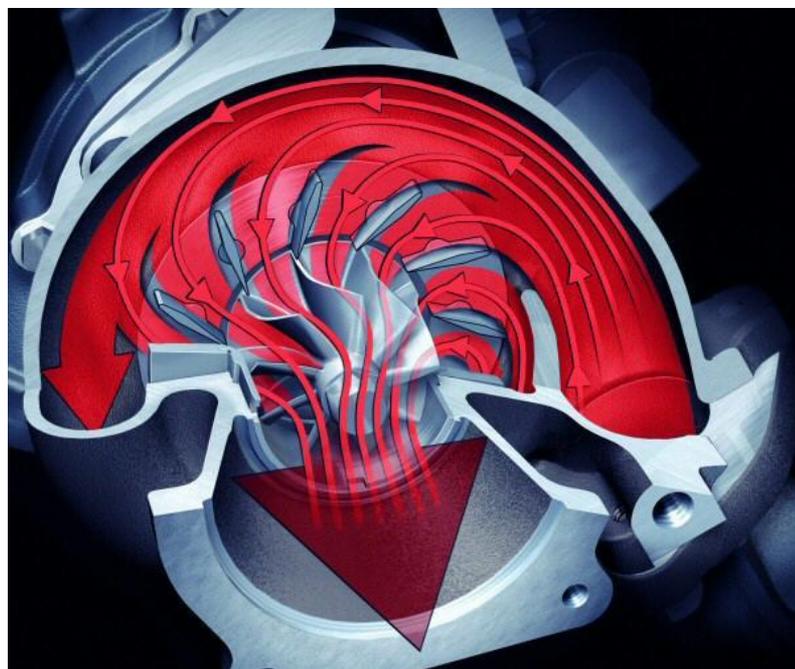
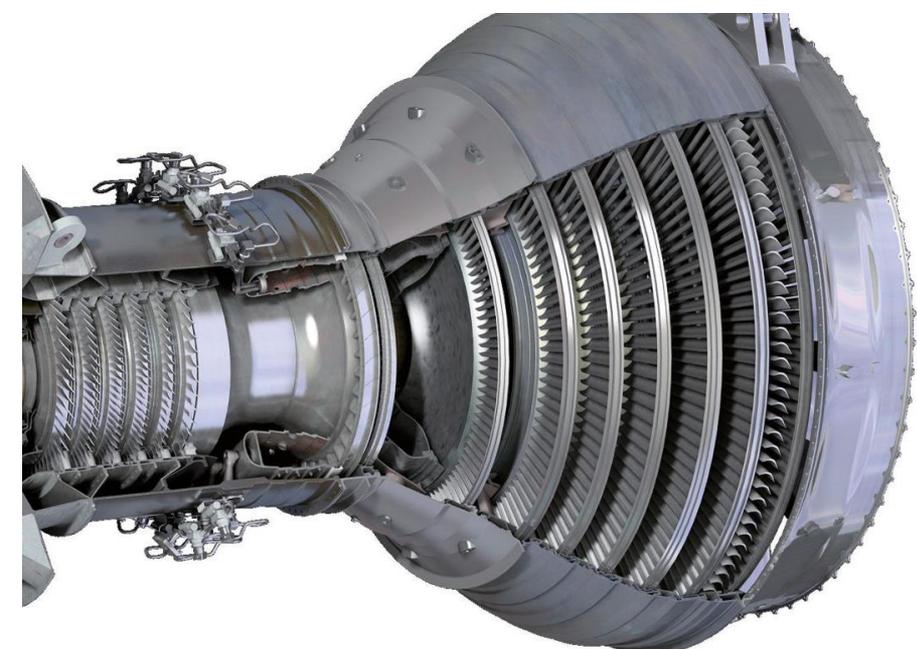
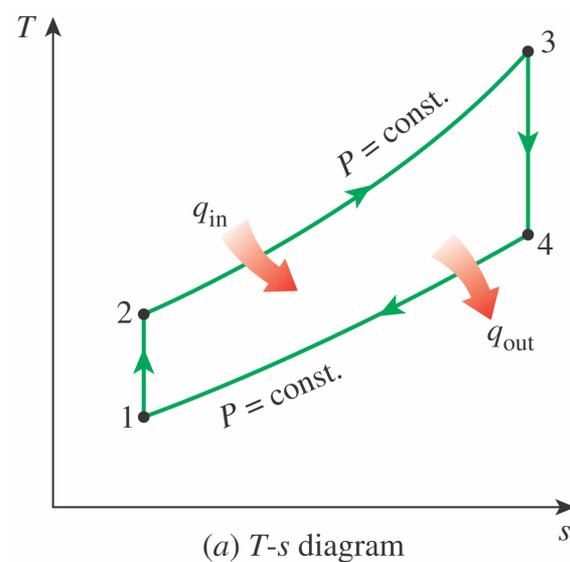


# Turbine

I **requisiti primari** delle turbine sono:

- estrarre energia dal flusso per alimentare il compressore;
- **minimizzare** le **perdite** di pressione di ristagno;

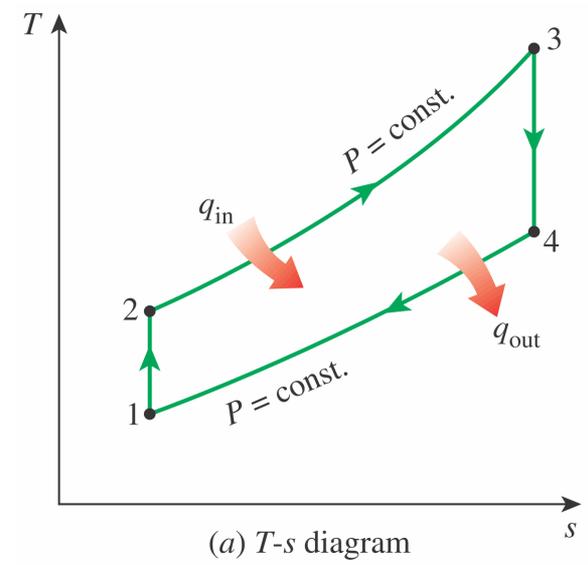
I primi stadi delle turbine sono soggetti ad alte temperature e pressioni e necessitano di un raffreddamento attivo.



# Ugelli

I **requisiti** primari degli ugelli sono:

- **espandere** i gas minimizzando le perdite;
- basso costo e peso;
- ridurre la **resistenza di installazione**;
- riduzione del **rumore** (Fig. B787);
- efficiente Inversione della spinta (Fokker 100).

