توربین گاز و موتور جت

دکتر مهدی جهرمی

بخش اول
مقدمه
BOEING

مقدمه

Industrial gas Turbines

تمامی توربین های گازی که در مصارفی غیر از هواپیماها بکار می روند جزئی از مصارف صنعتی محسوب می شوند.

دلایل جدا سازی توربین گازی صنعتی از توربین های گازی مورد استفاده در هواپیما عبارتند از:

1. عمر مورد نیاز توربین های صنعتی بالغ بر ۱۰۰۰۰۰ ساعت است در حالی که برای توربین های هوایی چنین نیست.
2. محدودیت اندازه و وزن در موتور هواپیما کاملا جدی است در حالی که در نمونه های صنعتی چنین نیست.
3. موتور هواپیما از انرژی جنبشی گاز خروجی از توربین استفاده می کند در حالیکه در نمونه صنعتی این انرژی از نوع تلفات است.

Industrial gas Turbines

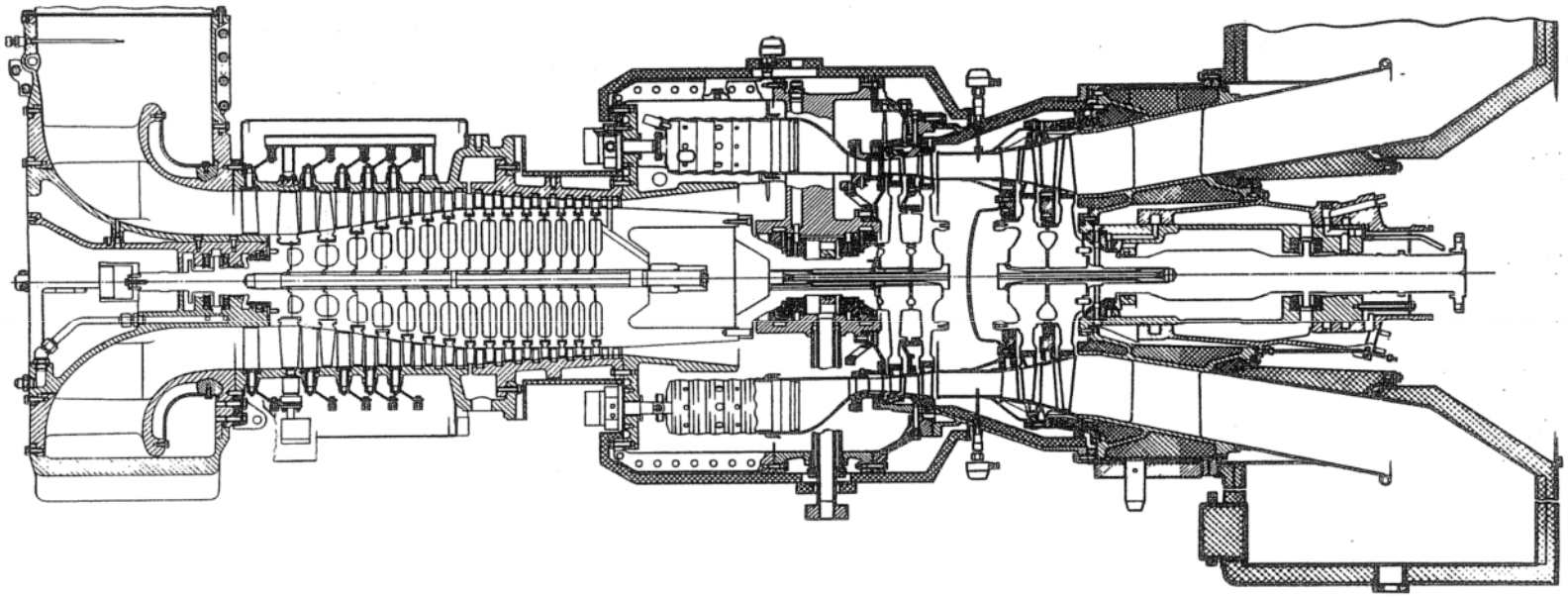


FIG. 1.13 Industrial gas turbine with separate power turbine [courtesy European Gas Turbines]

مقدمه

Industrial gas Turbines

Siemens

Industrial gas Turbines

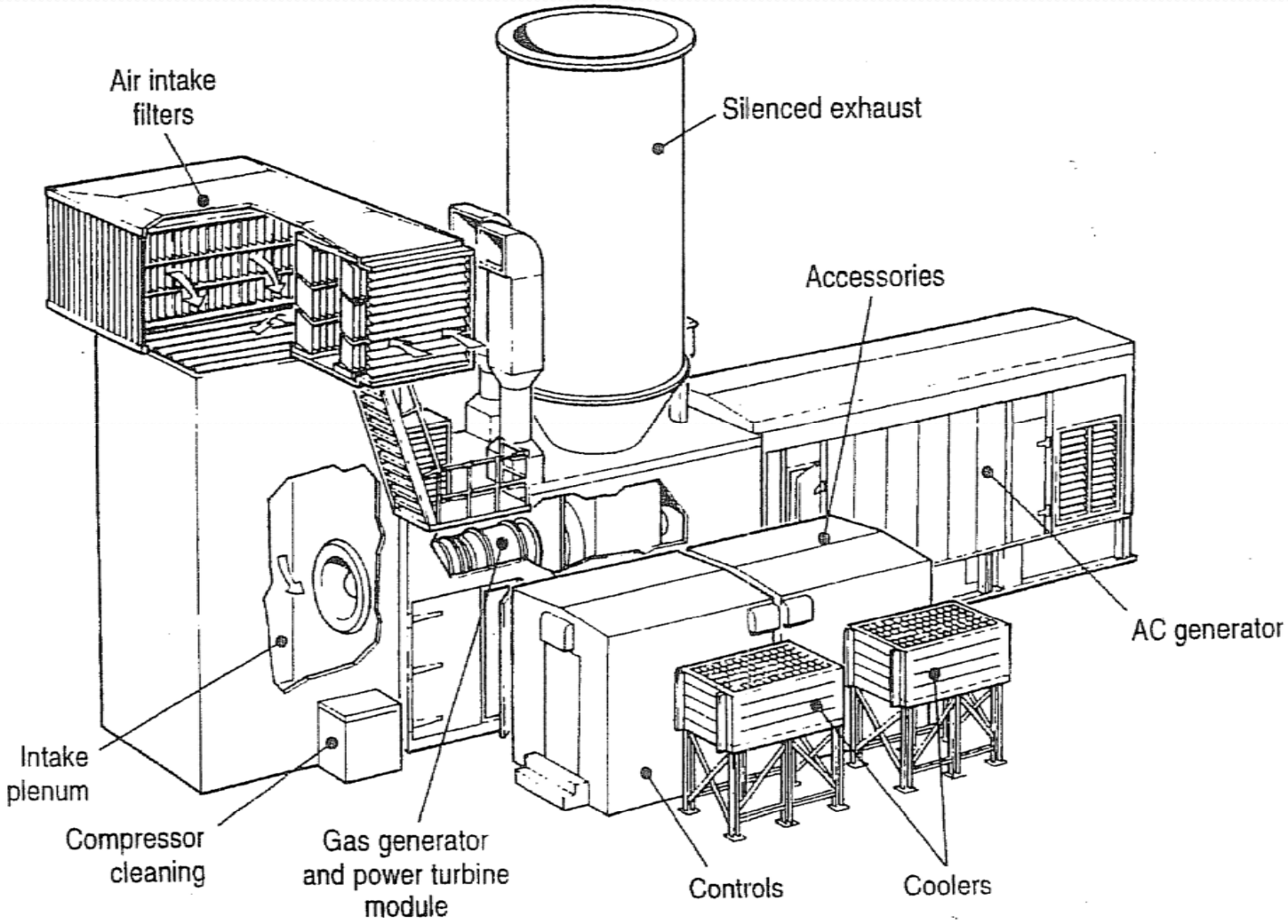
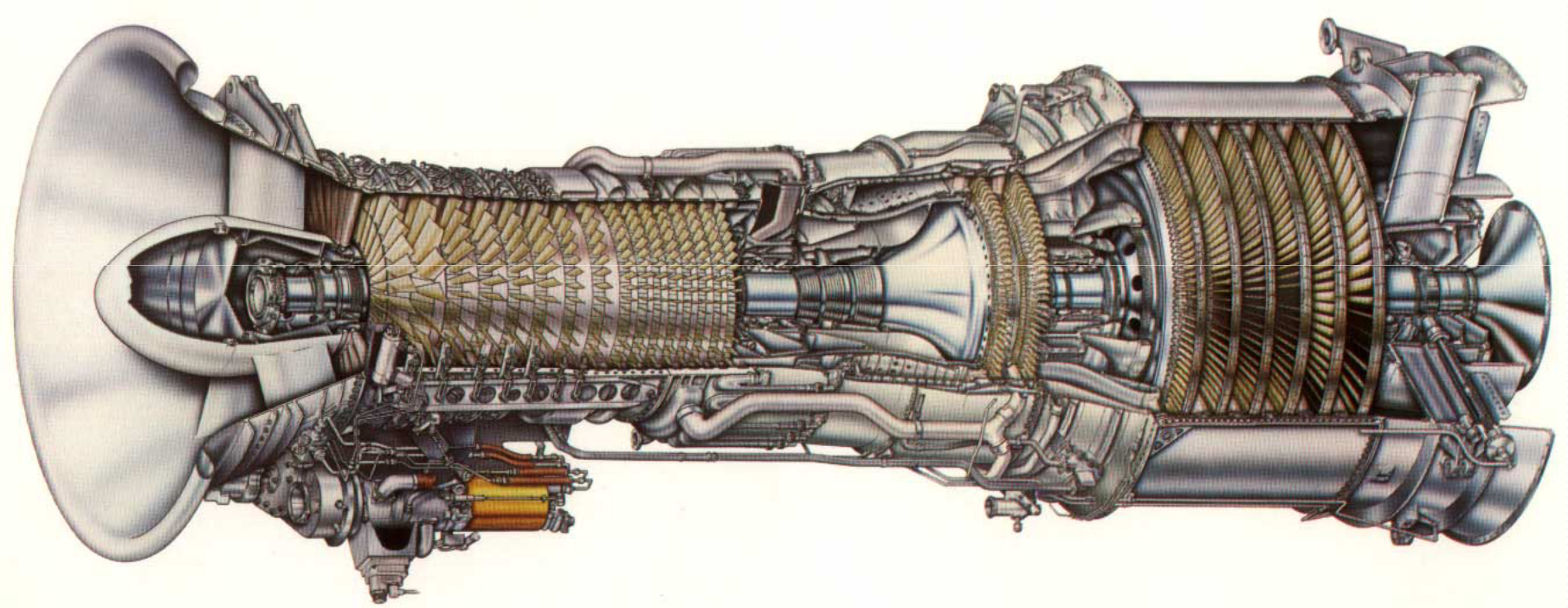


FIG. 1.15 Compact generating set [courtesy Rolls-Royce]

Industrial gas Turbines



General Electric LM2500 Gas Turbine

Industrial gas Turbines- Aeroderivative

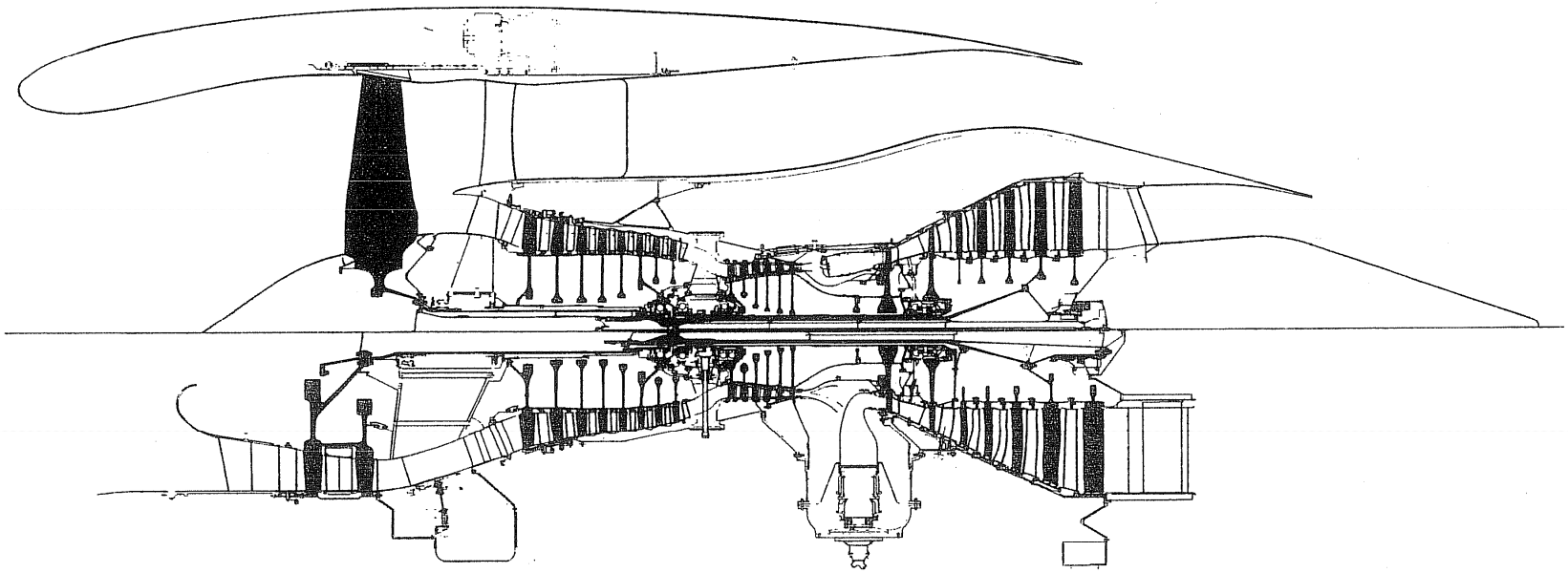
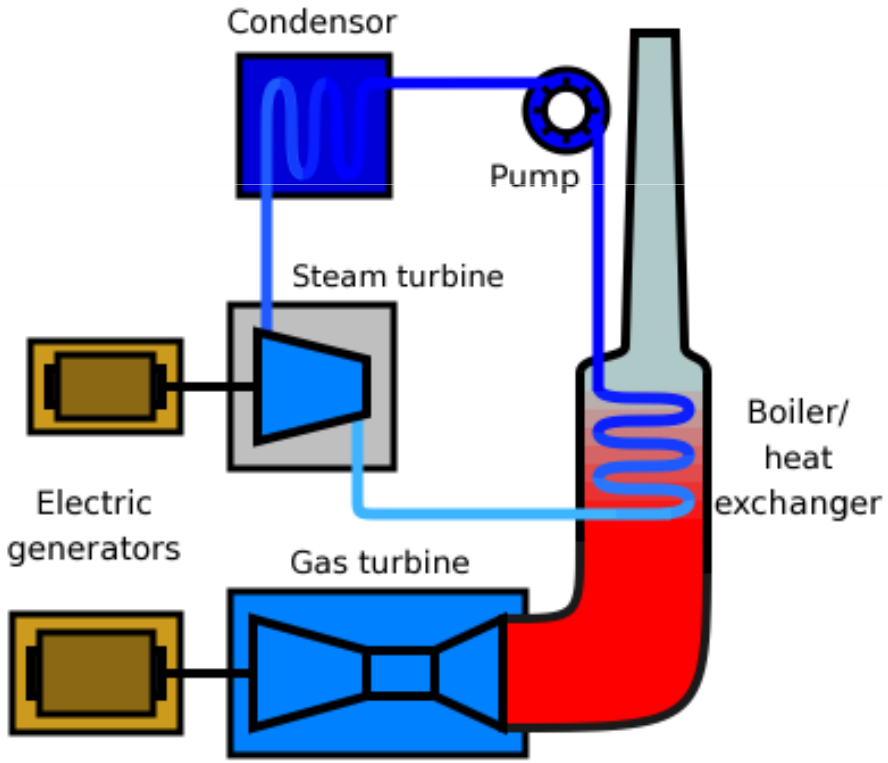


FIG. 1.16 Comparison between turbofan and industrial versions of R-R Trent [courtesy Rolls-Royce Gas Turbine Engines (Canada)]

مقدمه

Industrial gas Turbines-Combined Cycles

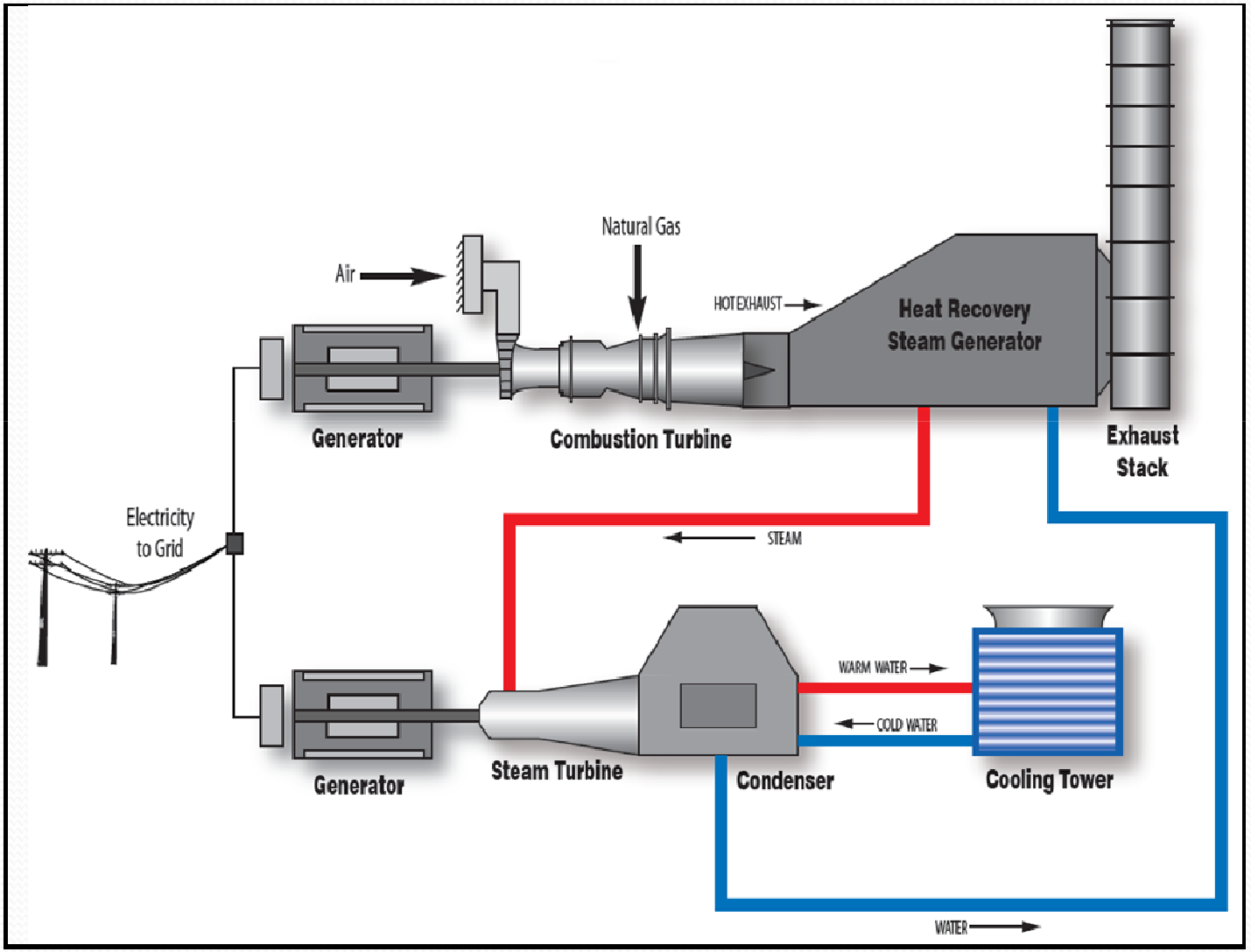
COGAS= Combined Gas Turbine And Steam Turbine
COGOS= Combined Gas Turbine Or Steam Turbine
COGAG= Combined Gas Turbine And Gas Turbine
CODOG= Combined Diesel Engine And Gas Turbine