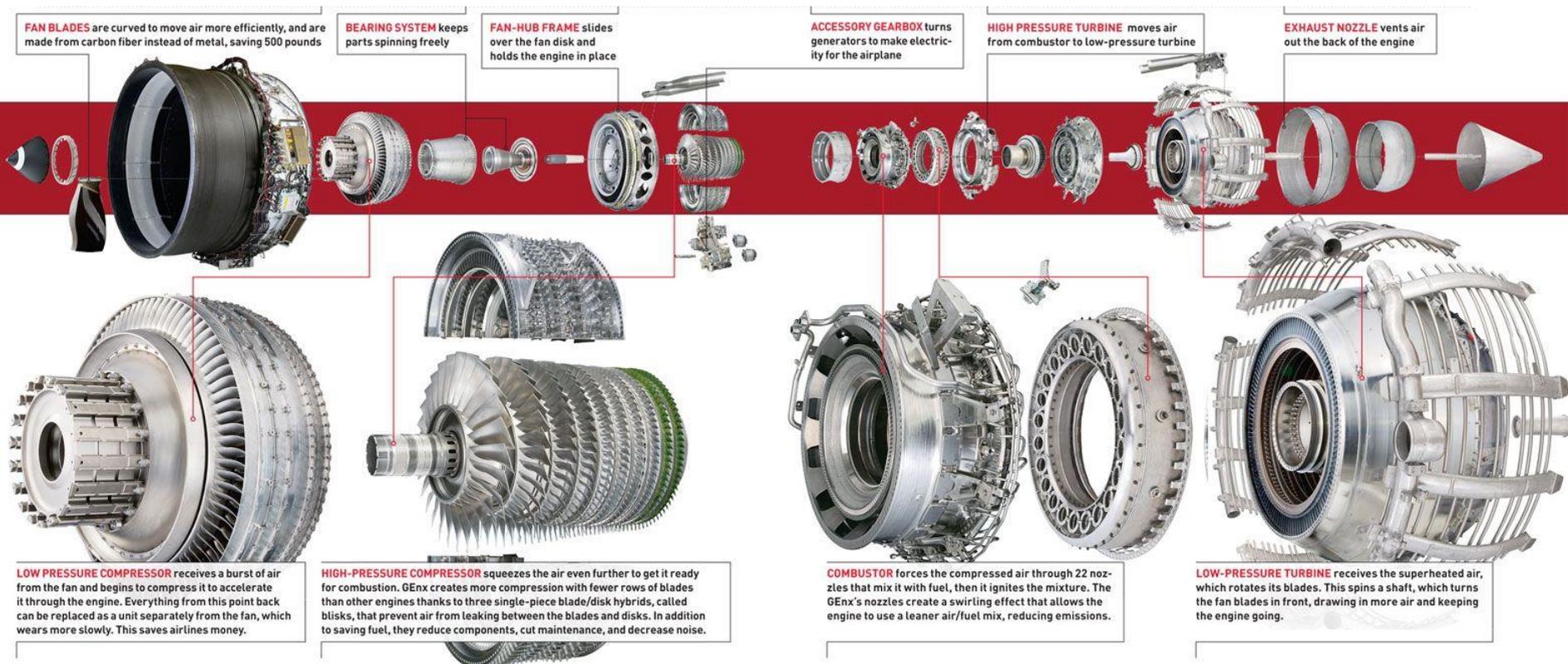


## Componenti

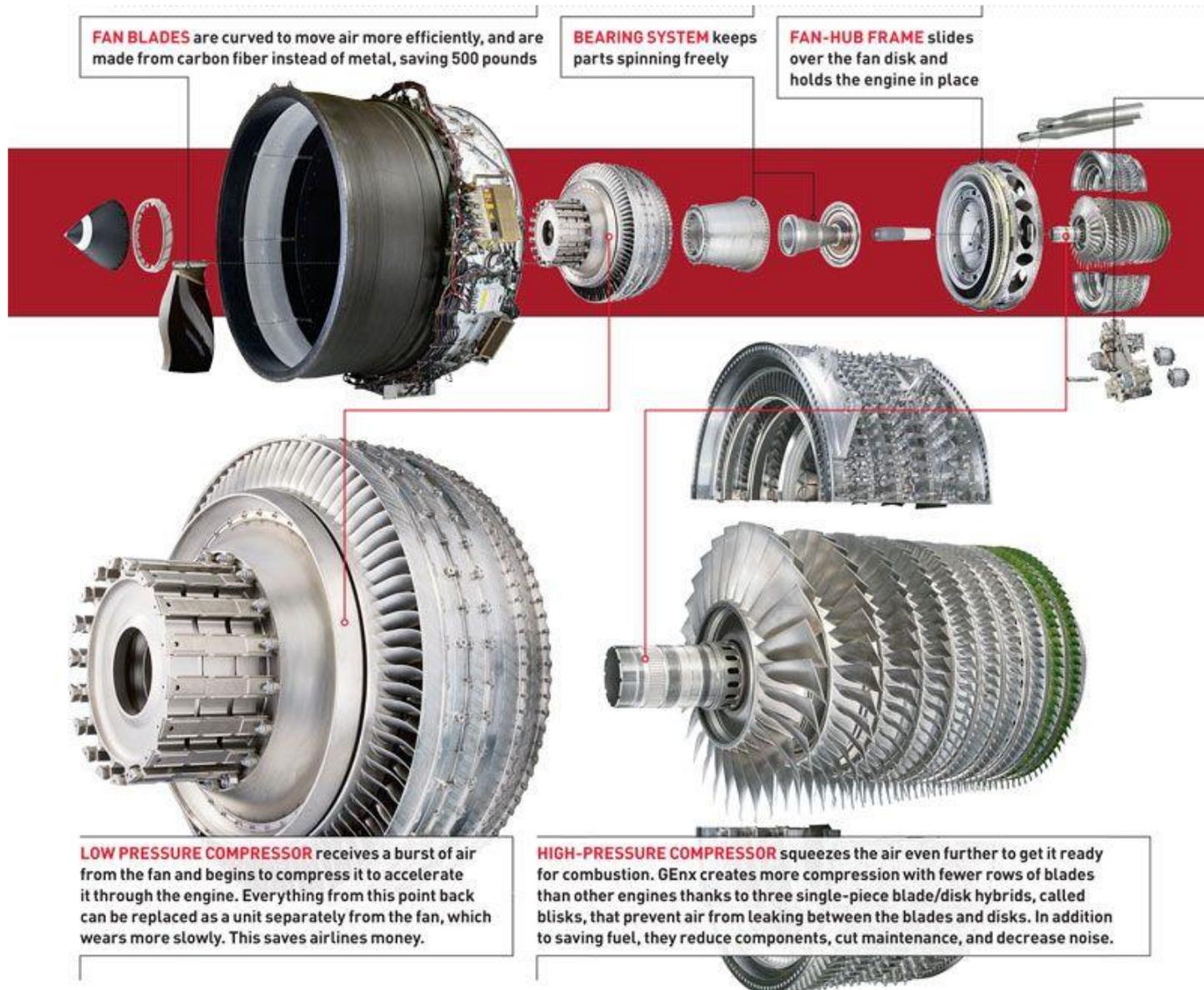


# Componenti

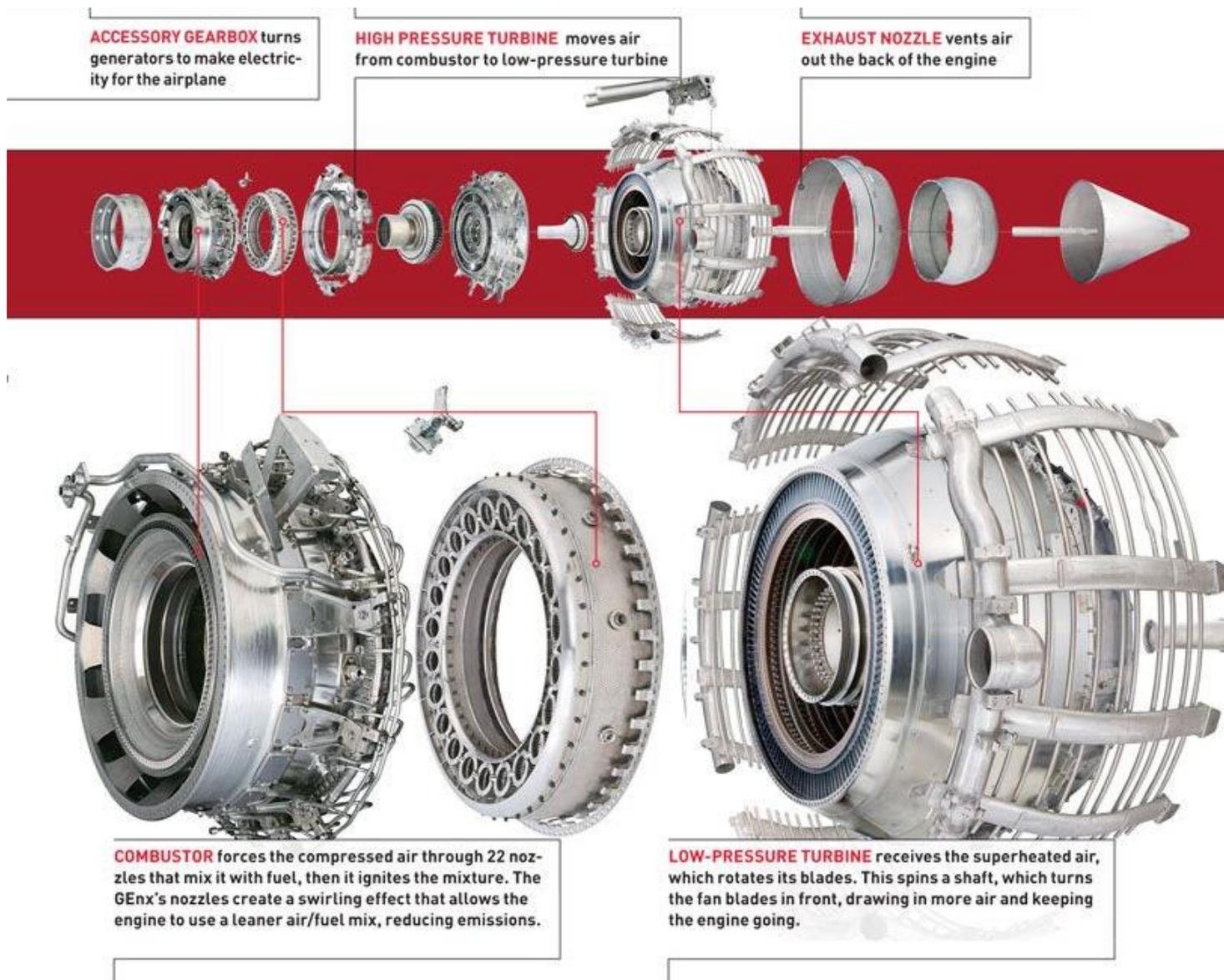
## Vista esplosa del GEnX B787



# Componenti

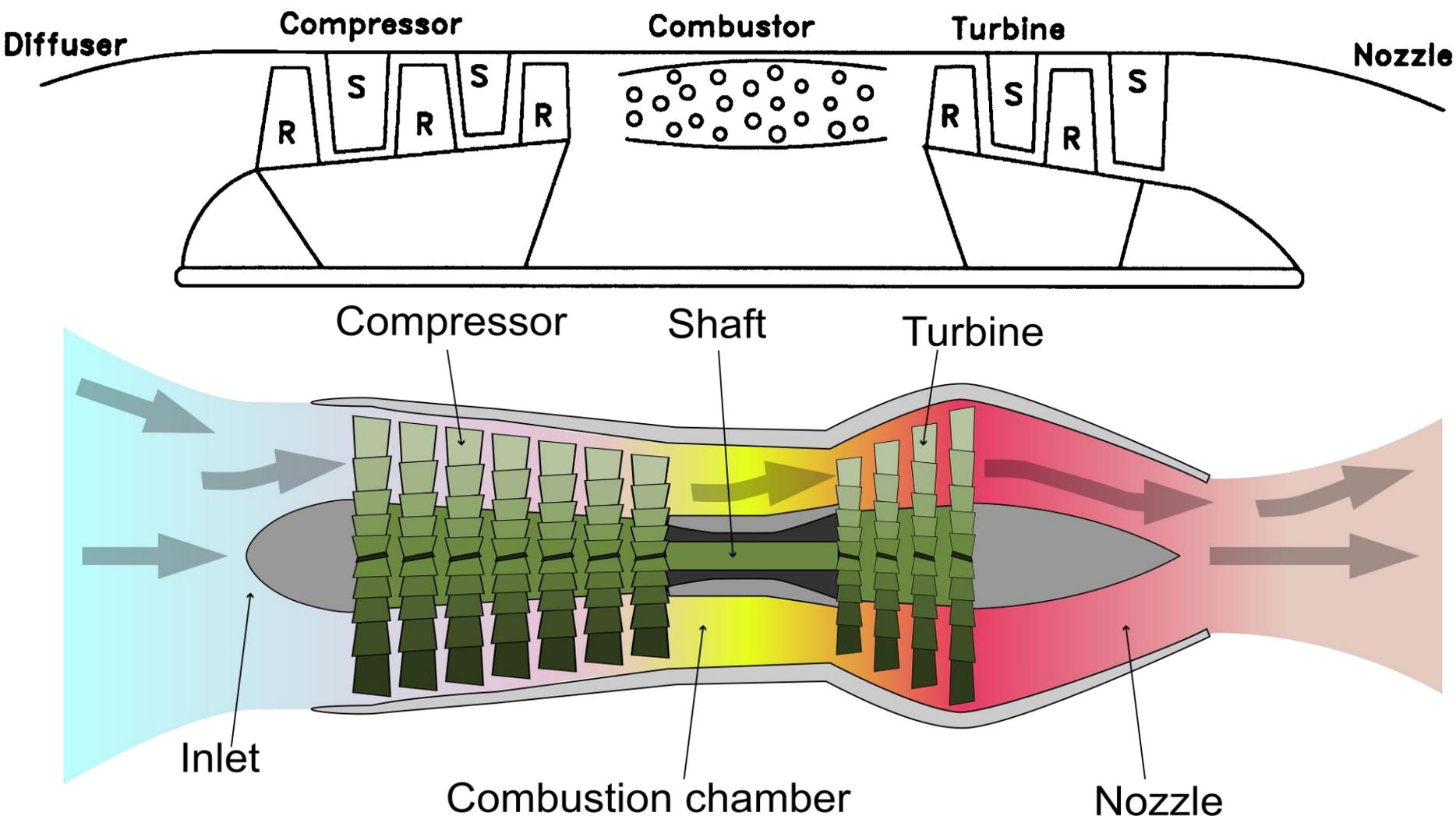


# Componenti



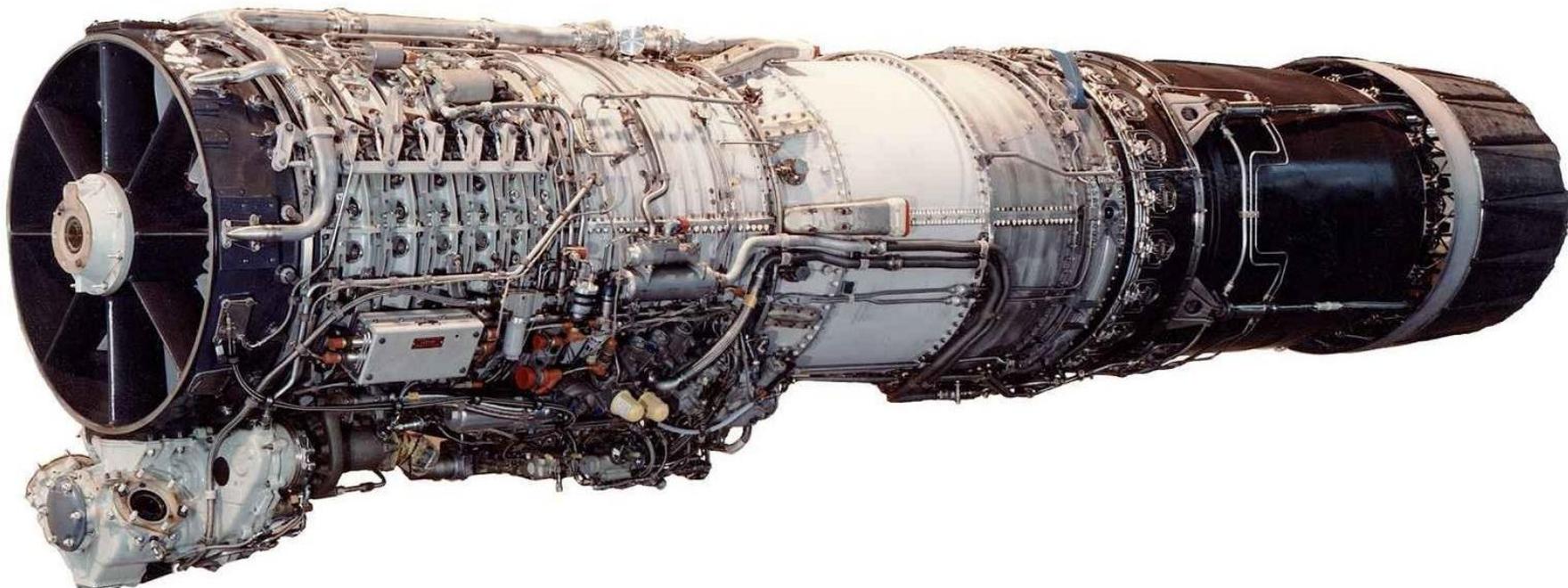
## Turbogetto mono albero

TurboJet



Configurazione con compressore assiale ed **albero singolo** (single-shaft o single-spool).

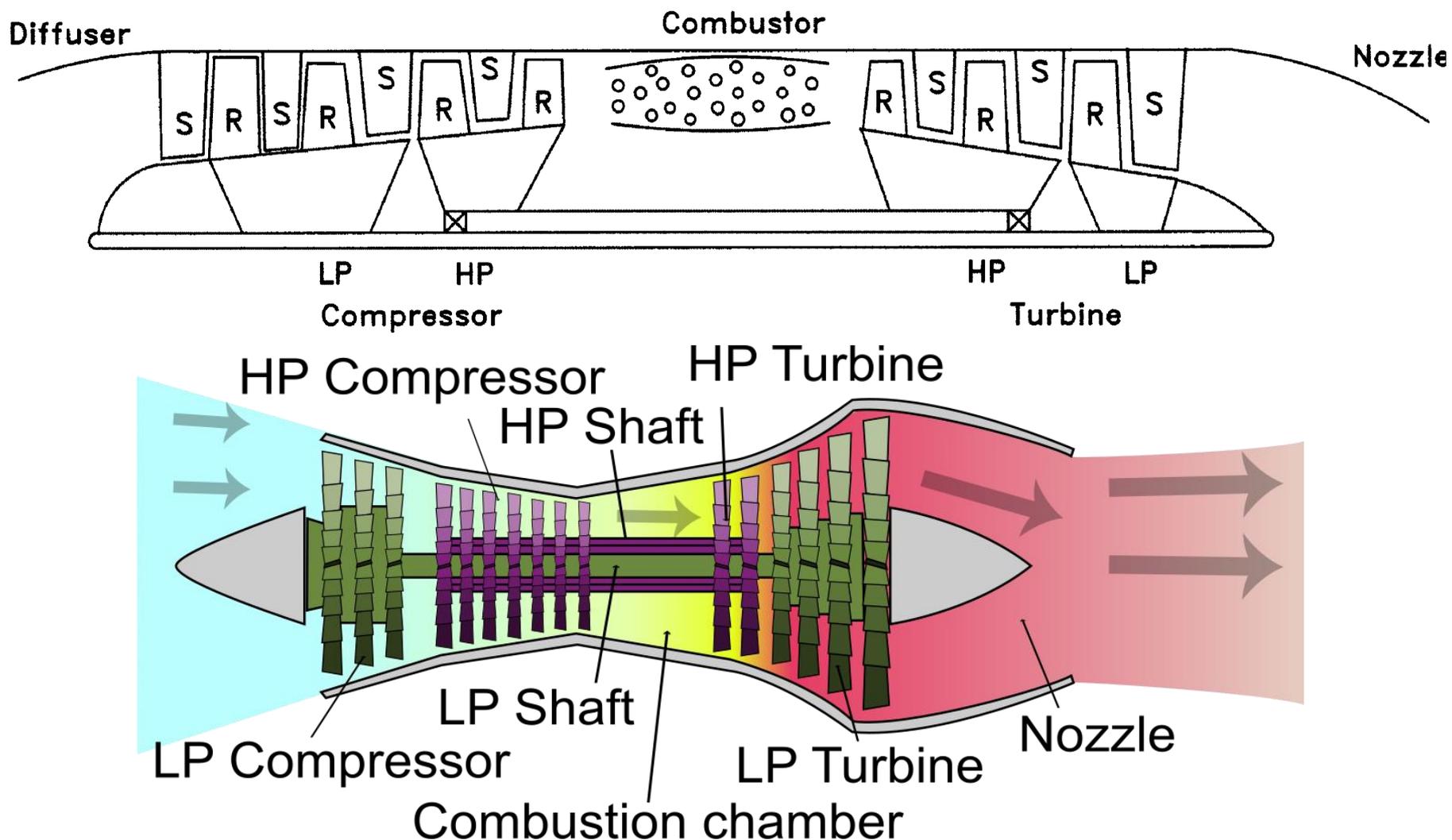




Ge J79-17 (F104). Peso 1750kg,  $L=5.30m$ ,  $D=0.98m$ ,  $F_{max}=52.96$  (79.33)kN,  $\dot{m}_a=77kg/s$ , TSFC=87 (200)kg/kNh,  $T_{in}=1210K$ . In parentesi i dati relativi al post bruciatore acceso.



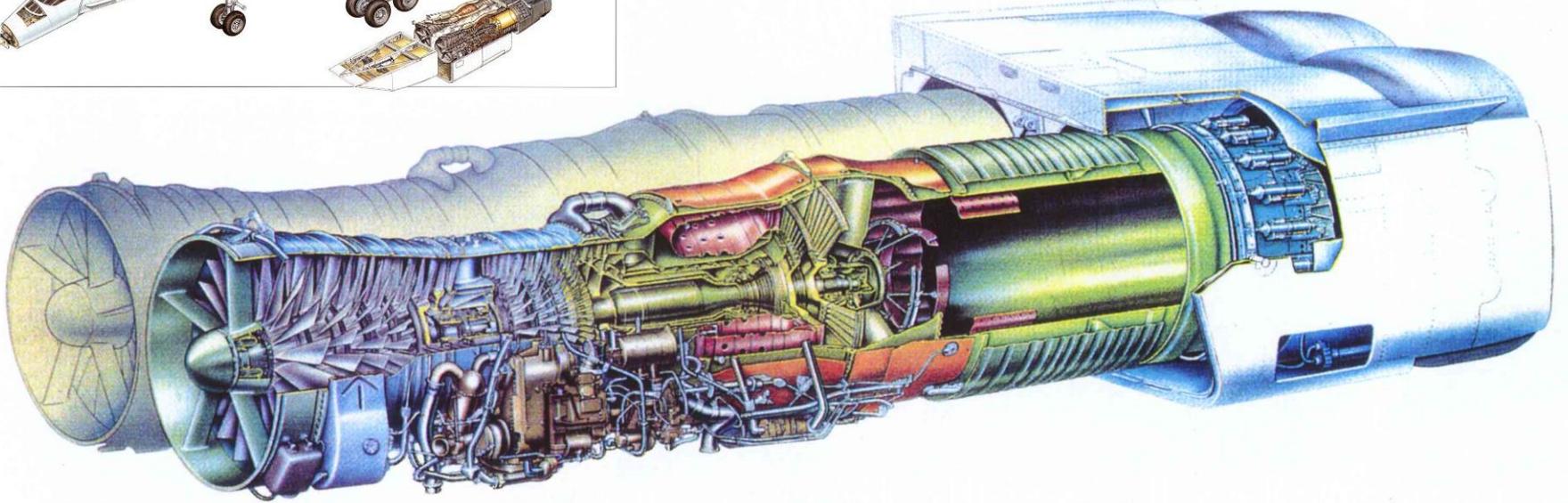
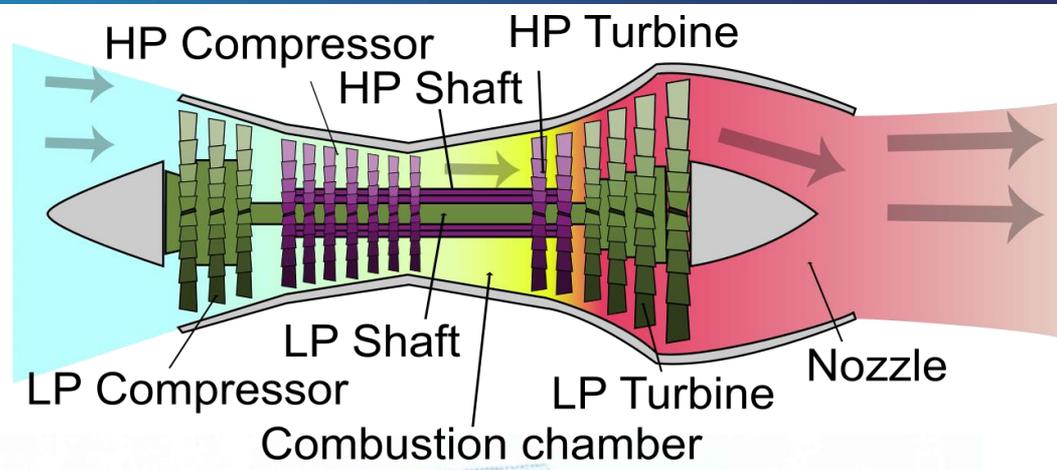
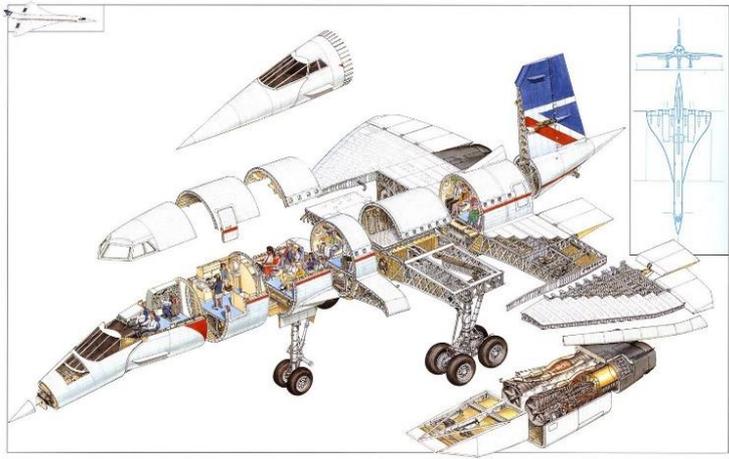
## Turbogetto doppio albero



Configurazione con compressore assiale e **doppio albero** (two-spool o twin-spool).