COGAS

مقدمه

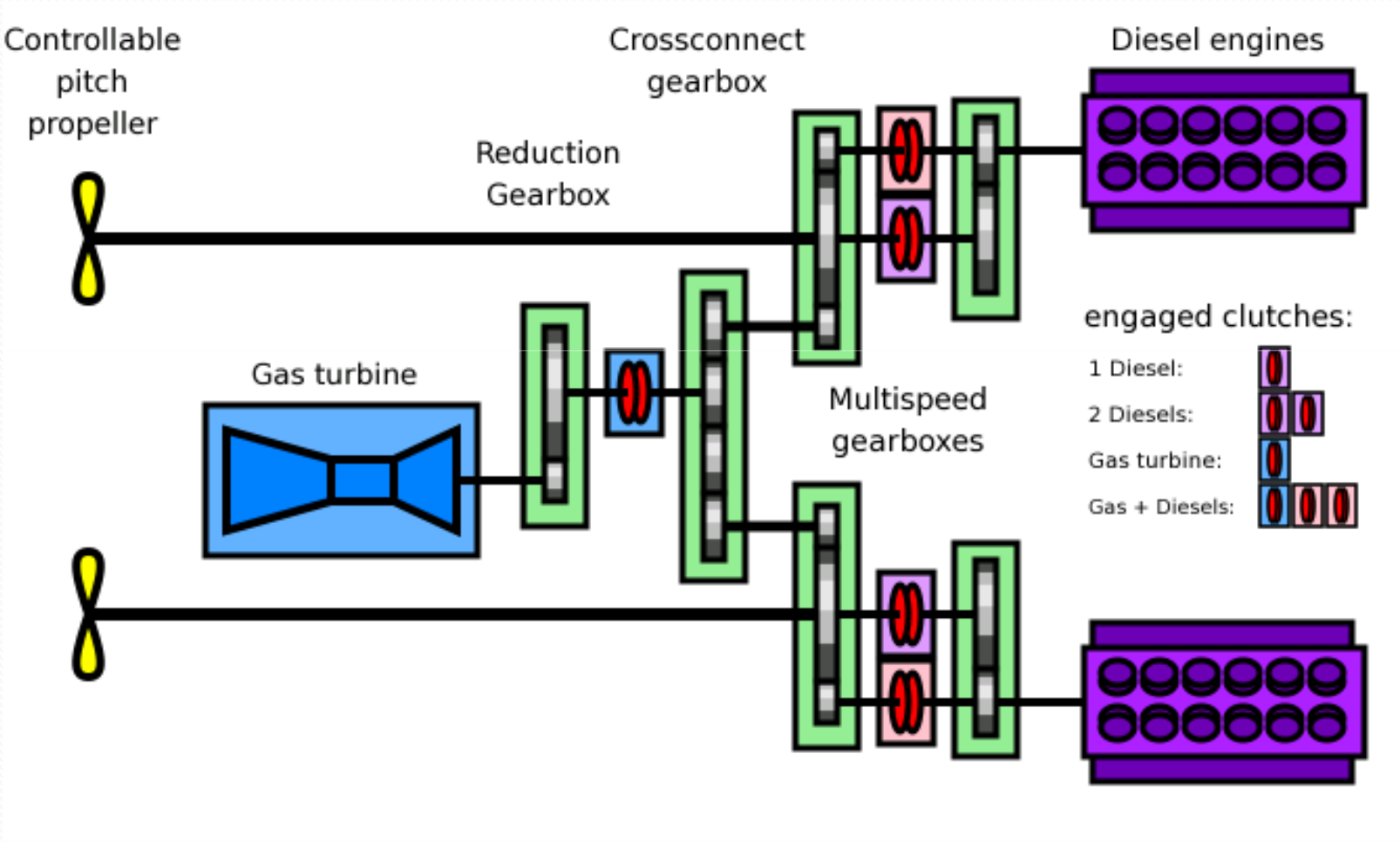
Industrial gas Turbines-Combined Cycles



COGAS

مقدمه

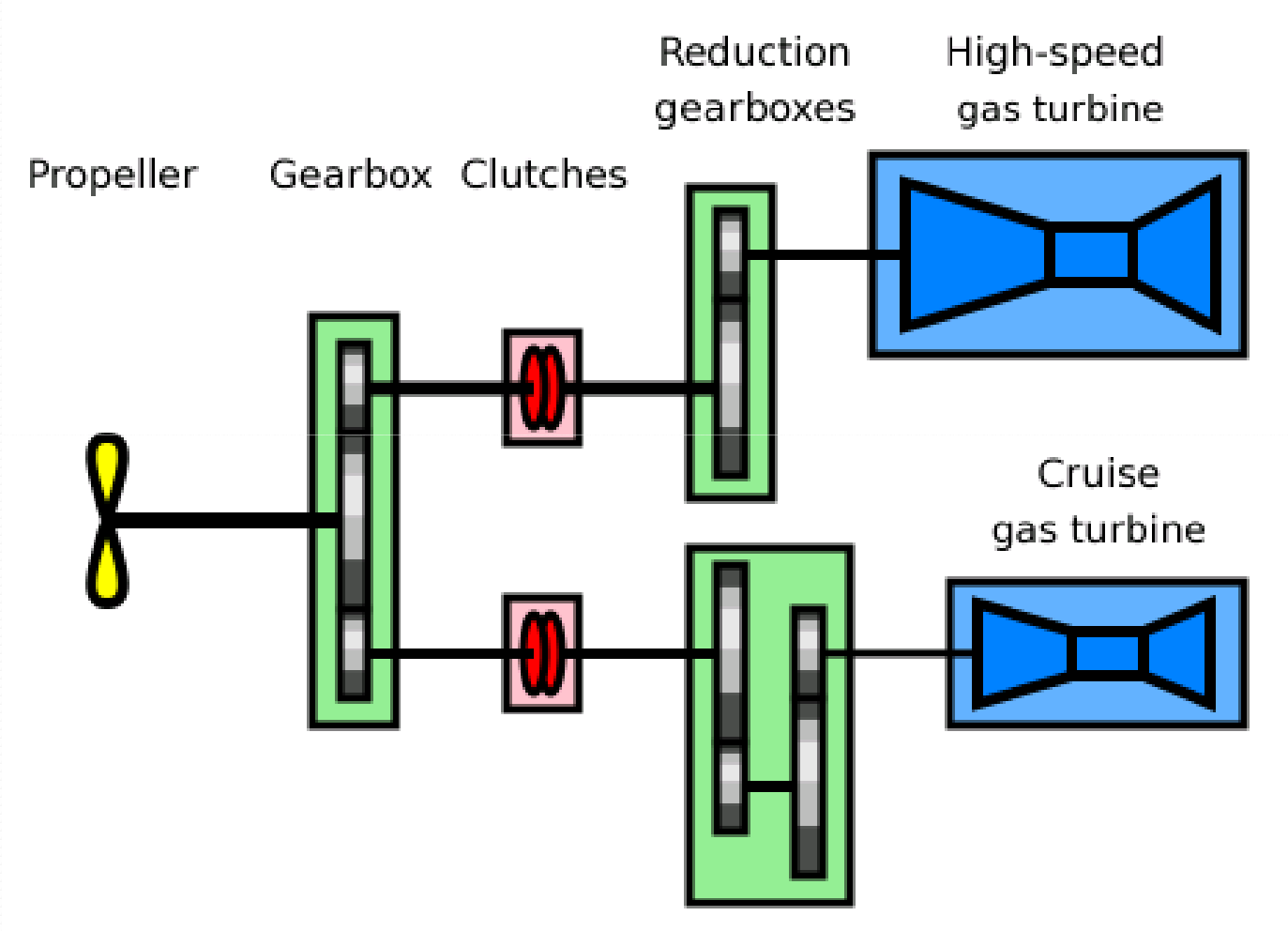
Industrial gas Turbines-Combined Cycles



CODAG

مقدمه

Industrial gas Turbines-Combined Cycles



COGOG

Design Procedure

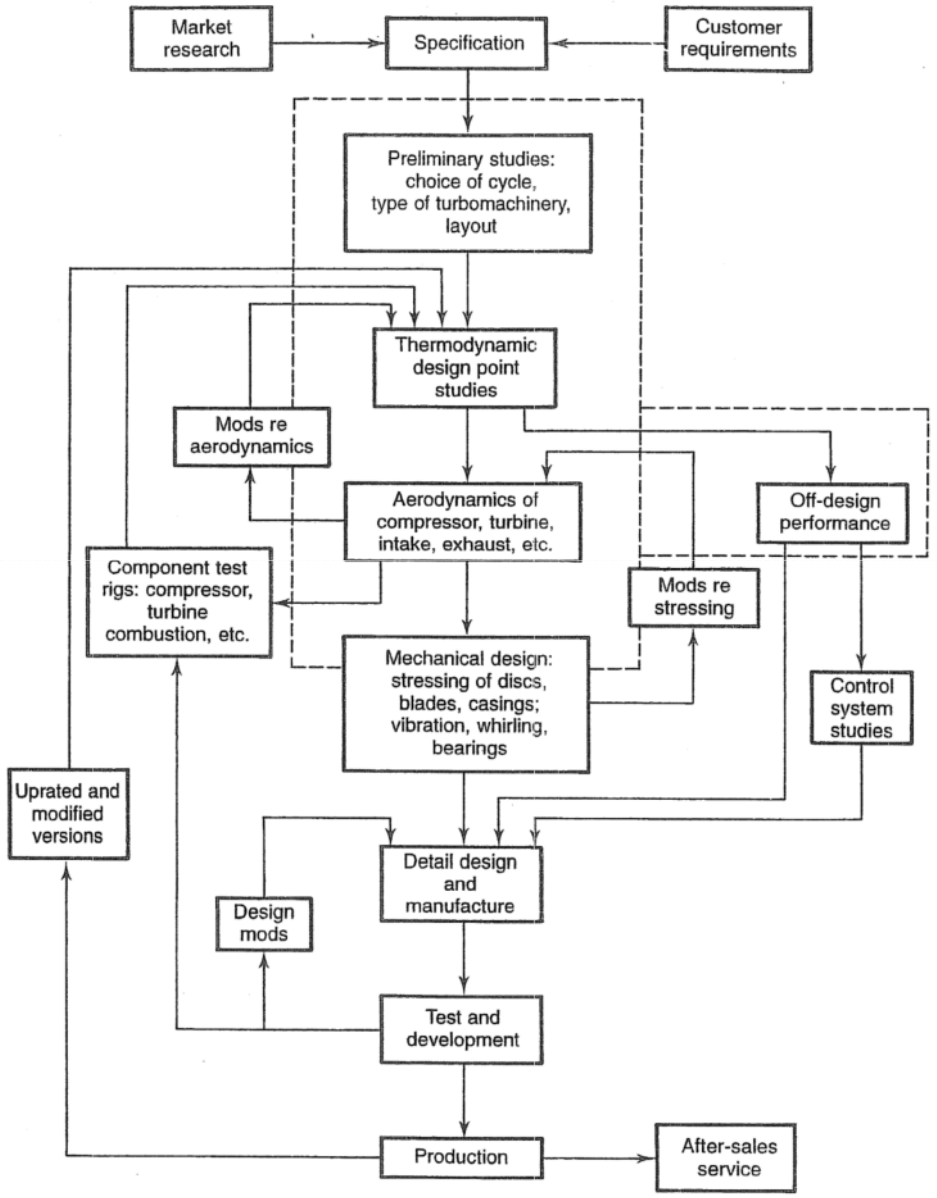


FIG. 1.23 Typical gas turbine design procedure

Design Procedure

Westinghouse W501 gas Turbine

Year	1968	1971	1973	1975	1981	1993
Power (MW)	42	60	80	95	107	160
Thermal efficiency (%)	27.1	29.4	30.5	31.2	33.2	35.6
Pressure ratio	7.5	10.5	11.2	12.6	14.0	14.6
Turbine inlet temp. (K)	1153	1161	1266	1369	1406	1533
Air flow (kg/s)	249	337	338	354	354	435
Exhaust gas temp. (°C)	474	426	486	528	531	584
No. of comp. stages	17	17	17	19	19	16
No. of turbine stages	4	4	4	4	4	4
No. of cooled rows	1	1	3	4	4	6

بخش دوم
سیکل های تولید توان

سیکل های ایده آل

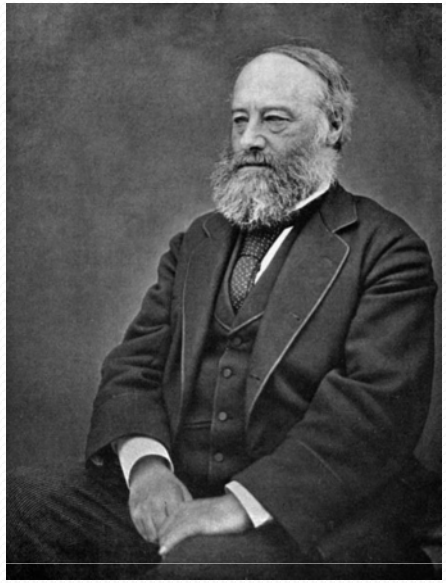
فرضیات:

- فرایند های تراکم و انبساط بازگشت پذیر و آدیاباتیک هستند و بنابراین آیزنتروپیک می باشند.
- تغییرات انرژی جنبشی در هر المان ناچیز است.
- افت فشار در محفظه احتراق و کانال های دیگر وجود ندارد.
- ترکیبات و خواص سیال در طول سیکل ثابت می ماند.
- دبی جرمی گاز در کل سیکل ثابت است.
- انتقال حرارت در مبادل گرهای گرما کامل فرض می شود.

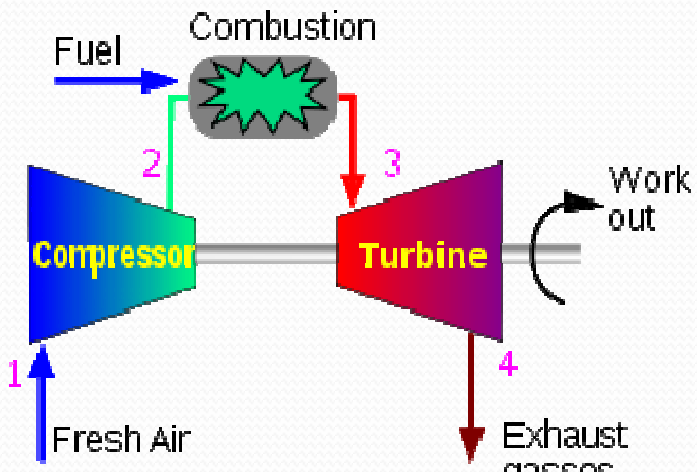
سیکل های ایده آل

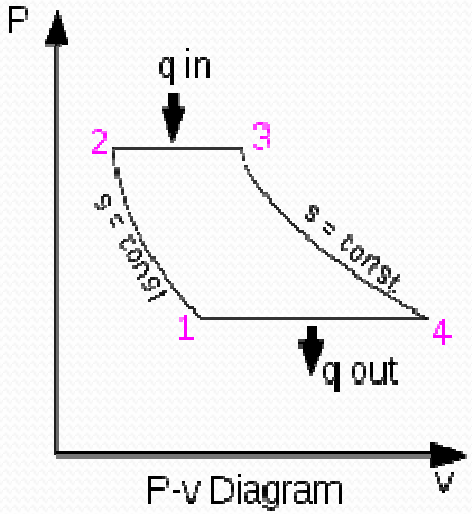
Simple gas Turbine Cycle

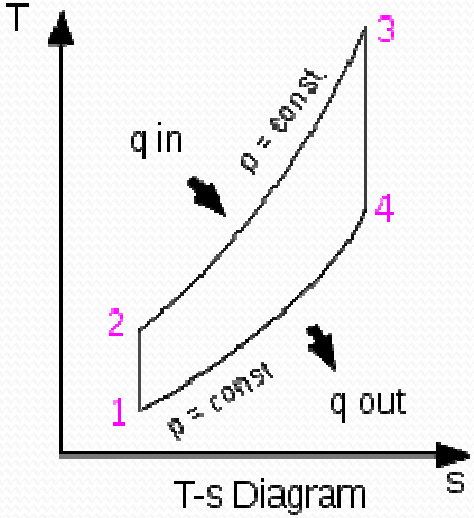
Brayton (Joule) Cycle



James Joule







سیکل های ایده آل

Simple gas Turbine Cycle

$$W_{12} = -(h_2 - h_1) = -c_p(T_2 - T_1)$$
$$Q_{23} = (h_3 - h_2) \quad = c_p(T_3 - T_2)$$
$$W_{34} = (h_3 - h_4) \quad = c_p(T_3 - T_4)$$

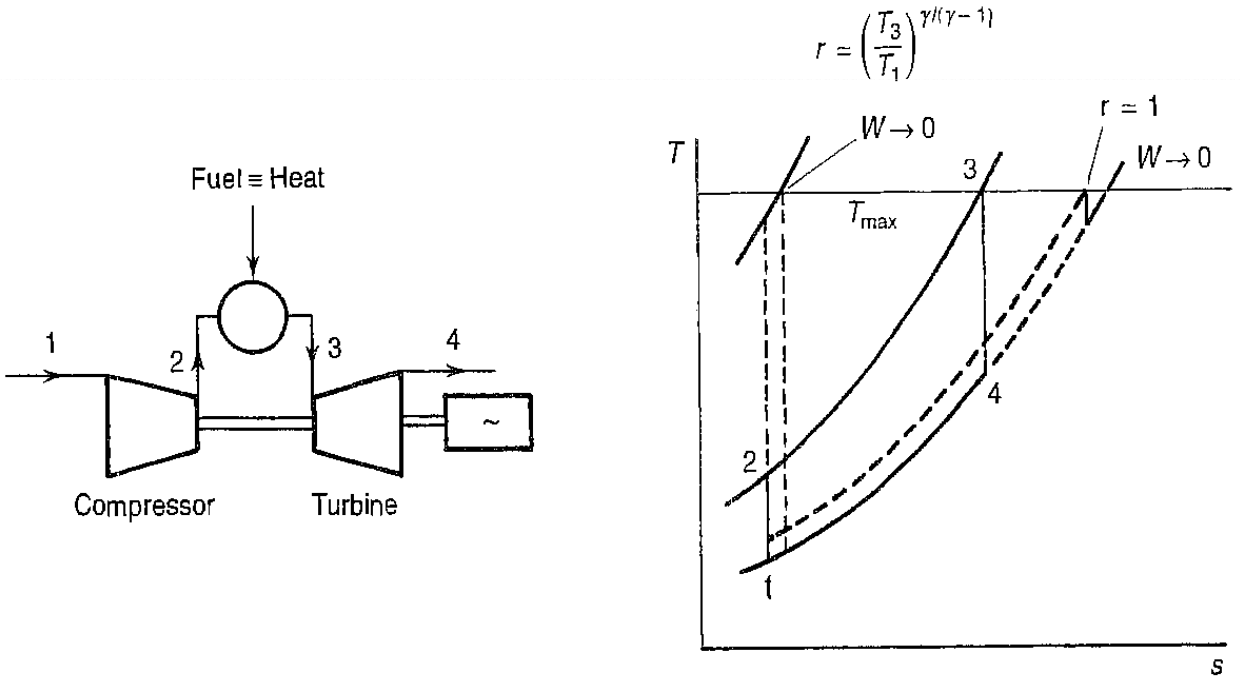


FIG. 2.1 Simple cycle

سیکل های ایده آل

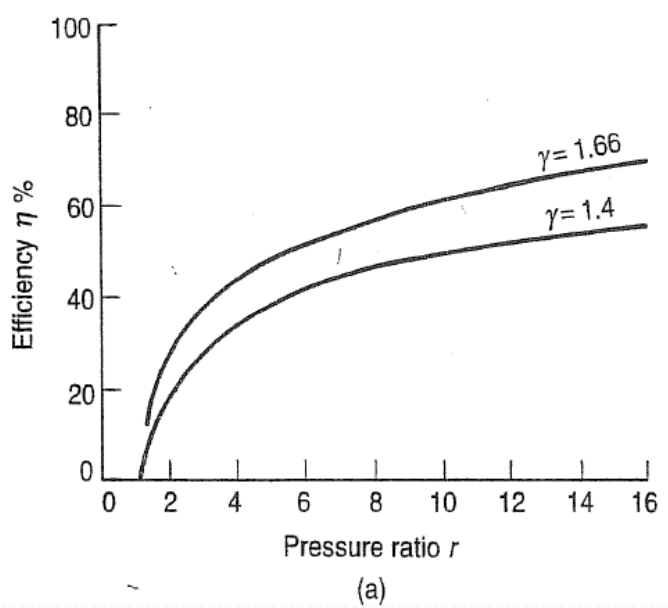
Simple gas Turbine Cycle- Efficiency

$$\eta = \frac{\text{net work output}}{\text{heat supplied}} = \frac{c_p(T_3 - T_4) - c_p(T_2 - T_1)}{c_p(T_3 - T_2)}$$

$$T_2/T_1 = r^{(\gamma-1)/\gamma} = T_3/T_4$$

$$p_2/p_1 = r = p_3/p_4$$ **Pressure Ratio** **نسبت فشار**

$$\eta = 1 - \left(\frac{1}{r}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} \qquad (2.1)$$



γ= 1.4

r	eta
1	0
5	37
10	48
20	58
40	65
50	67

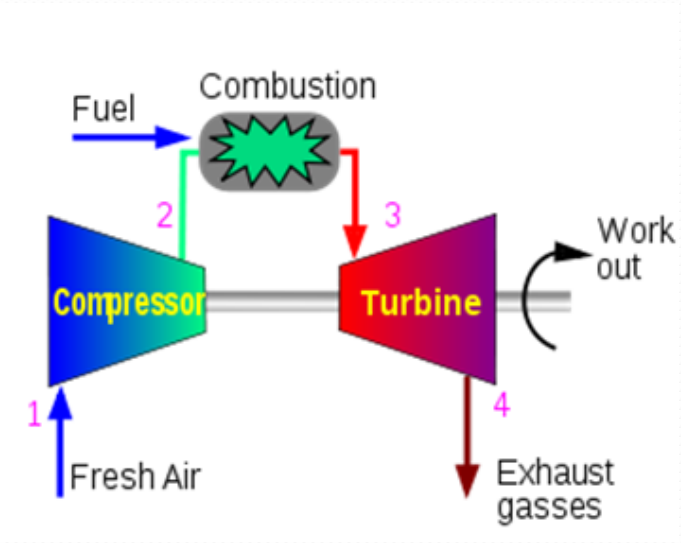
سیکل های ایده آل

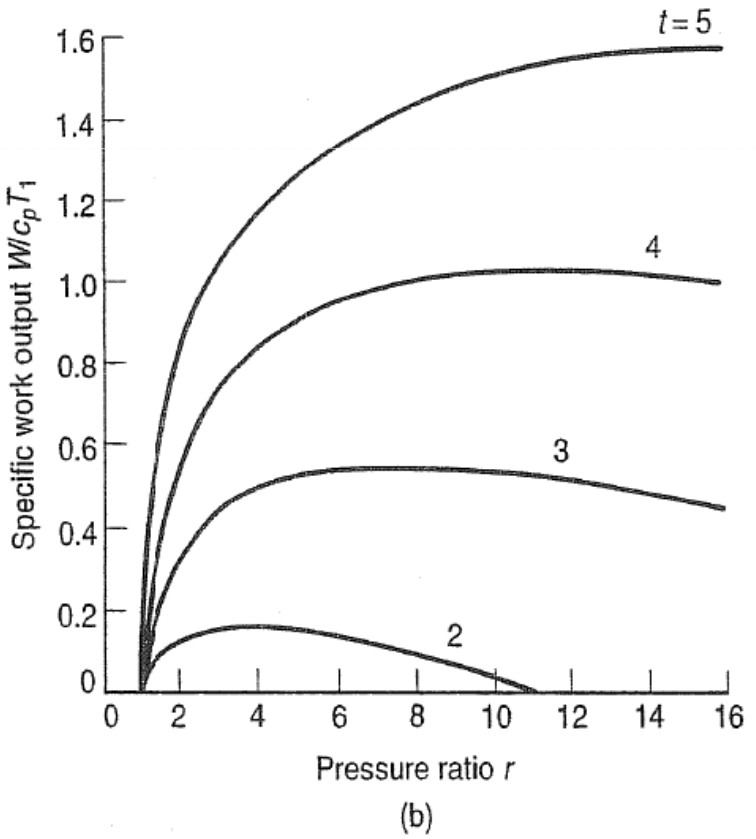
Simple gas Turbine Cycle- Specific Work

$$W = c_p(T_3 - T_4) - c_p(T_2 - T_1)$$

$$\frac{W}{c_p T_1} = t\left(1 - \frac{1}{r^{(\gamma-1)/\gamma}}\right) - (r^{(\gamma-1)/\gamma} - 1) \qquad (2.2)$$

$$t = T_3/T_1$$





سیکل های ایده آل

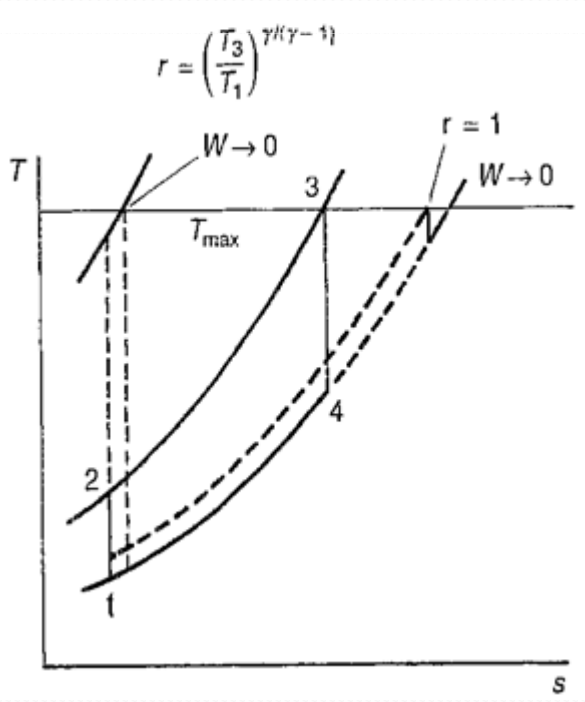
Simple gas Turbine Cycle- Specific Work

W=0 ⇒ $r = 1$, $r = t^{\gamma/(\gamma-1)}$

$$r_{opt}^{(\gamma-1)/\gamma} = \sqrt{t}$$

Since $r^{(\gamma-1)/\gamma} = T_2/T_1 = T_3/T_4$

$$\frac{T_2}{T_1} \times \frac{T_3}{T_4} = t \qquad t = T_3/T_1 \Rightarrow \qquad T_2 = T_4$$



سیکل های ایده آل

Heat Exchange Cycle

r between 1 and $t^{\gamma/2(\gamma-1)}$ برای استفاده از مبادل گر گرما باید دمای T4 از T2 بزرگتر باشد.