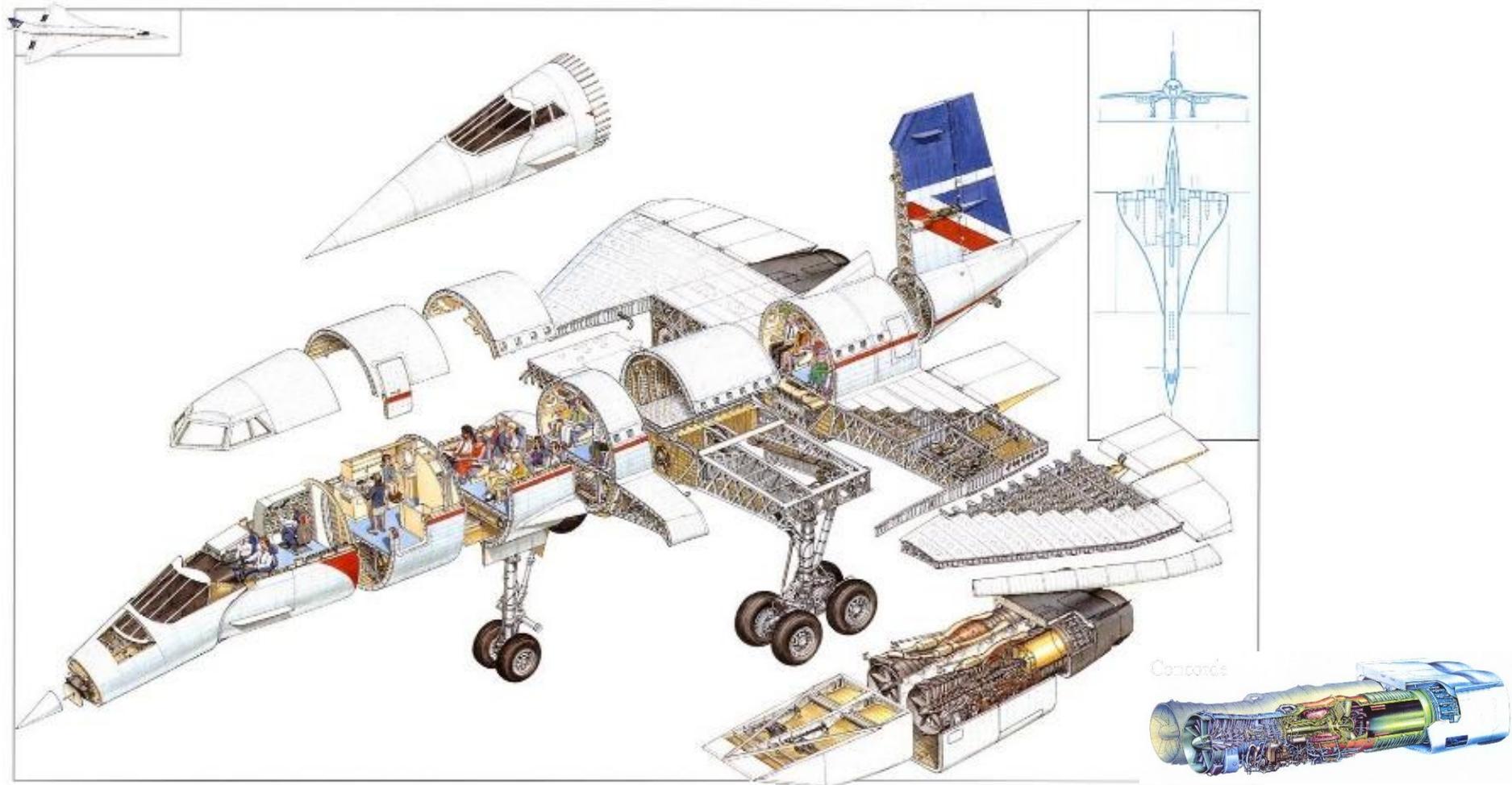
# Turbogetto doppio albero



Olympus 593 (concorde). Peso 3175kg,  $L=4.04m$ ,  $D=1.21$ ,  $F_{max}=139$  (169)kN,  $\dot{m}_a=186kg/s$ ,  $TSFC=121$  (140)kg/kNh. In parentesi i dati relativi al post bruciatore acceso.



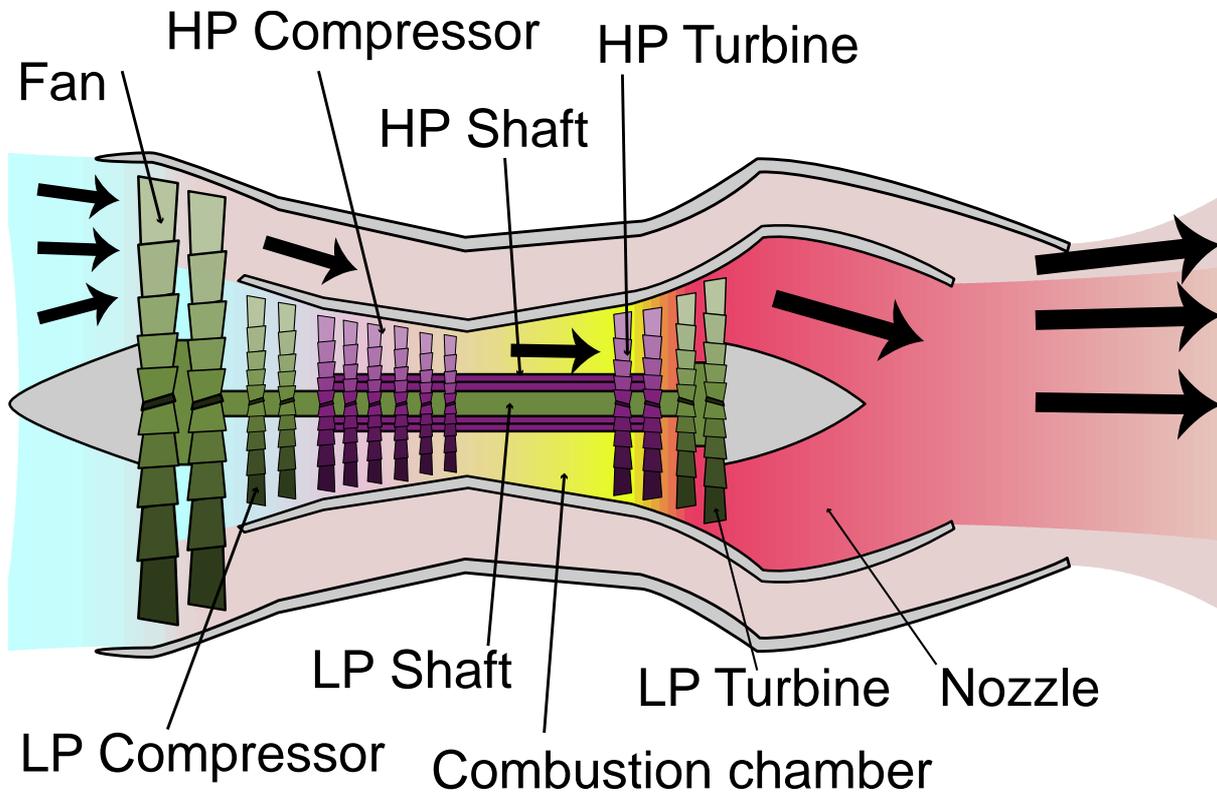
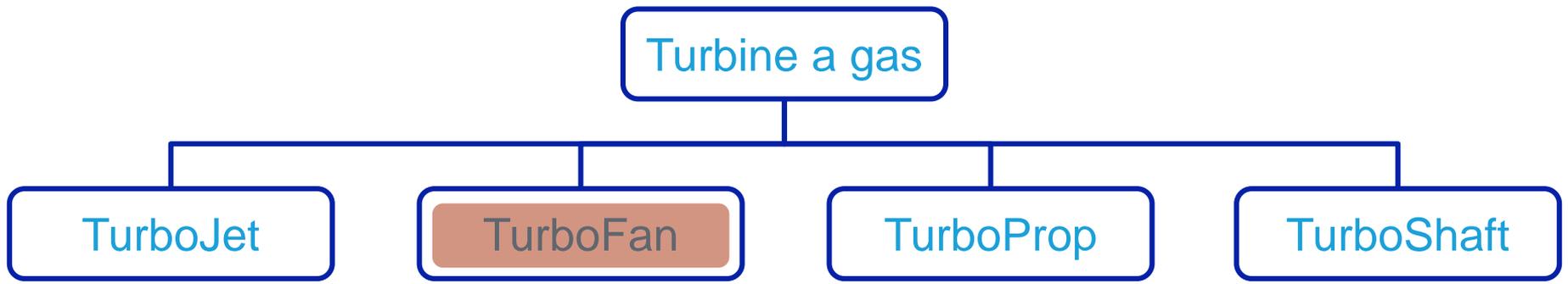
# Turbogetto doppio albero



Olympus 593 (concorde). Peso 3175kg,  $L=4.04m$ ,  $D=1.21$ ,  $F_{max}=139$  (169)kN,  $\dot{m}_a=186kg/s$ ,  $TSFC=121$  (140)kg/kNh. In parentesi i dati relativi al post bruciatore acceso.