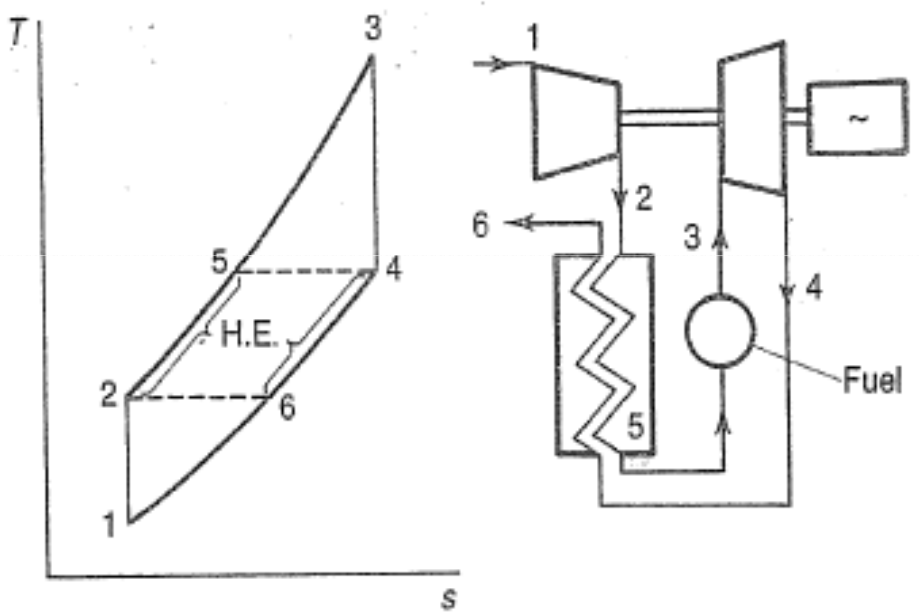


FIG. 2.3 Simple cycle with heat-exchange

$$\eta = \frac{c_p(T_3 - T_4) - c_p(T_2 - T_1)}{c_p(T_3 - T_5)}$$

With ideal heat-exchange $T_5 = T_4$

$$\eta = 1 - \frac{r^{(\gamma-1)/\gamma}}{t} \qquad (2.3)$$

سیکل های ایده آل

Heat Exchange Cycle

$$\eta = 1 - \frac{r^{(\gamma-1)/\gamma}}{t} \qquad (2.3)$$

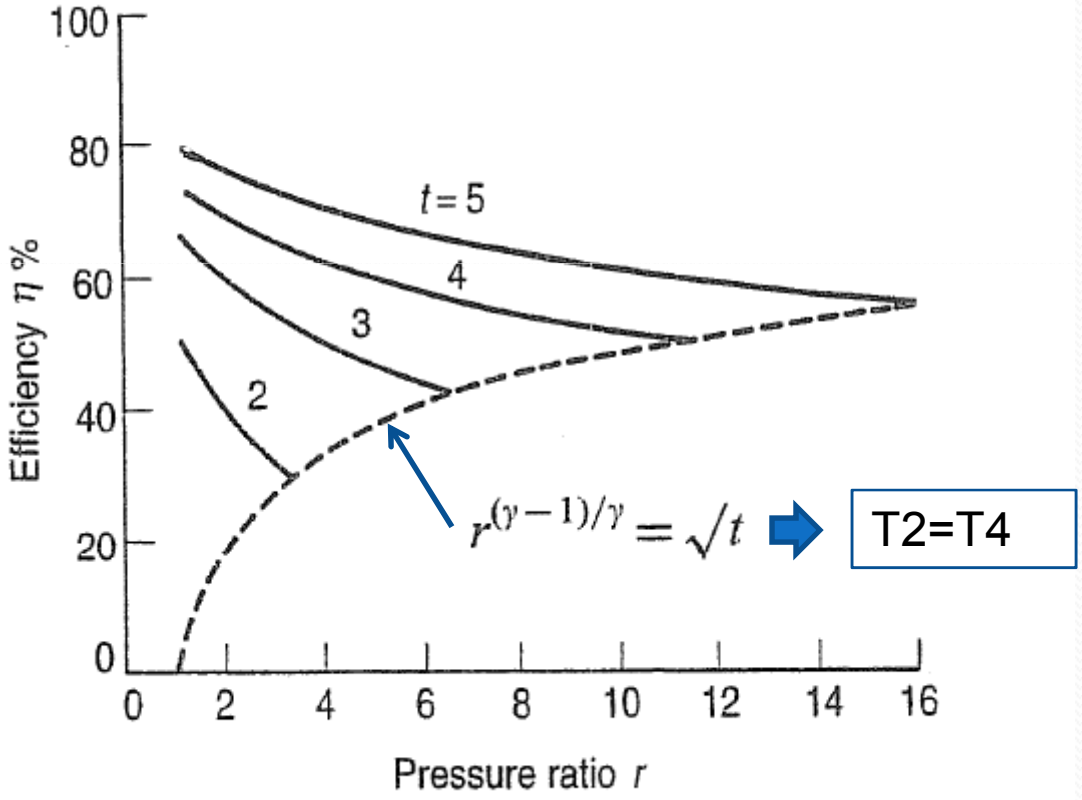


FIG. 2.4 Efficiency—simple cycle with heat-exchange

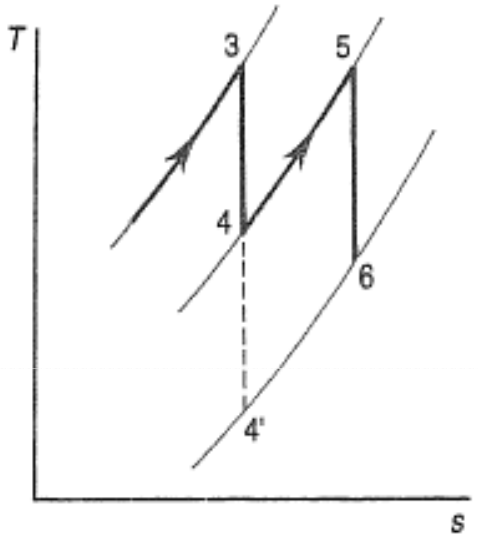
برای استفاده از مبادل گر گرما جهت بهبود راندمان:

- مقدار نسبت فشار مناسب از نسبت فشار بهینه که کار مخصوص را بیشینه می سازد دور است.
- نیازی به استفاده از نسبت فشار بالا در شرایط دمای ماکزیمم بالا نیست.

سیکل های ایده آل

Reheat Cycle

با استفاده از تقسیم کردن فرایند انبساط در توربین و گرم کردن گاز پس از انبساط در هر مرحله می توان کار مخصوص را افزایش داد.



(a)

FIG. 2.5 Reheat cycle

$$(T_3 - T_4) + (T_5 - T_6) > (T_3 - T'_4)$$

با فرض گرم نمودن گاز در مرحله دوم تا دمای T3 می توان با مشتق گیری از رابطه کار مخصوص ثابت نمود که بهترین کار مخصوص زمانی بدست می آید که نسبت فشار هر دو توربین برابر باشد.

$$\frac{W}{c_p T_1} = 2t - c + 1 - \frac{2t}{\sqrt{c}} \qquad (2.4)$$

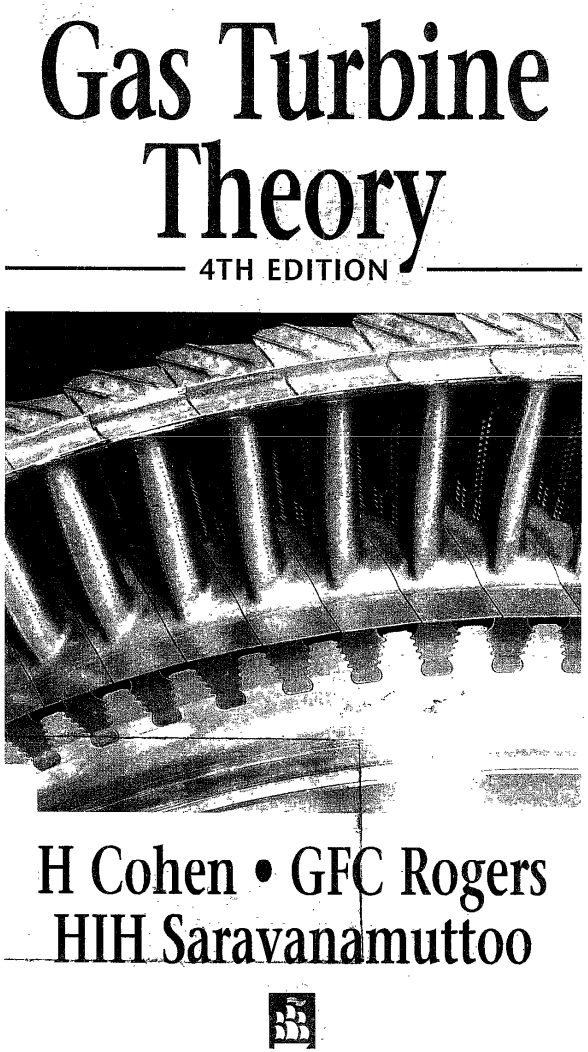
$$c = r^{(\gamma-1)/\gamma}$$

$$\eta = \frac{2t - c + 1 - 2t/\sqrt{c}}{2t - c - t/\sqrt{c}} \qquad (2.5)$$

توربین گاز و موتور جت

دکتر مهدی جهرمی

منابع



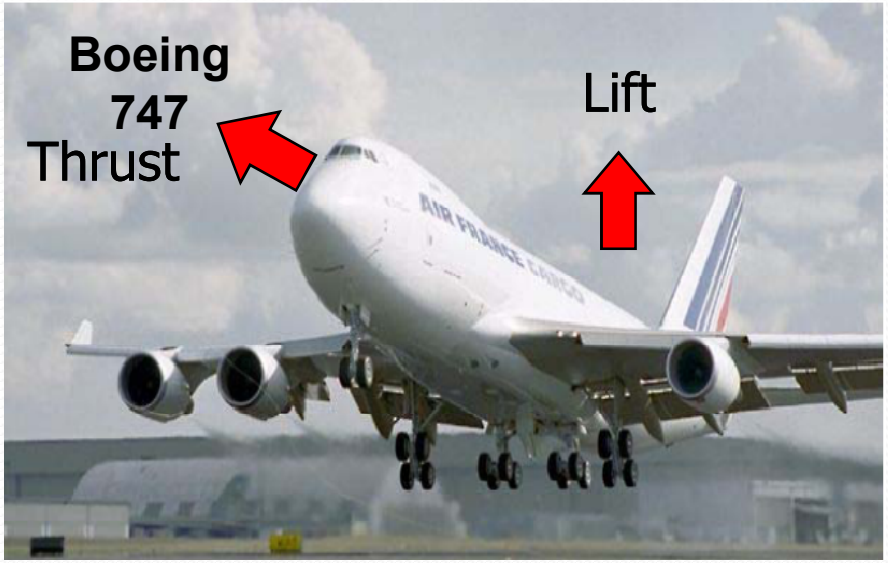
Gas Turbine Theory
Cohen, Rogers and Saravanamuttoo
Longman

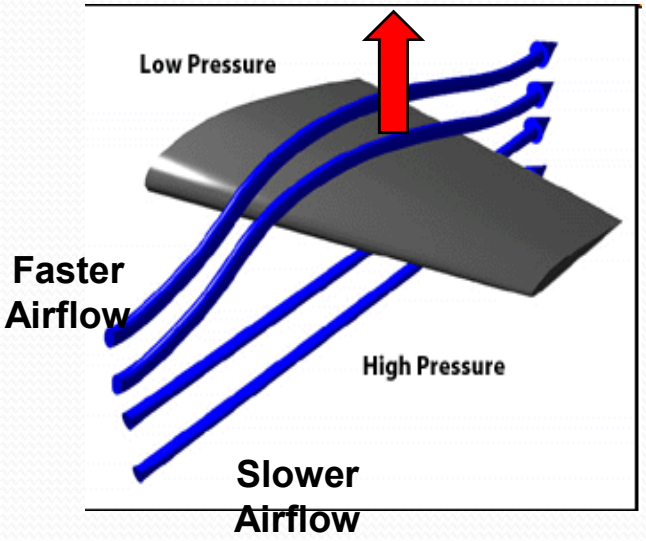
ساختار ارزیابی

- امتحان پایان ترم: ۷۰٪
- تمرین: ۳۰٪

بخش اول
مقدمه
BOEING

مقدمه


Boeing
747
Thrust
Lift


Low Pressure
Faster
Airflow
High Pressure
Slower
Airflow

LIFT
DRAG
THRUST
WEIGHT
Gravity

مقدمه

From 1903 (Wright brothers) until the Early **1940s**, all aircraft used the **piston engine** combined with **propeller** as their propulsion system.