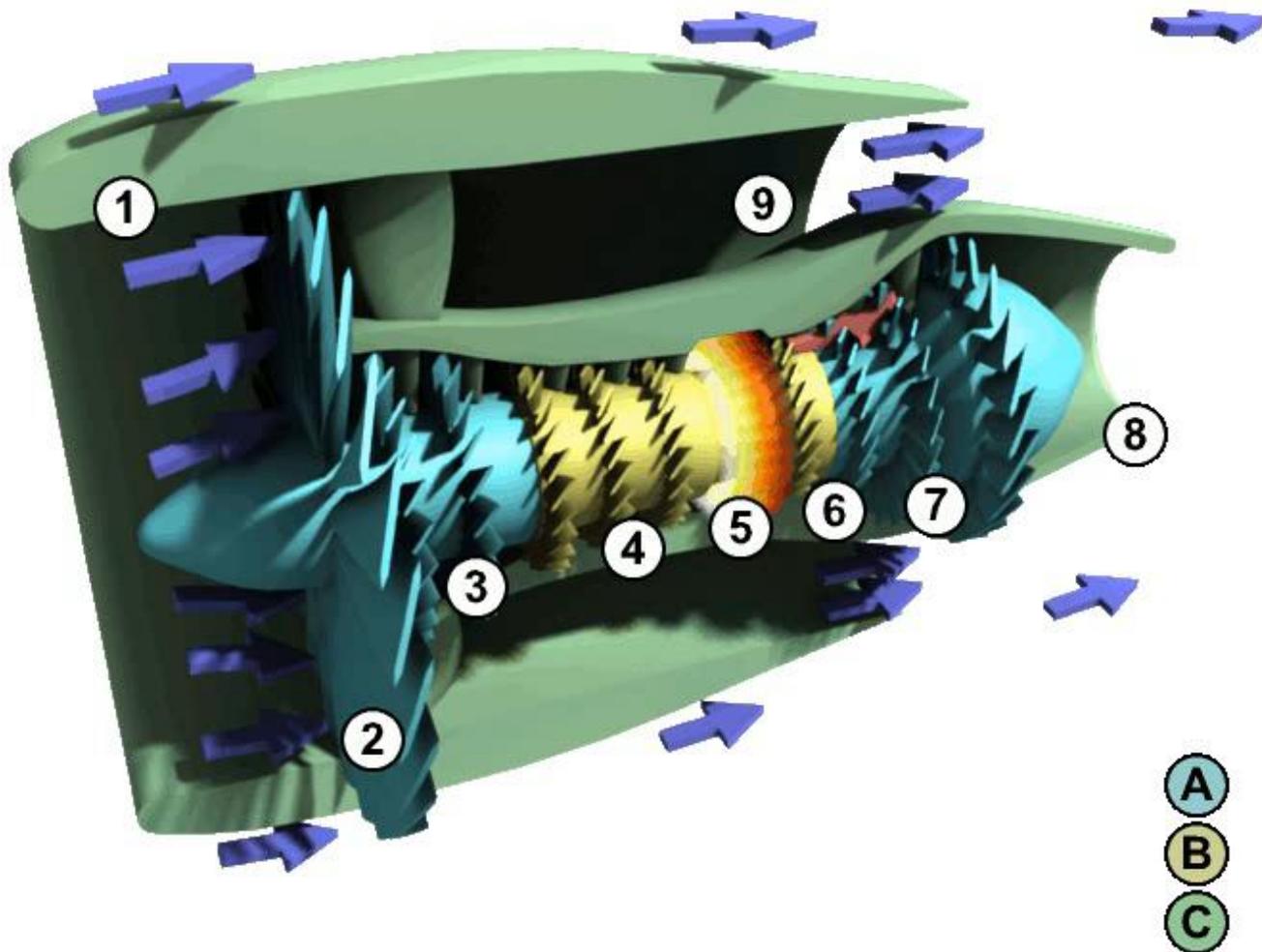


# TurboFan



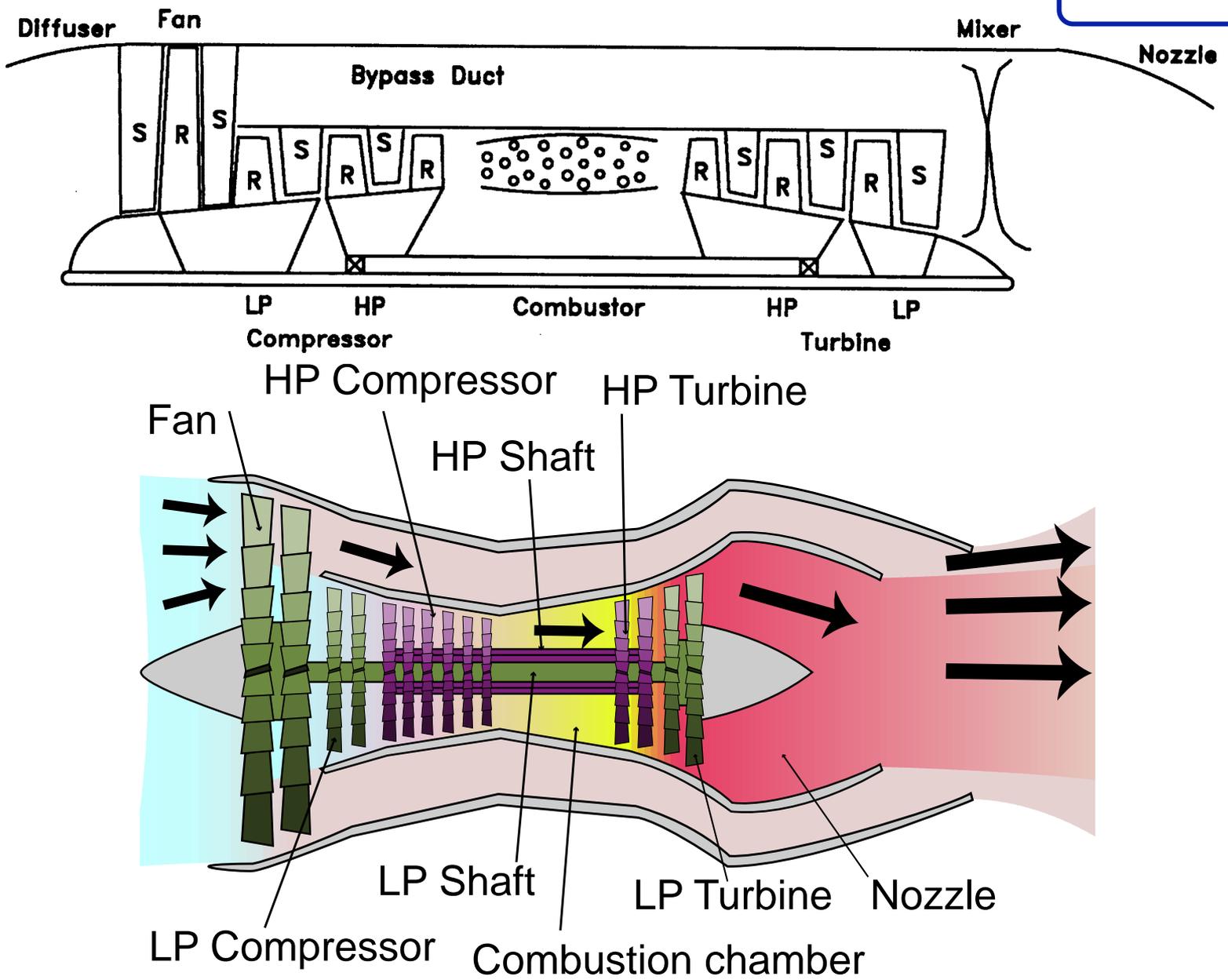
# TurboFan

TurboFan



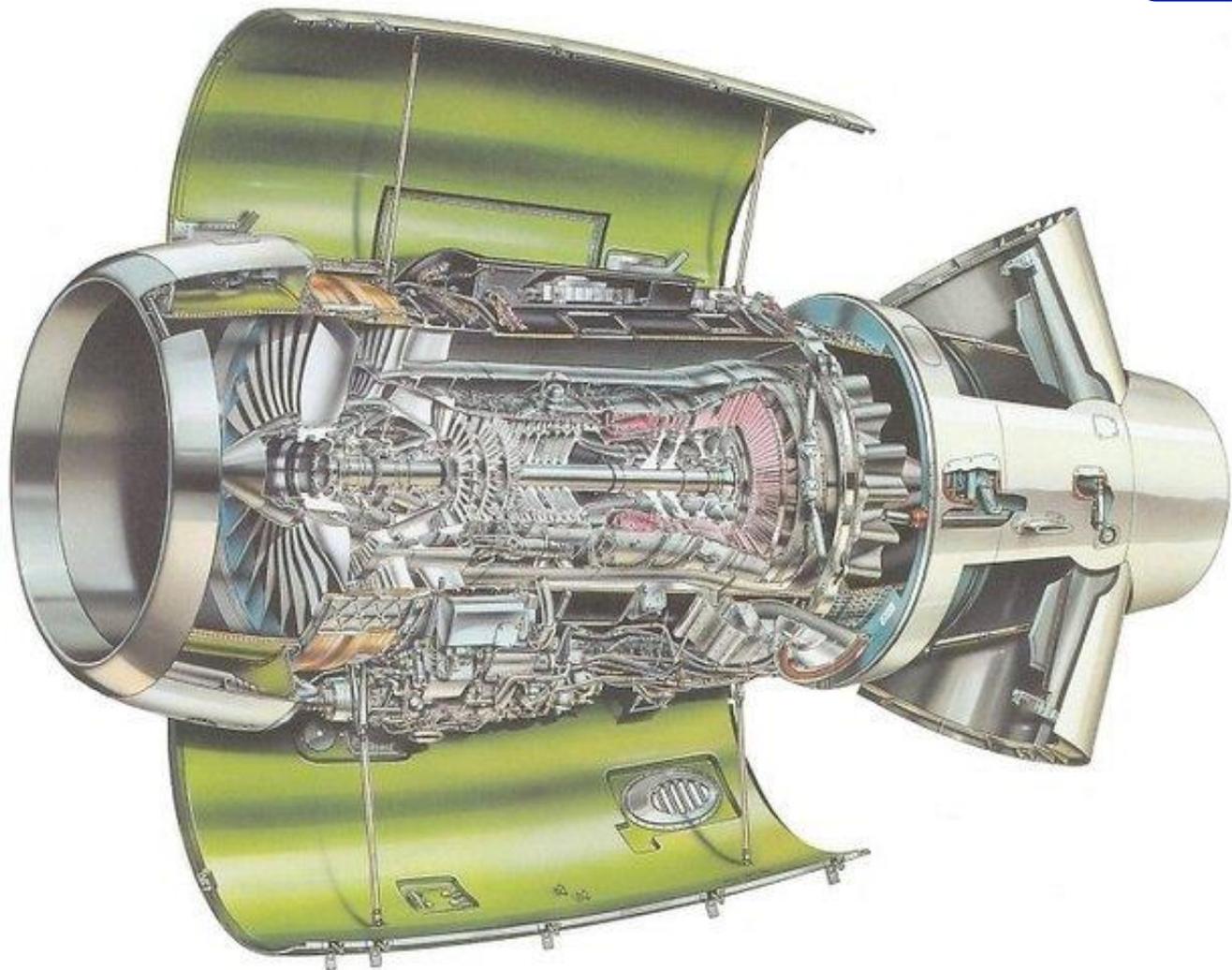
# TurboFan a flussi miscelati

TurboFan



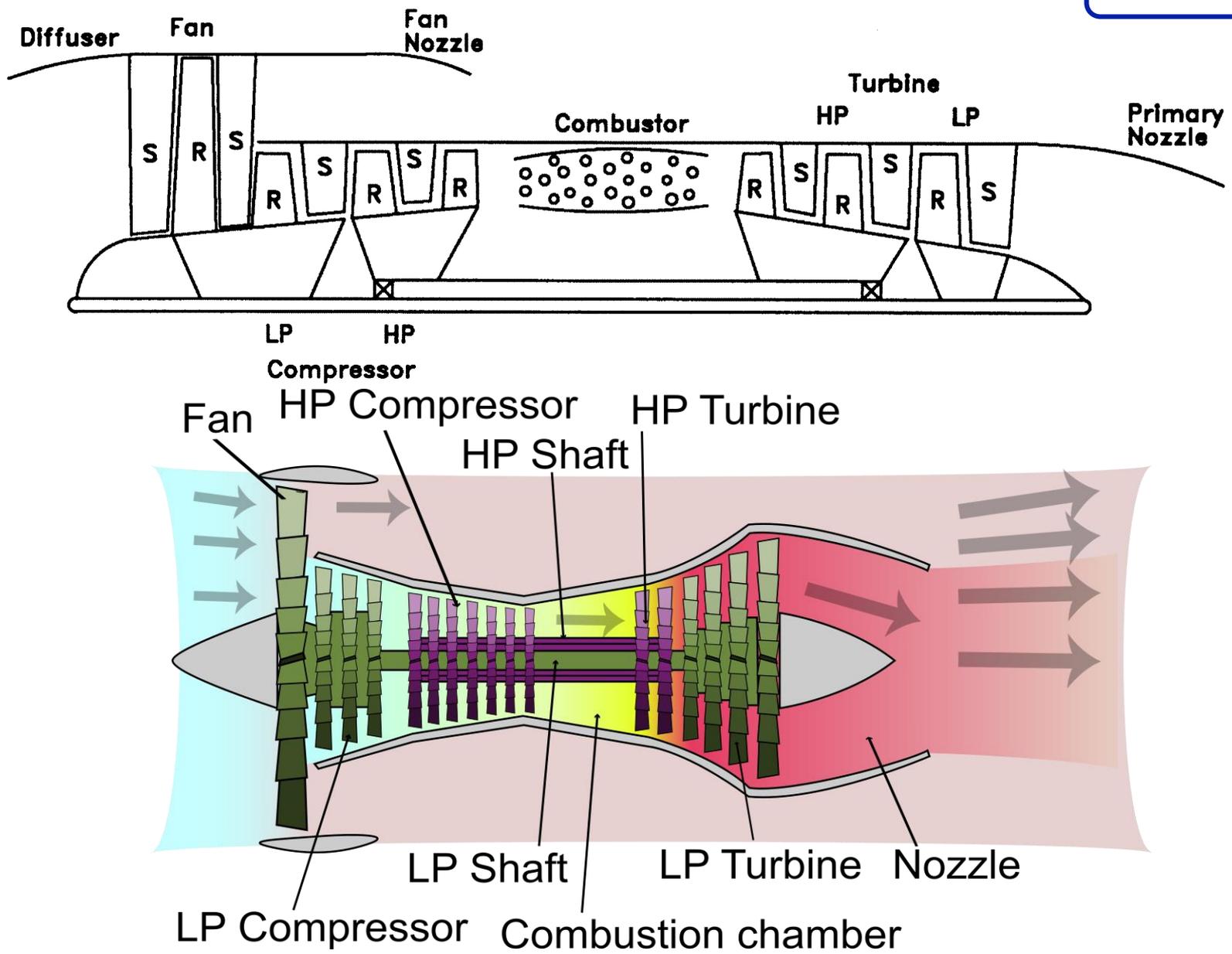
# TurboFan a flussi miscelati

TurboFan



Pratt & Whitney JT8D (B737, MD80). Peso 2150kg,  $L=3.9m$ ,  $D=1.25m$ ,  $F_{max}=93kN$ ,  $\dot{m}_a=213kg/s$ ,  $\alpha=1.77$ ,  $\pi_c=19$ . Comp 1/6/7, Turb 1/3.





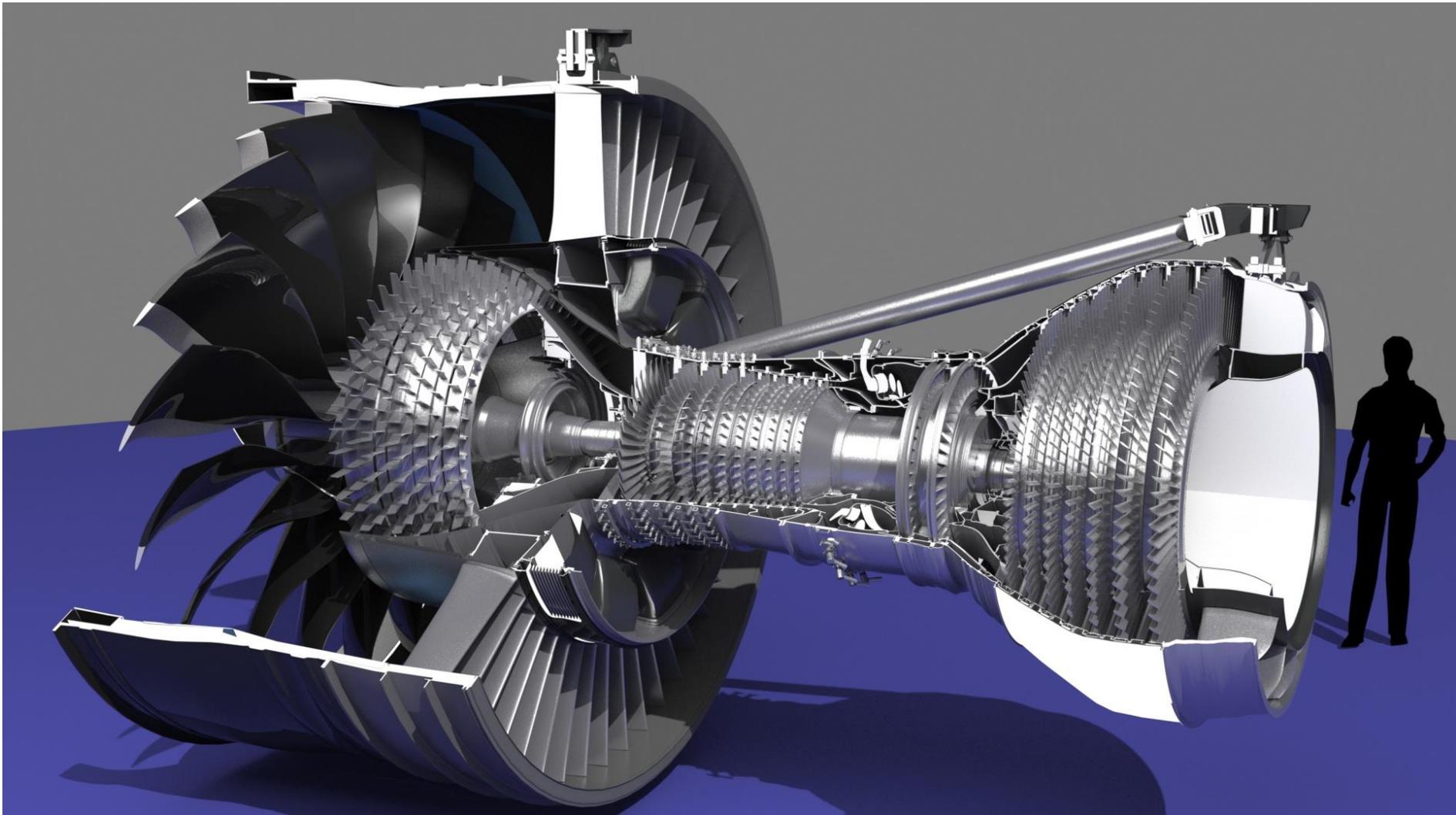
# TurboFan a flussi miscelati



GE90 (787, 747). Peso 6150kg,  $L=4.7m$ ,  $D=2.82m$ ,  $F_{max}=330kN$ ,  $\dot{m}_a=1200kg/s$ ,  $\alpha=9.1$ ,  $\pi_c=46$ , Comp 1/4/10, Turb 2/7.



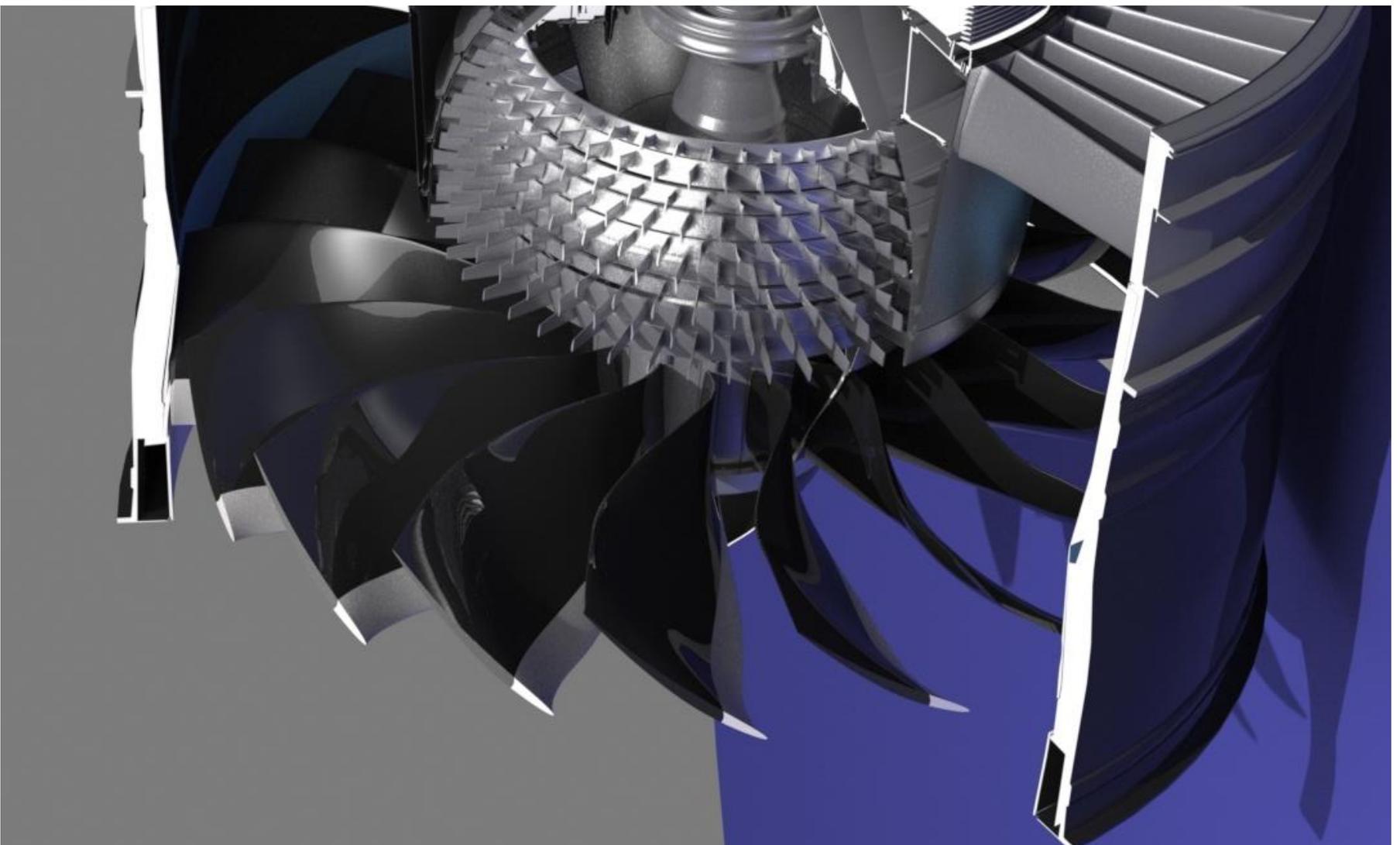
## TurboFan a flussi miscelati



GEEnX(787, 747). Peso 6150kg,  $L=4.7m$ ,  $D=2.82m$ ,  $F_{max}=330kN$ ,  $\dot{m}_a=1200kg/s$ ,  $\alpha=9.1$ ,  $\pi_c=46$ , Comp 1/4/10, Turb 2/7.



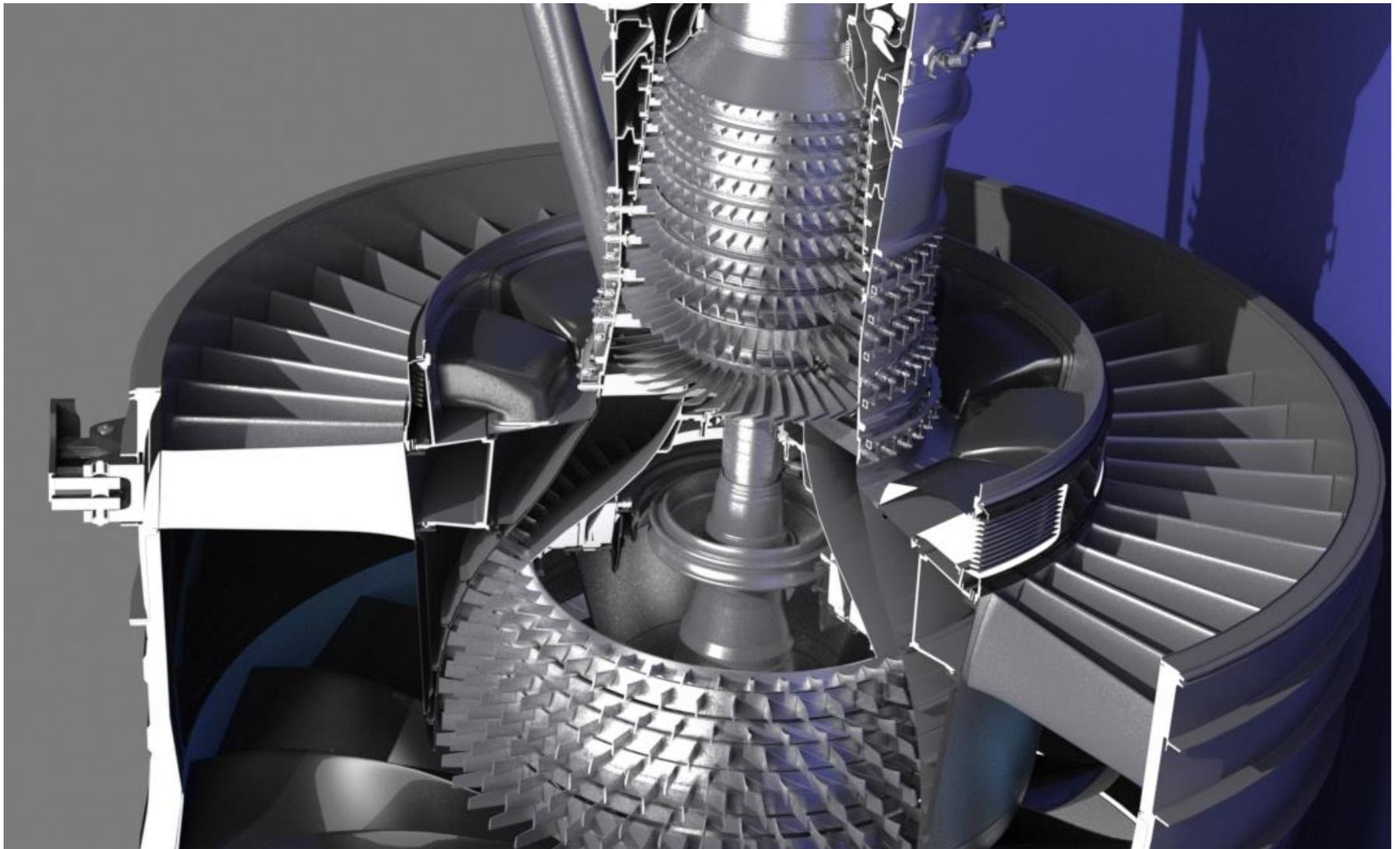
## TurboFan a flussi miscelati



GEEnX(787, 747). Peso 6150kg,  $L=4.7m$ ,  $D=2.82m$ ,  $F_{max}=330kN$ ,  $\dot{m}_a=1200kg/s$ ,  $\alpha=9.1$ ,  $\pi_c=46$ , Comp 1/4/10, Turb 2/7.



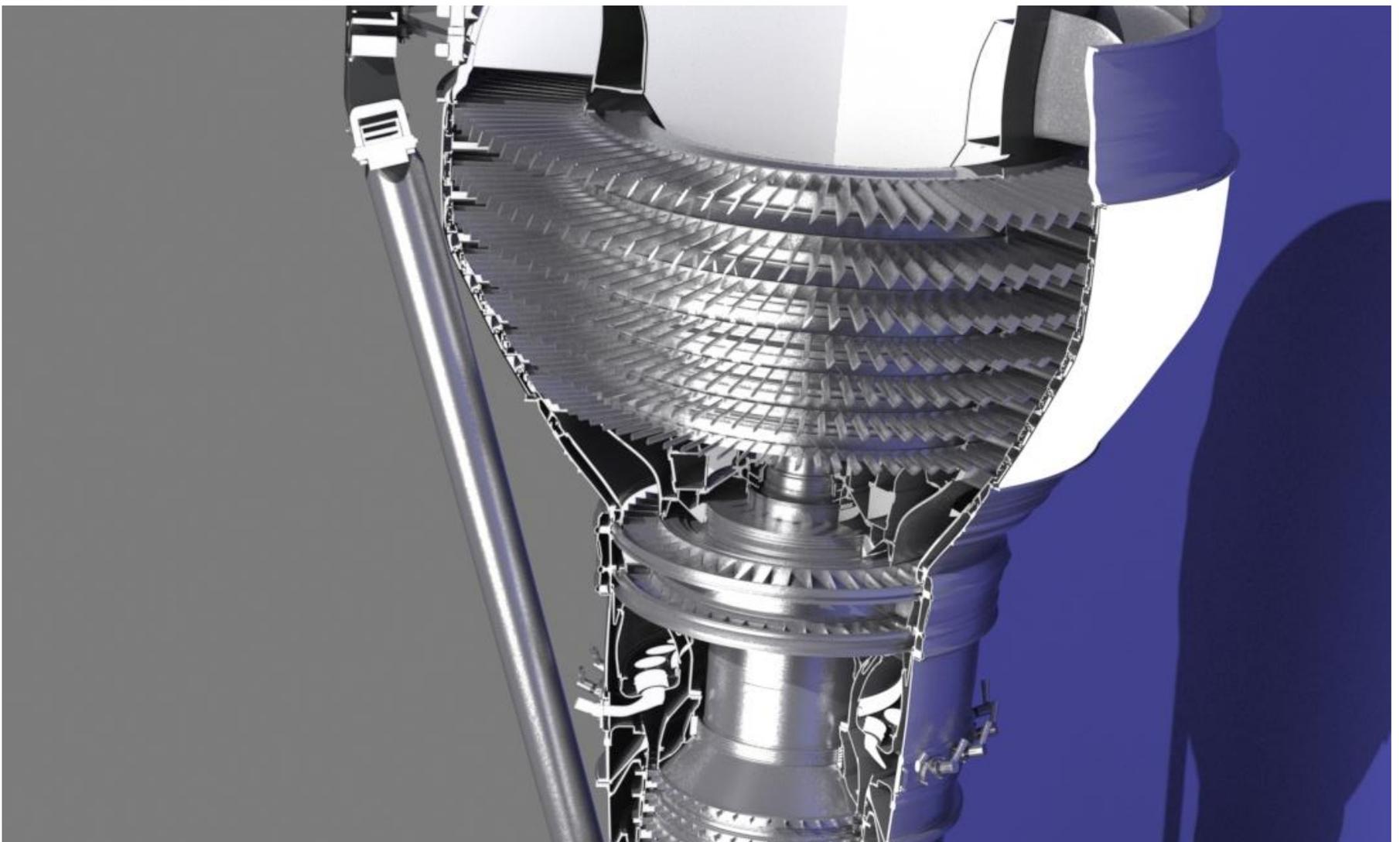
## TurboFan a flussi miscelati



GEEnX(787, 747). Peso 6150kg,  $L=4.7m$ ,  $D=2.82m$ ,  $F_{max}=330kN$ ,  $\dot{m}_a=1200kg/s$ ,  $\alpha=9.1$ ,  $\pi_c=46$ , Comp 1/4/10, Turb 2/7.



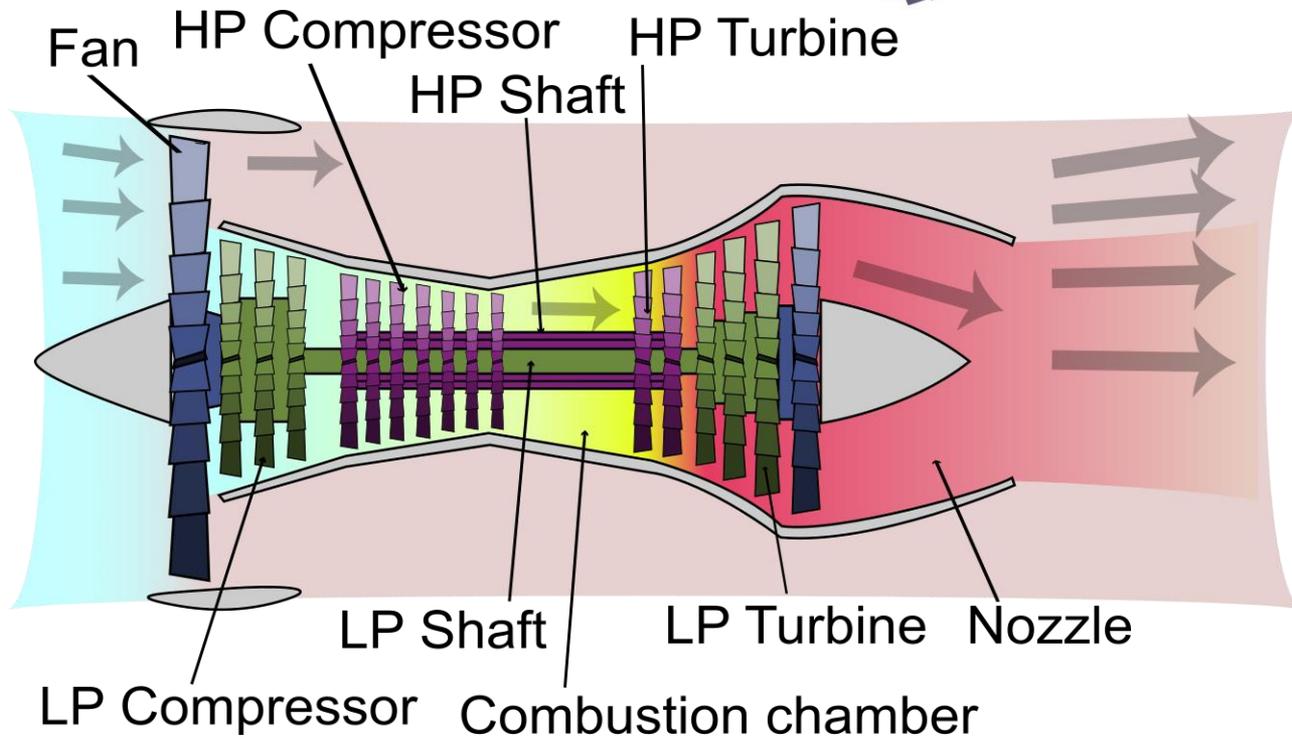
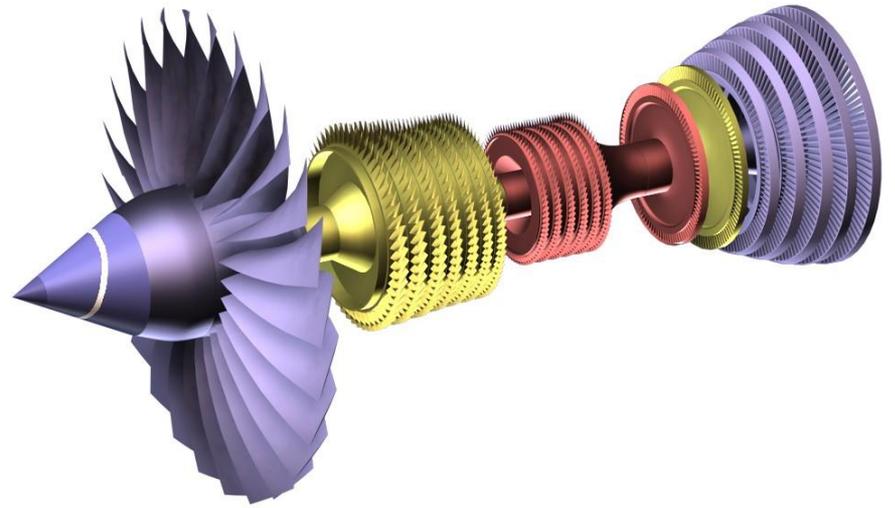
## TurboFan a flussi miscelati