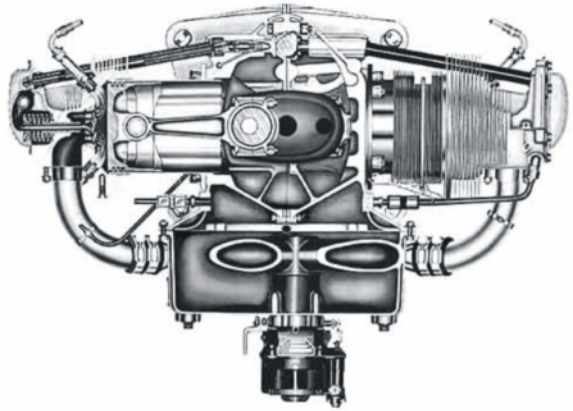
Piper PA-28 Cherokee

Piston engine

Different configurations of piston engines

IN LINE ENGINE

V ENGINES



HORIZONTALLY OPPOSED ENGINE

RADIAL ENGINE

Jet Engine History

- **1931:** 1st turbojet engine designed 1930 by Sir Frank Whittle
- **1939:** The 1st jet aircraft (Heinkel He 178) was developed in England and Germany
- **1943:** The first jet fighter aircraft, Messerschmitt Me 262 went into service in the German Luftwaffe.

مقدمه

F-35

Me 262

مقدمه

اجزاء اصلی یک توربین گاز عبارتند از: **کمپرسور، محفظه احتراق و توربین**

در شرایطی که هیچ گونه افتی وجود نداشته باشد و محفظه احتراق نیز از سیکل خارج شود، کار تولیدی از انبساط در توربین، توان مورد نیاز تراکم در کمپرسور را تامین می کند. در این حالت توربین گاز تنها خودش را می گرداند و هیچ کار مفید خروجی تولید نمی شود.

در شرایط واقعی فرایند احتراق بایستی تلفات موجود در فرایند تراکم و انبساط را جبران نموده و علاوه بر این امکان تولید کار مثبت خروجی را فراهم سازد.

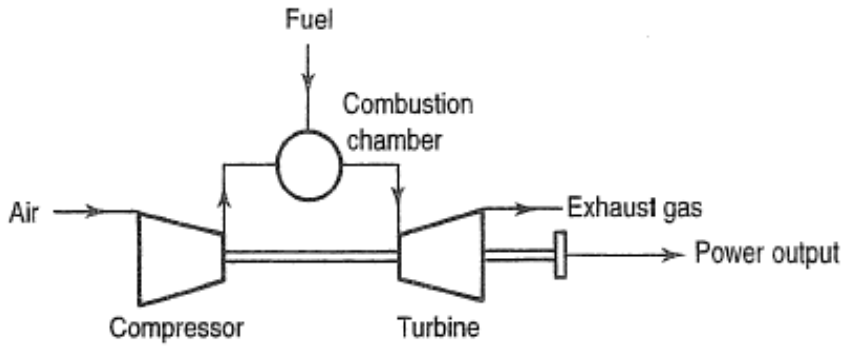
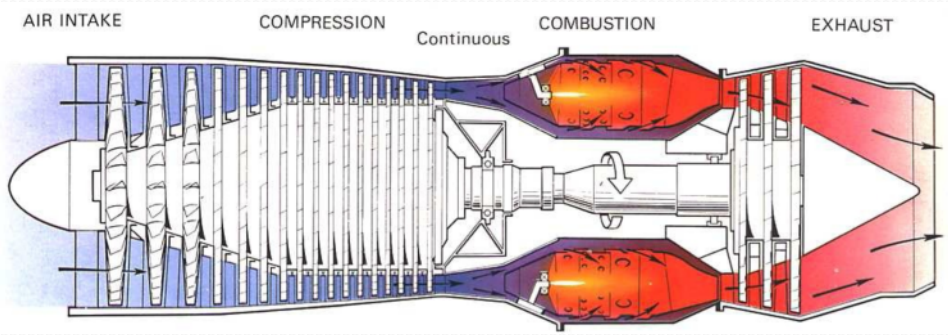


FIG. 1.1 Simple gas turbine system



مقدمه

دو فاکتور کلیدی در عملکرد توربین گاز حائز اهمیت خواهد بود:

1. راندمان اجزاء مختلف
2. دمای گاز در ورود به توربین

با توسعه دانش طراحی توربین های گازی، امروزه نسبت فشار کمپرسور به حدود ۴۰، راندمان اجزاء در حدود ۹۰٪ و دمای ورود به توربین در حدود ۱۷۰۰ کلوین رسیده است و هر روز نیز بهبود می یابد.

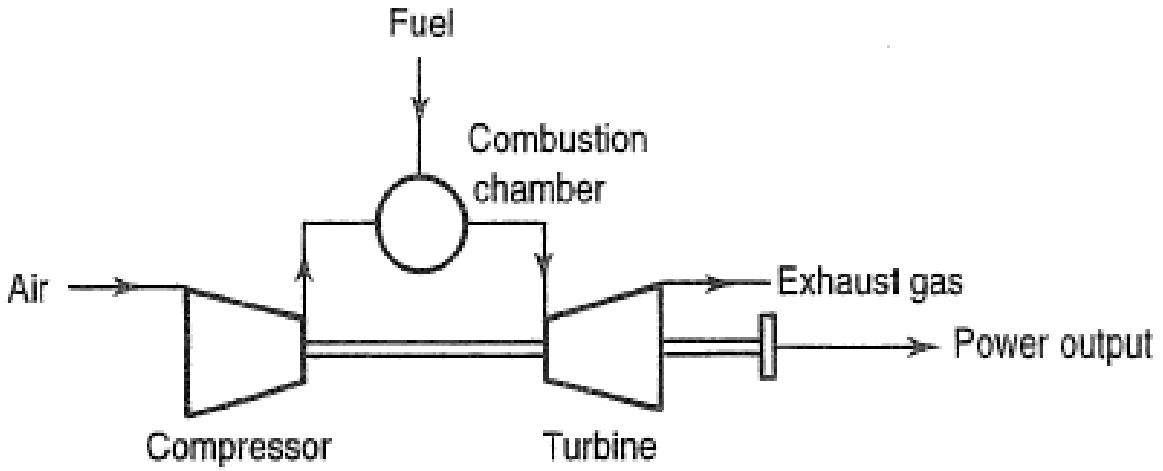


FIG. 1.1 Simple gas turbine system

مقدمه

طرح کلی توربین های گازی بر مبنای سیکل باز می باشد. لیکن استفاده از سیکل بسته نیز امکان پذیر است.

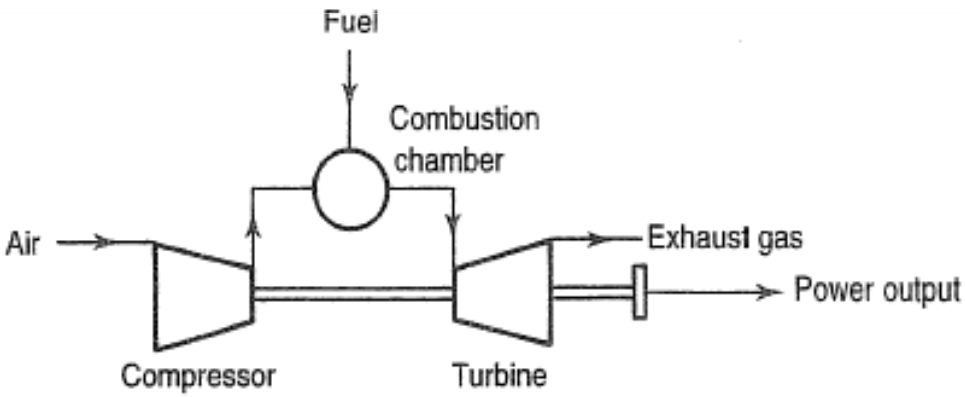


FIG. 1.1 Simple gas turbine system

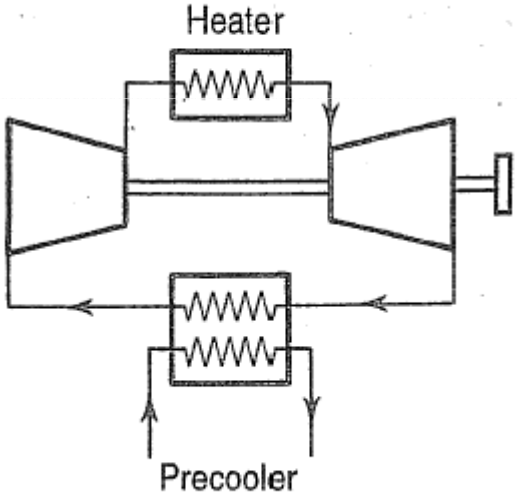


FIG. 1.2 Simple closed cycle

مقدمه

یکی از روش های بهبود عملکرد کلی، استفاده از سیکل ترکیبی توربین گاز- بخار می باشد.

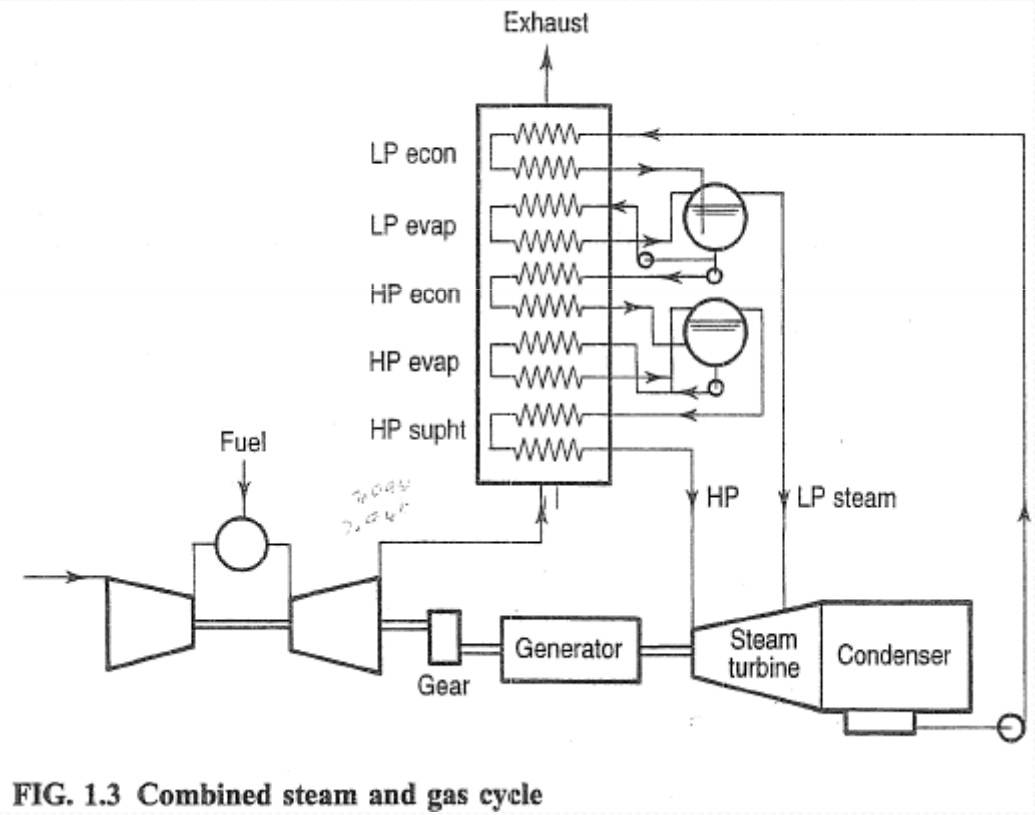


FIG. 1.3 Combined steam and gas cycle

مقدمه

یکی از روش های بهبود عملکرد توربین گاز، استفاده از مبدل حرارتی به منظور بازیافت حرارت موجود در گاز خروجی است. این امر راندمان توربین گاز را افزایش می دهد ولی به دلیل افت های افزوده شده، توان خروجی را کاهش می دهد.