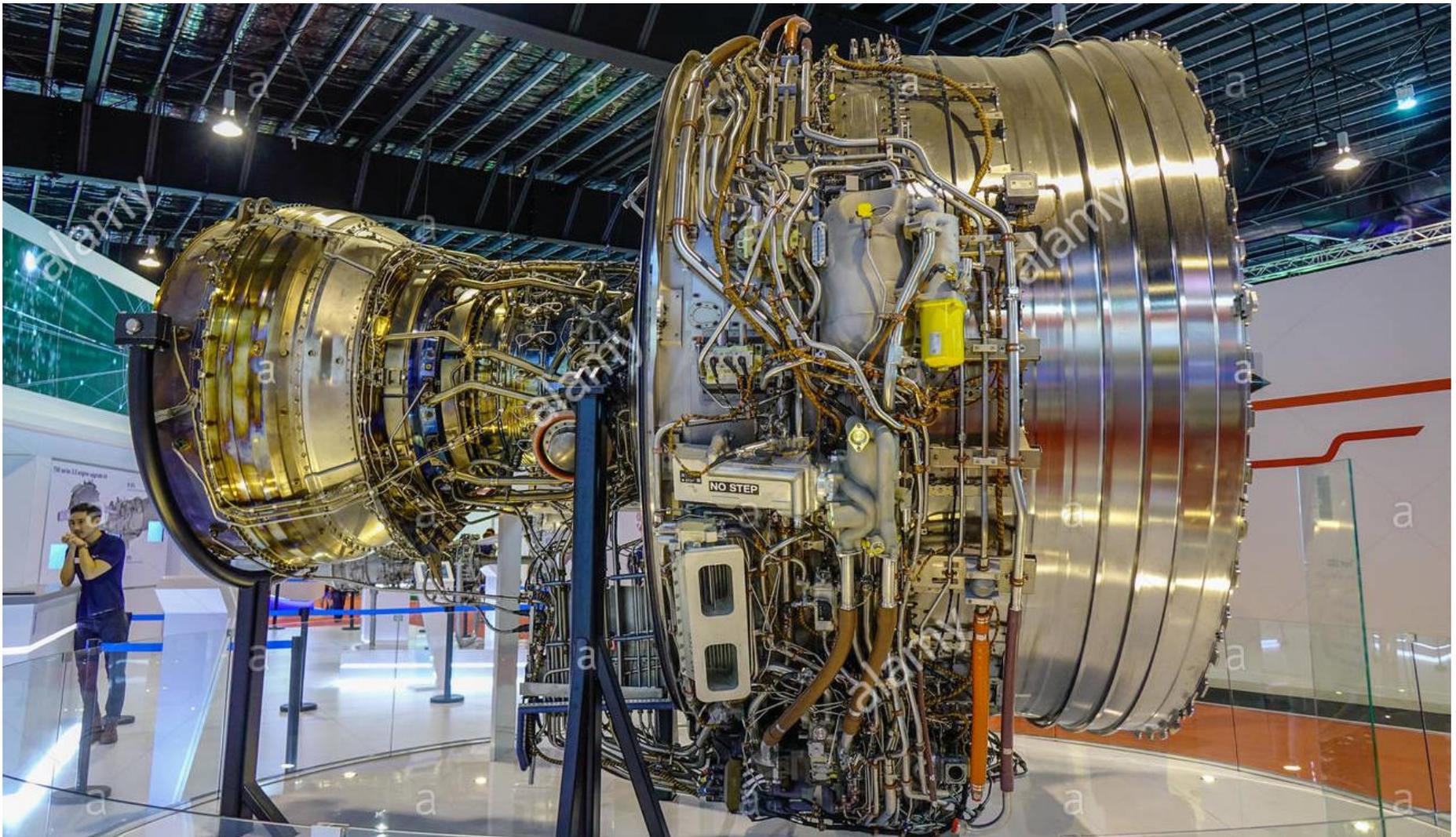
GEEnX(787, 747). Peso 6150kg,  $L=4.7m$ ,  $D=2.82m$ ,  $F_{max}=330kN$ ,  $\dot{m}_a=1200kg/s$ ,  $\alpha=9.1$ ,  $\pi_c=46$ , Comp 1/4/10, Turb 2/7.



# TurboFan a flussi separati trialbero



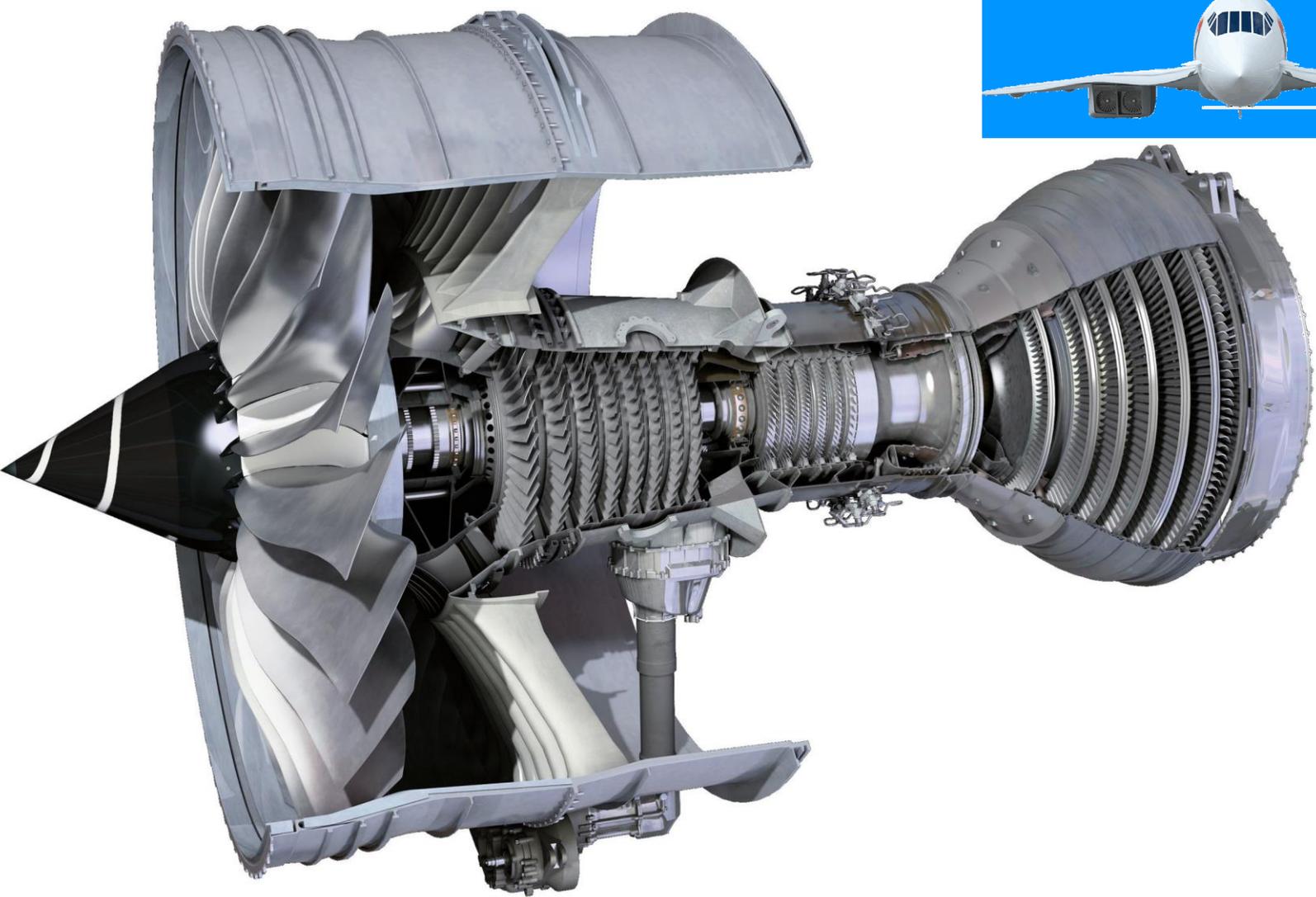
# TurboFan a flussi miscelati



Trent 1000 (787). Peso 6000kg,  $L=4.7m$ ,  $D=2.85m$ ,  $F_{max}=300kN$ ,  $\dot{m}_a=1100kg/s$ ,  $\alpha=10$ ,  $\pi_c=50$ , Comp 1/8/6, Turb 1/1/6.



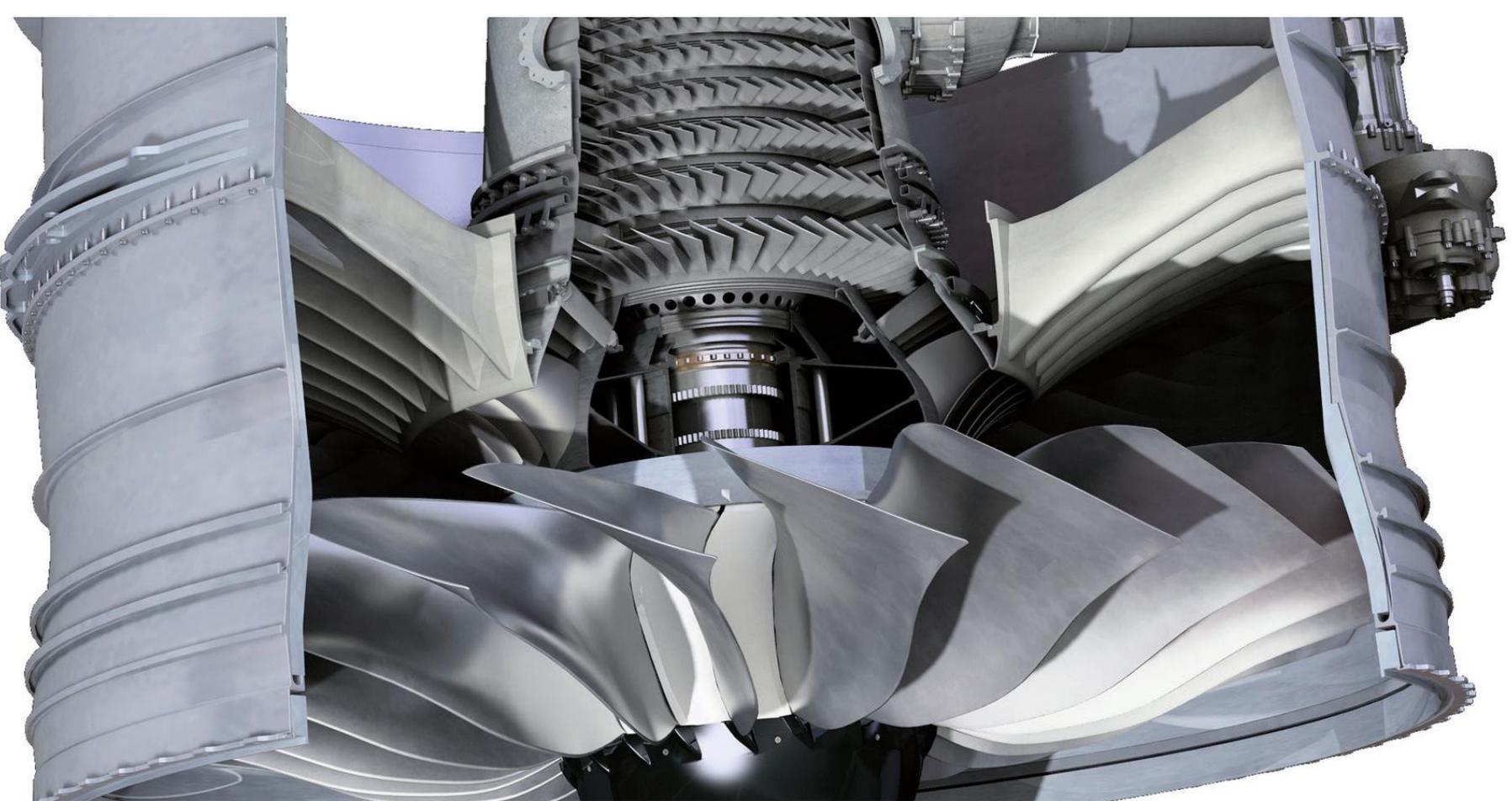
# TurboFan a flussi miscelati



Confronto del Trent 1000 (787) con un Concorde.



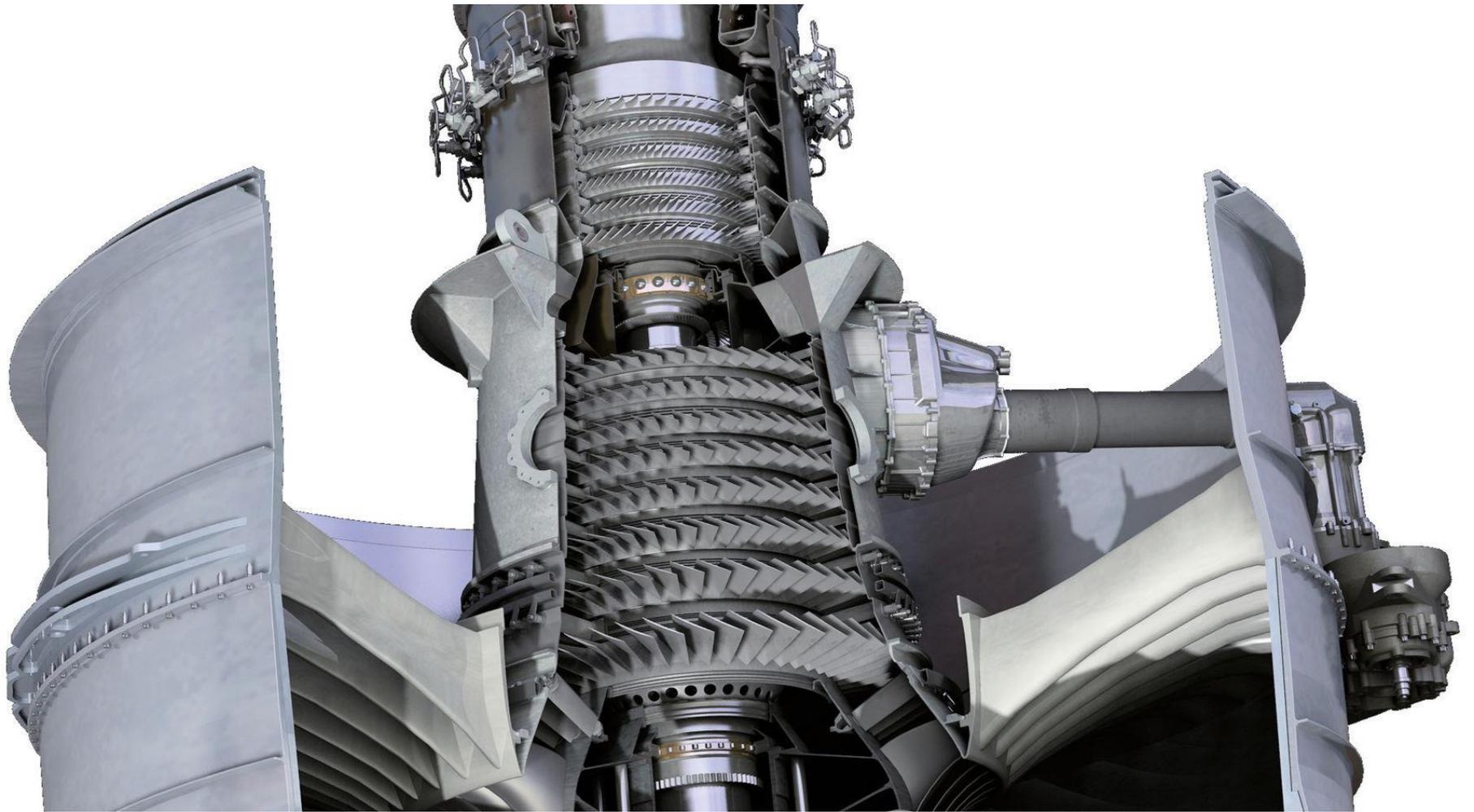
# TurboFan a flussi miscelati



Trent 1000 (787). Peso 6000kg,  $L=4.7m$ ,  $D=2.85m$ ,  $F_{max}=300kN$ ,  $\dot{m}_a=1100kg/s$ ,  $\alpha=10$ ,  $\pi_c=50$ , Comp 1/8/6, Turb 1/1/6.