استفاده از مبدل حرارتی در زمانی که سوخت کیفیت نامناسبی دارد و می تواند به توربین صدمه بزند نیز مفید است. به عنوان مثال استفاده از ذغال سنگ

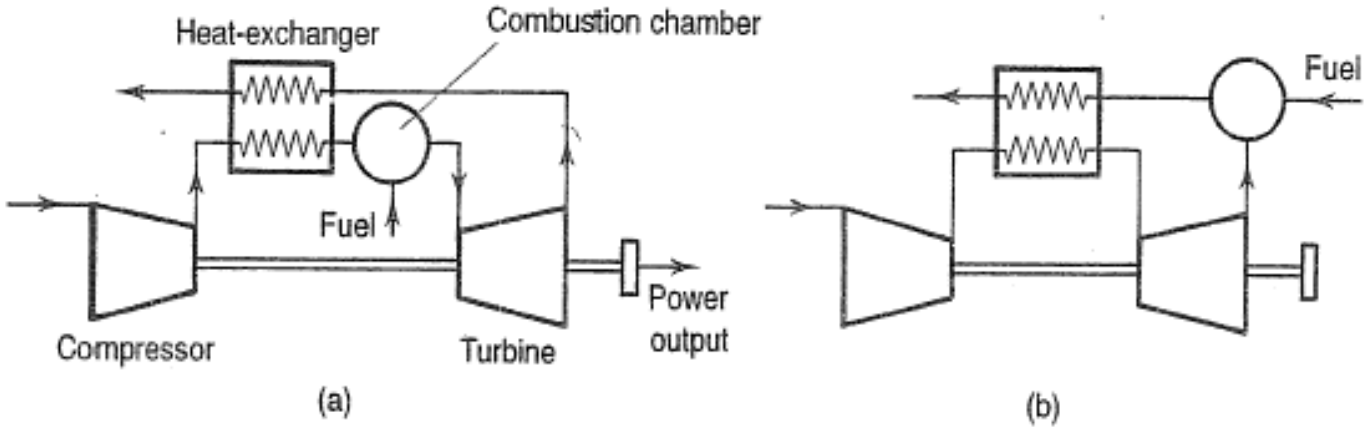


FIG. 1.4 Single-shaft open cycle gas turbines with heat-exchanger

مقدمه

استفاده از توربین توان (آزاد) می تواند منجر به انعطاف بیشتر در عملکرد گردد.
در این حالت می توان توربین توان را طوری طراحی نمود که با دور ثابت ژنراتور بگردد.

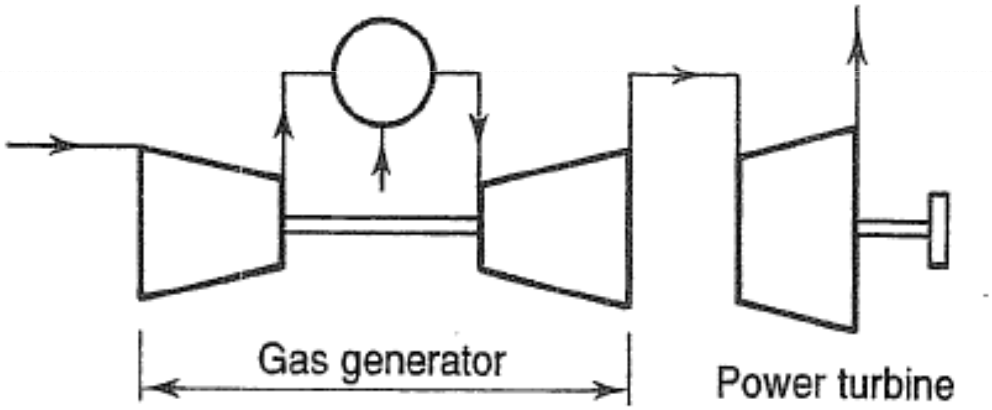


FIG. 1.5 Gas turbine with separate power turbine

مقدمه

یکی از مشکلات موجود در افزایش نسبت تراکم کمپرسورها پدیده ناپایداری آئرودینامیکی است. برای حل این معضل بایستی کمپرسور فشار بالا و فشار پایین از یکدیگر به صورت مکانیکی مجزا شده و دور متفاوتی کار کنند. در این حالت موتور دو یا چند محوره خواهد بود.

روش دیگر استفاده از پره های استاتور متغیر است. گاهی هر دو روش در کنار یکدیگر استفاده می شوند.

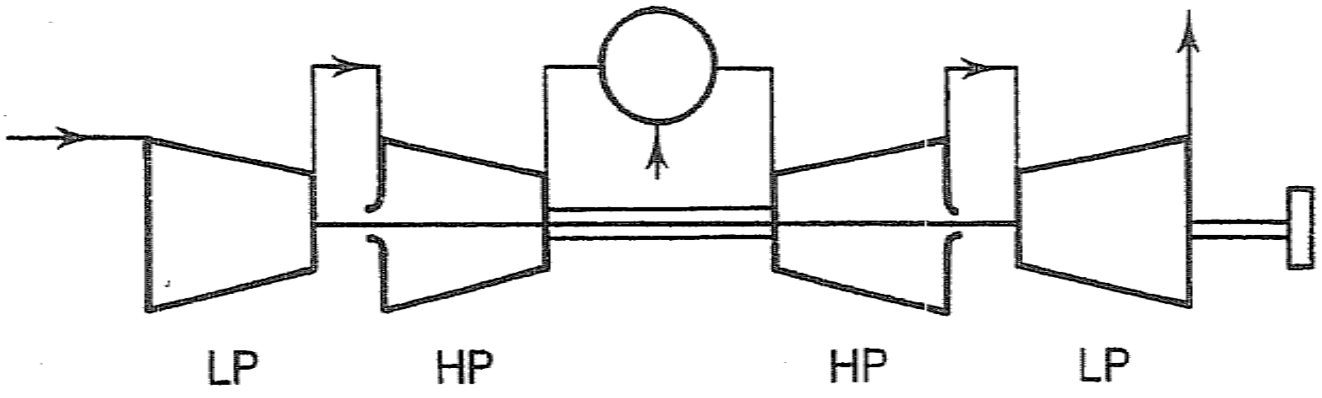
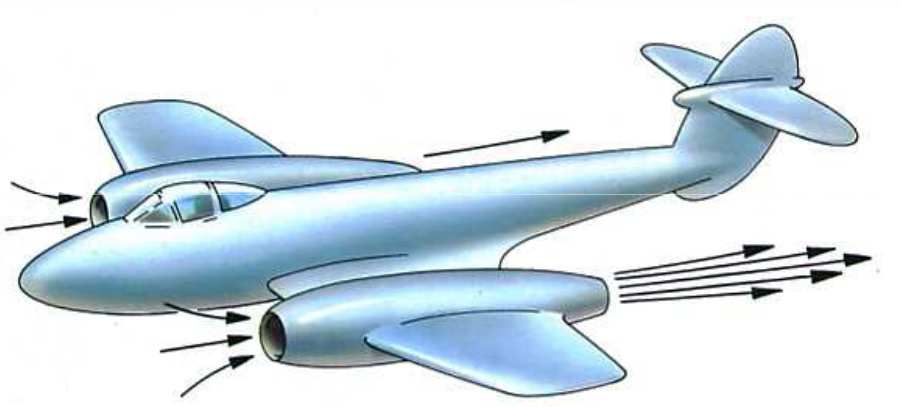
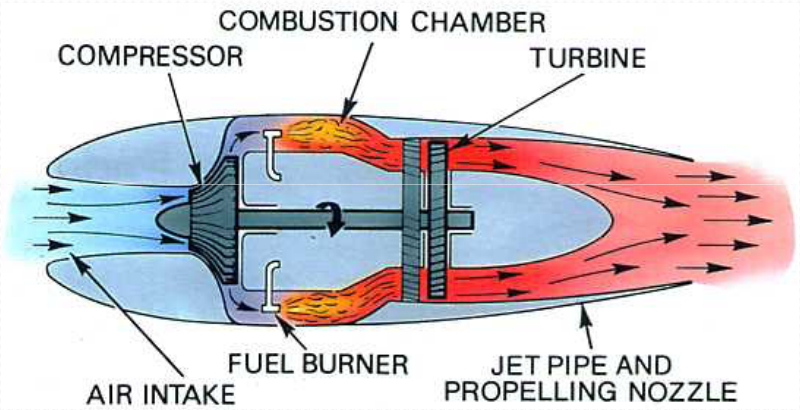


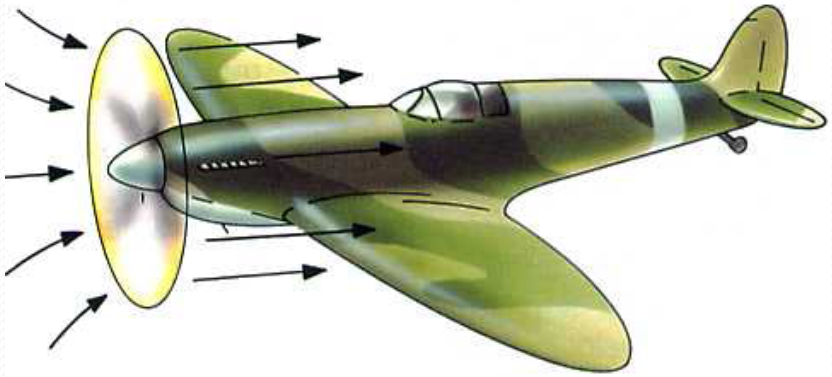
FIG. 1.7 Twin-spool engine

پیشرانش هواپیما

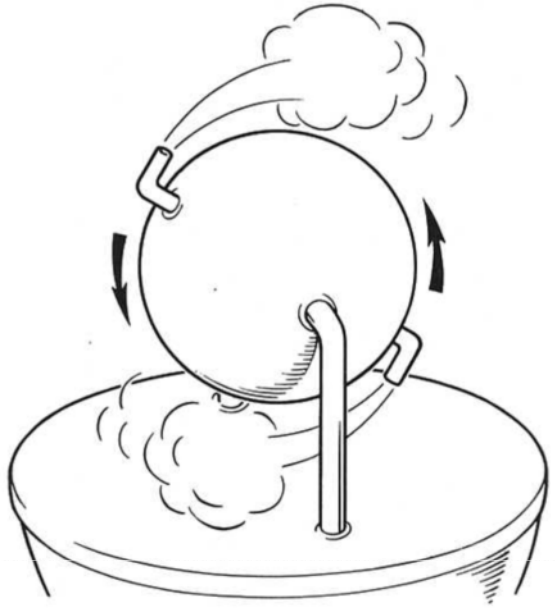
بدون شک مهمترین جایگاه توربین گاز در موتور جت هواپیما است. در موتور جت از سیکل ساده توربین گاز استفاده می شود و گاز خروجی از موتور برای تولید نیروی پیشران در نازل خروجی منبسط می شود.