## TurboFan a flussi miscelati



Trent 1000 (787). Peso 6000kg,  $L=4.7m$ ,  $D=2.85m$ ,  $F_{max}=300kN$ ,  $\dot{m}_a=1100kg/s$ ,  $\alpha=10$ ,  $\pi_c=50$ , Comp 1/8/6, Turb 1/1/6.



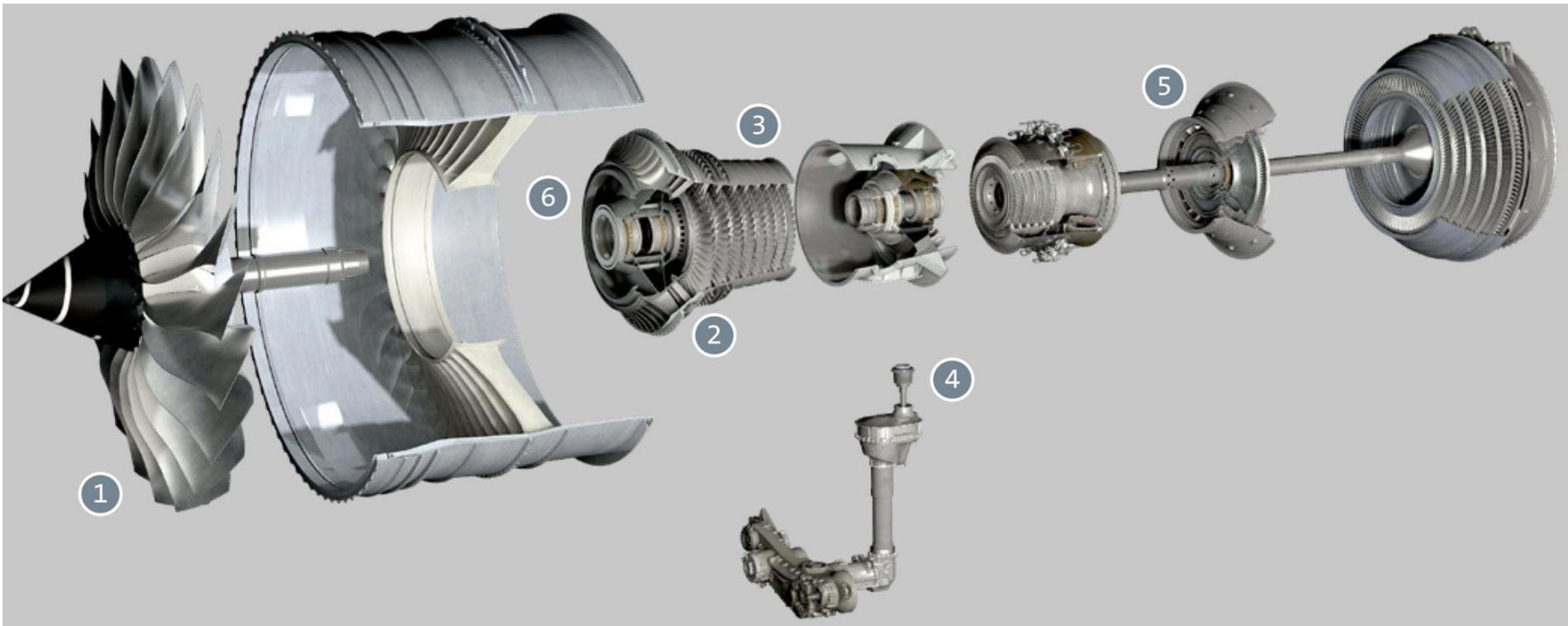
## TurboFan a flussi miscelati



Trent 1000 (787). Peso 6000kg,  $L=4.7m$ ,  $D=2.85m$ ,  $F_{max}=300kN$ ,  $\dot{m}_a=1100kg/s$ ,  $\alpha=10$ ,  $\pi_c=50$ , Comp 1/8/6, Turb 1/1/6.



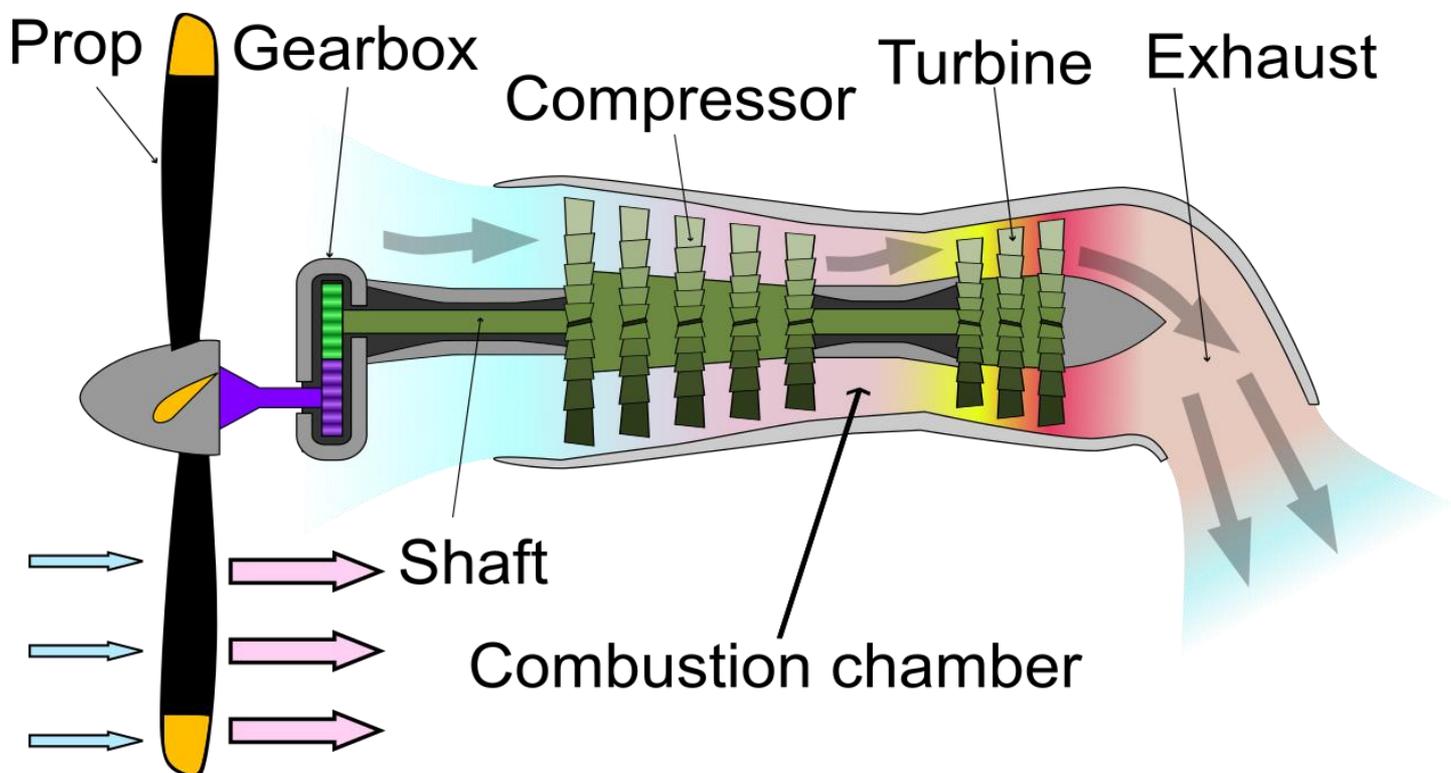
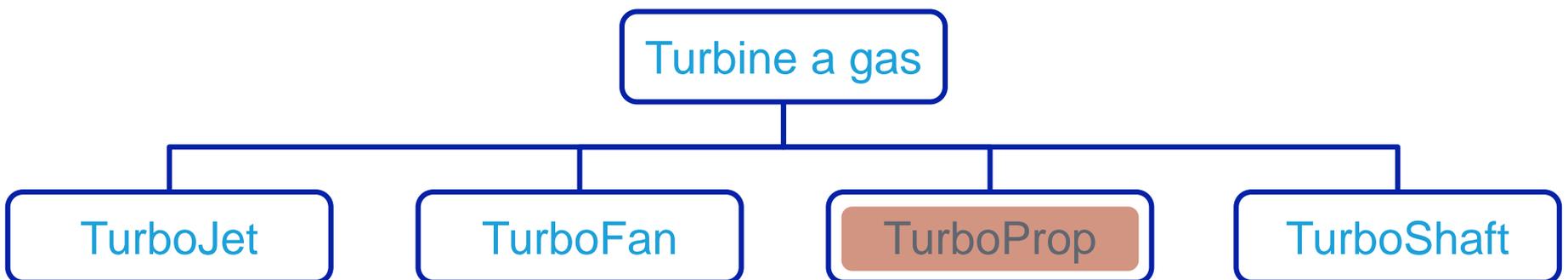
# TurboFan a flussi miscelati

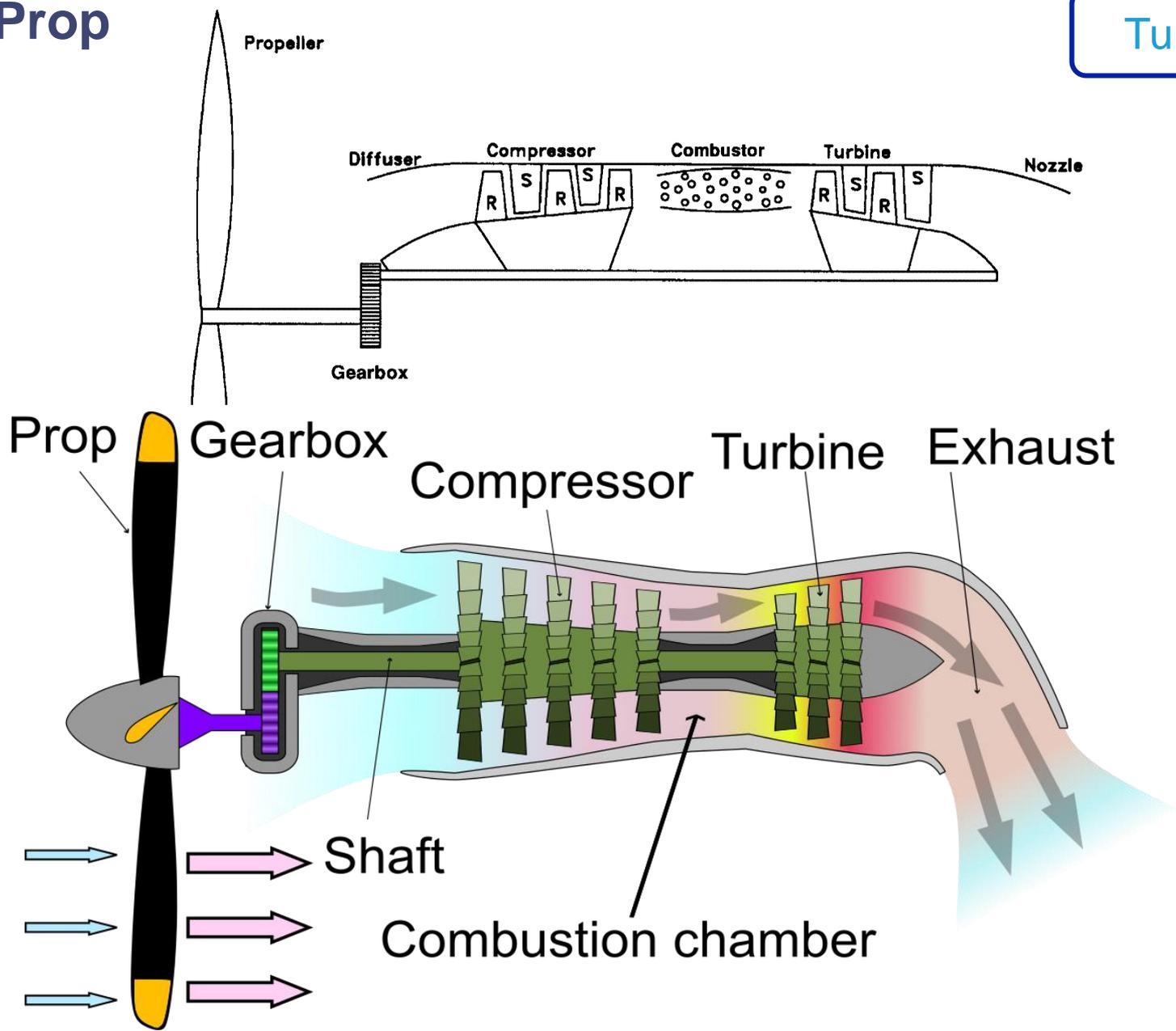


Trent 1000 (787). Peso 6000kg,  $L=4.7m$ ,  $D=2.85m$ ,  $F_{max}=300kN$ ,  $\dot{m}_a=1100kg/s$ ,  $\alpha=10$ ,  $\pi_c=50$ , Comp 1/8/6, Turb 1/1/6.

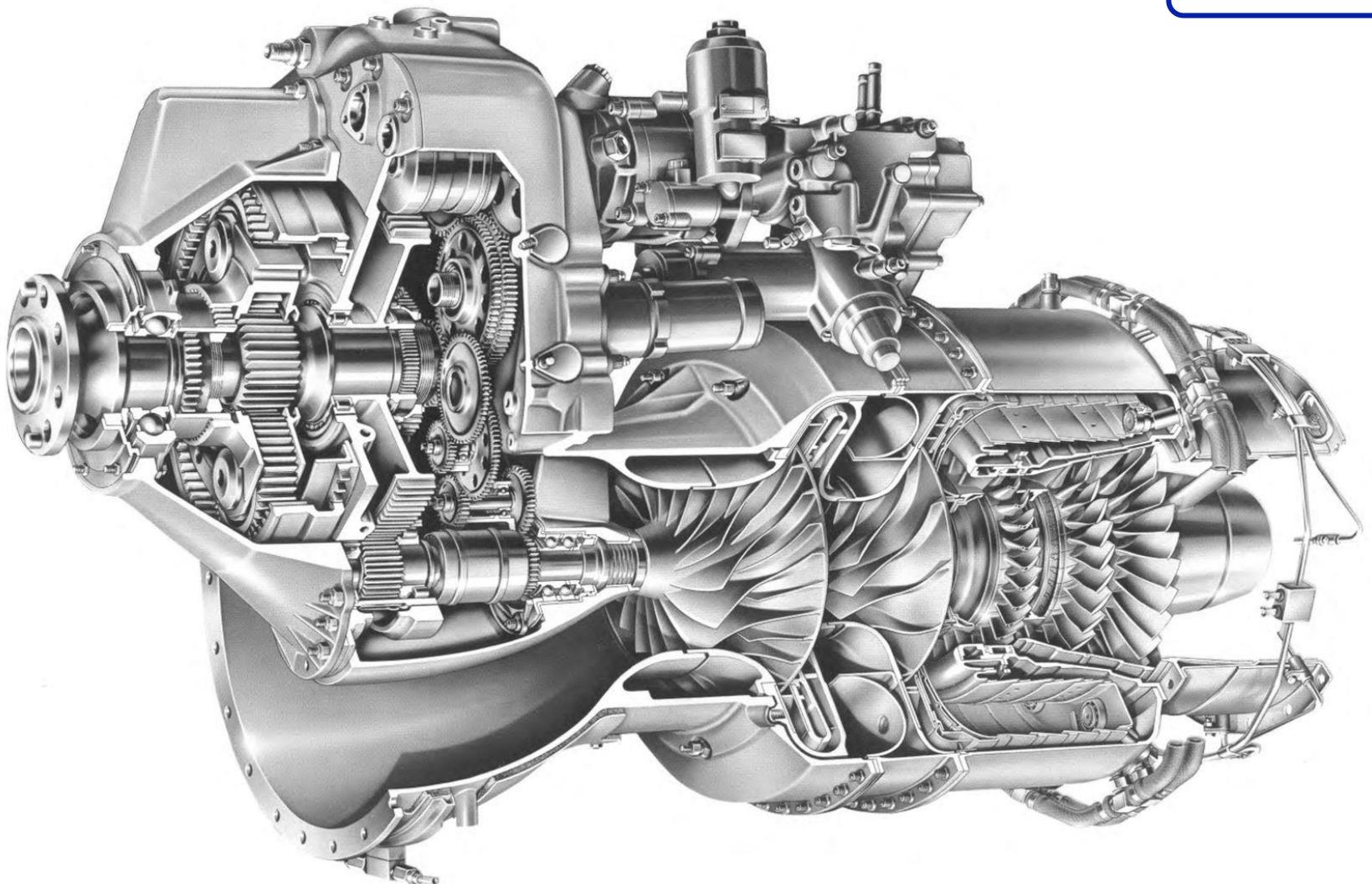


# TurboProp





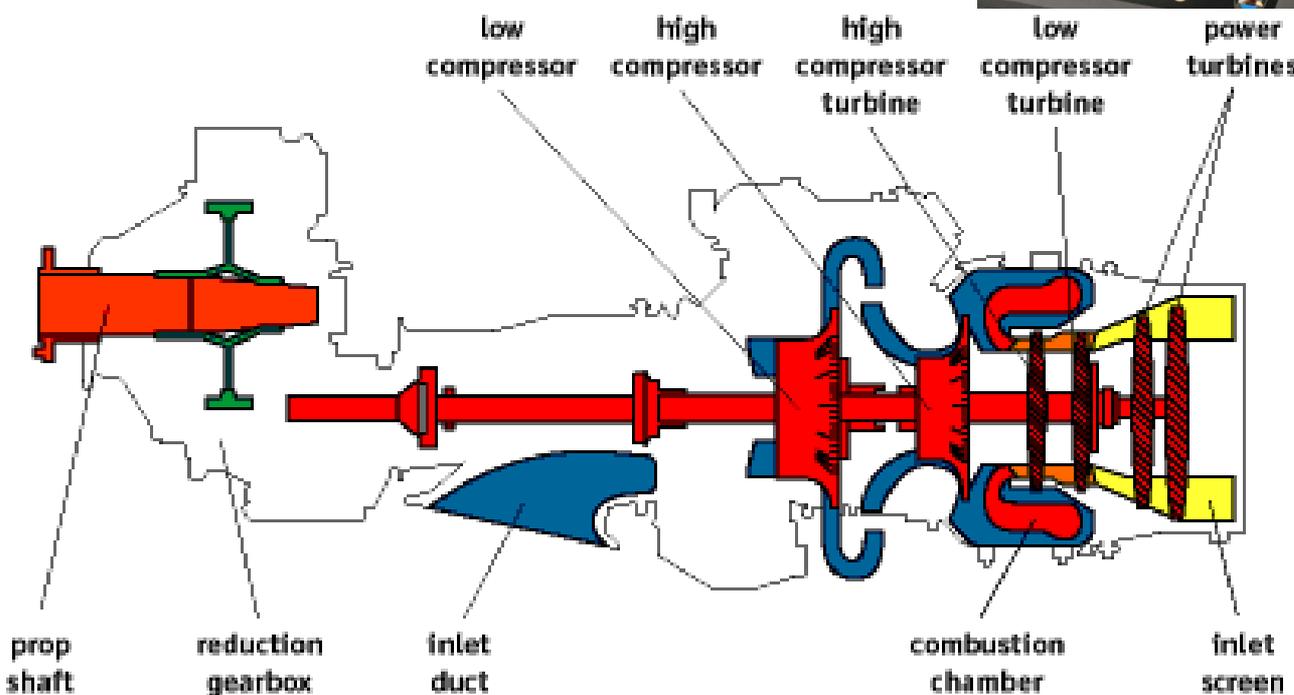
## TurboProp mono albero



Garrett TPE331. Peso 175kg,  $L=1.1m$ ,  $D=.53m$ , Equivalent Power 700kW, Comp 2, Turb 3.



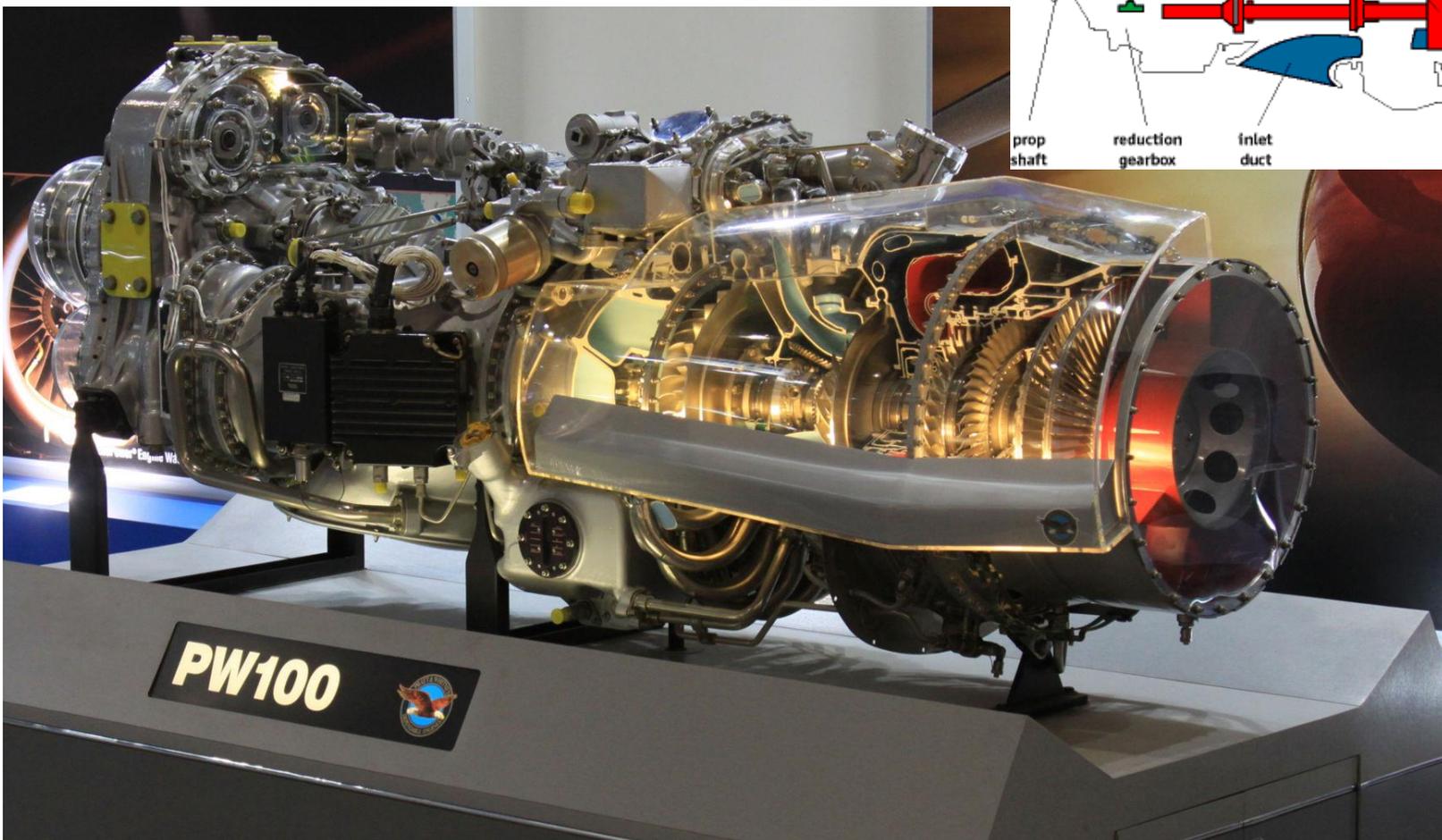
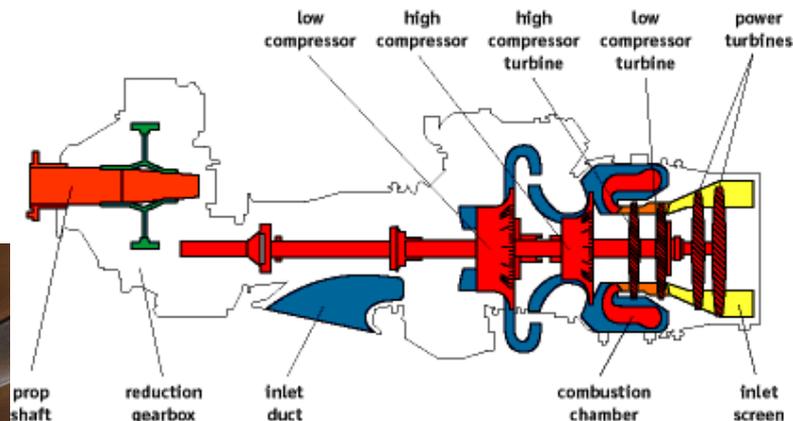
# TurboProp doppio albero



PW127 (ATR). Peso 500kg,  $L=2.1m$ ,  $D=.85m$ , Equivalent Power 2200kW, Comp 1/1, Turb 1/1/2.



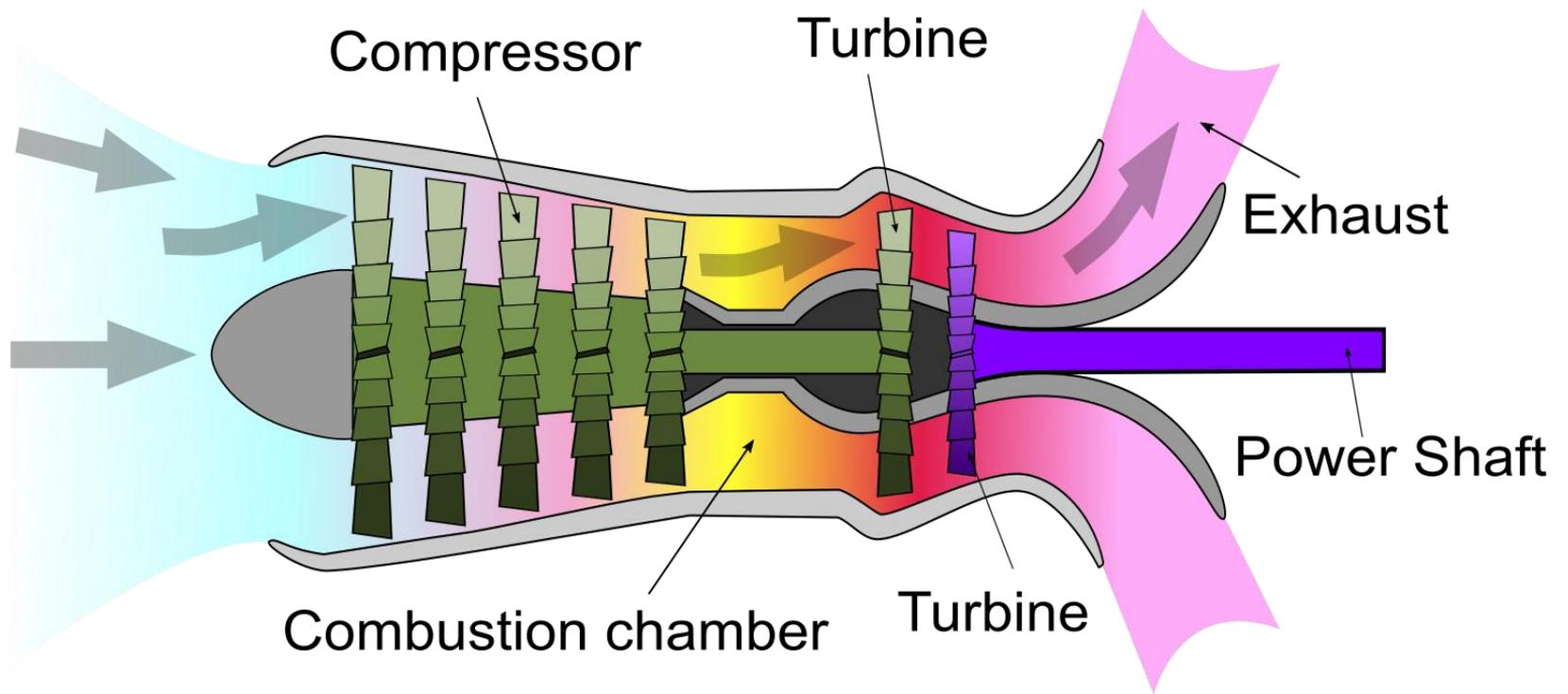
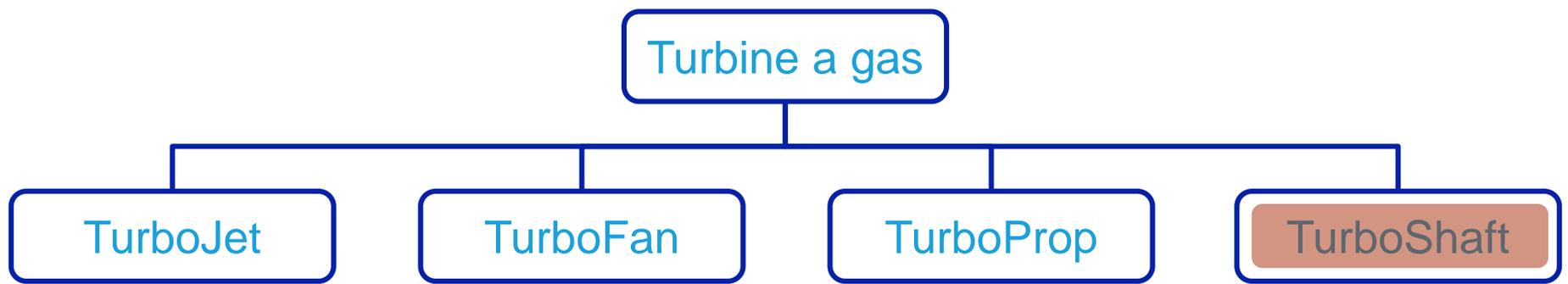
# TurboProp doppio albero



PW127 (ATR). Peso 500kg.  $L=2.1m$   $D=.85m$ . Equivalent Power 2200kW. Comp 1/1, Turb 1/1/2.



# TurboShaft



# Turbo Shaft

TurboShaft



Rolls Royce turbomeca RTM322- Peso 225kg,  $L=1.2m$ ,  $D=.65m$ , Equivalent Power 1700kW, Comp 3+1, Turb 2+2.