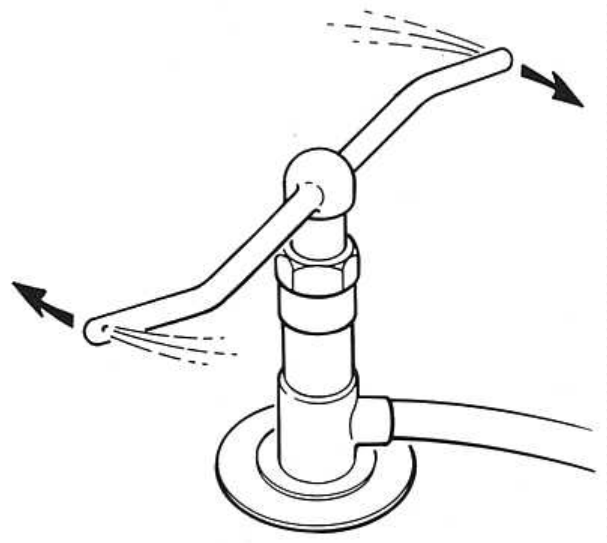


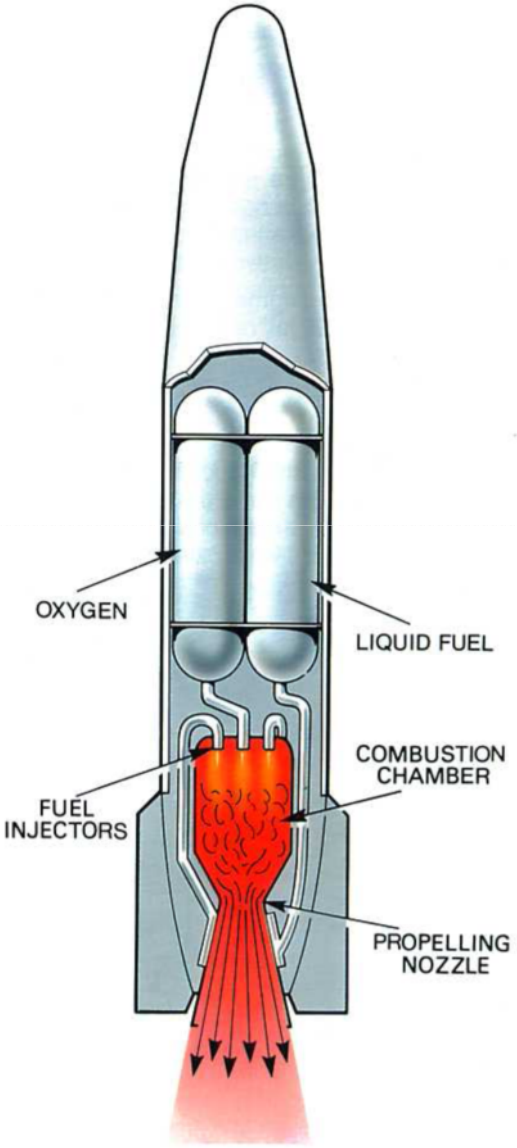




مقدمه

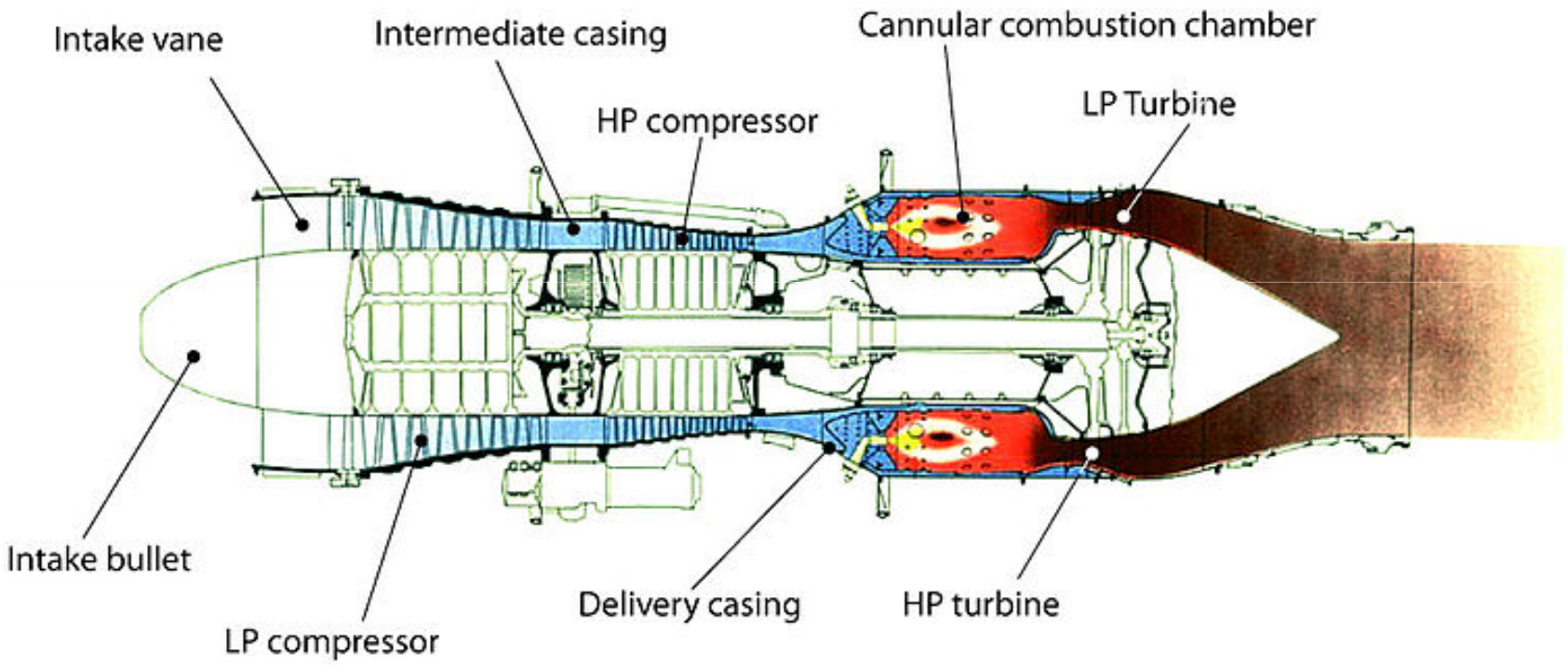





OXYGEN
LIQUID FUEL
COMBUSTION CHAMBER
FUEL INJECTORS
PROPELLING NOZZLE

مقدمه

Turbojet

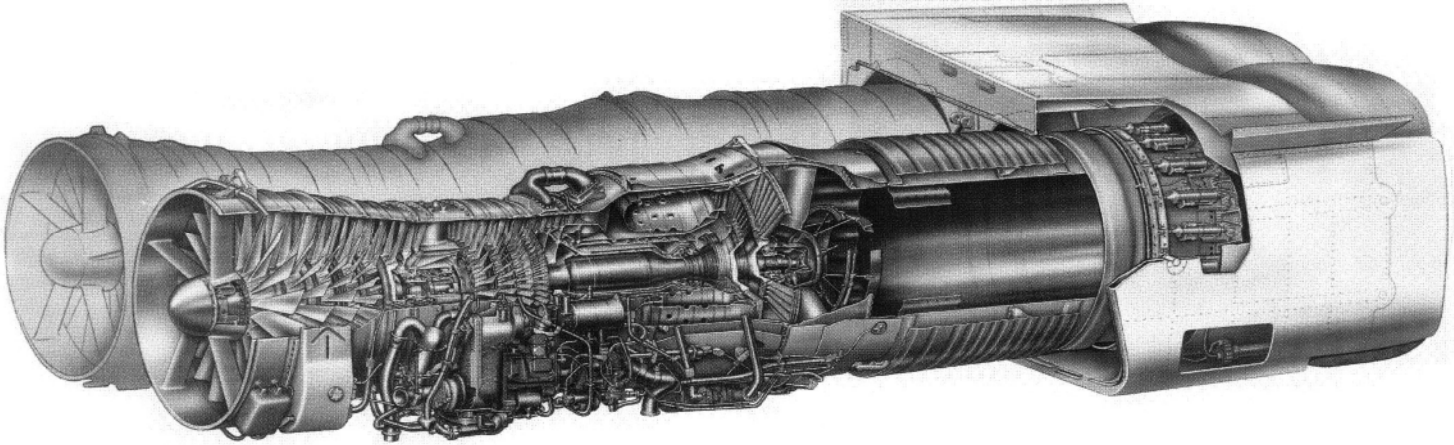


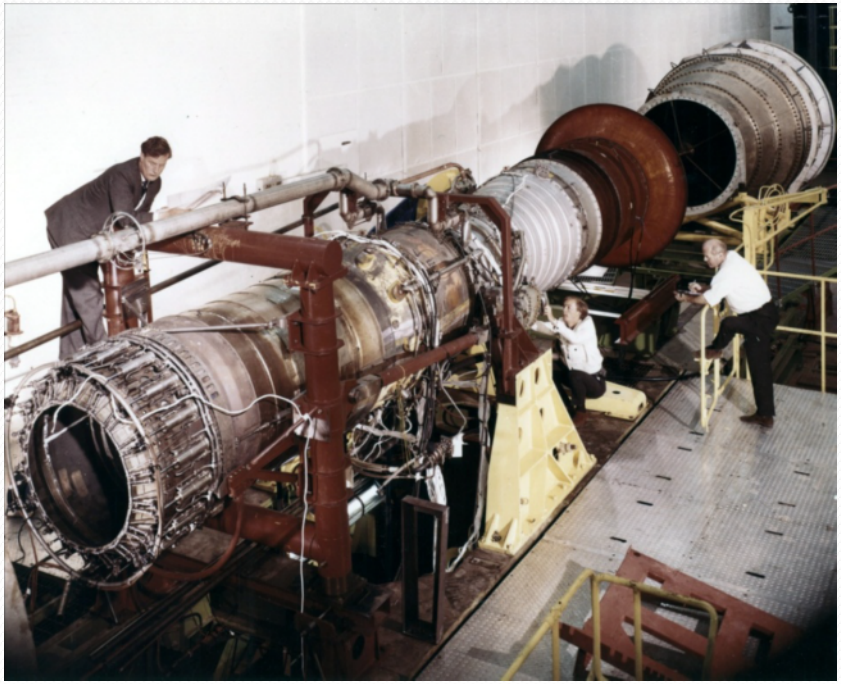
Bristol Olympus Mk 101

Rolls-Royce Olympus

مقدمه

Turbojet Rolls-Royce Olympus





TurboProp

RR- Dart

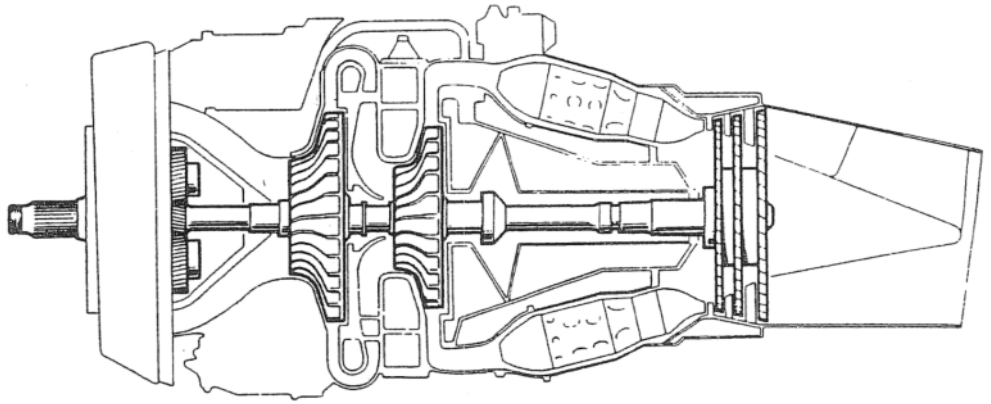
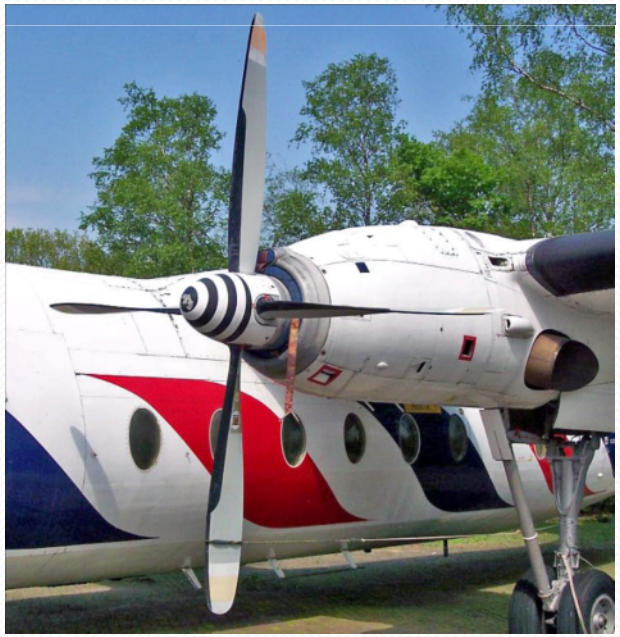
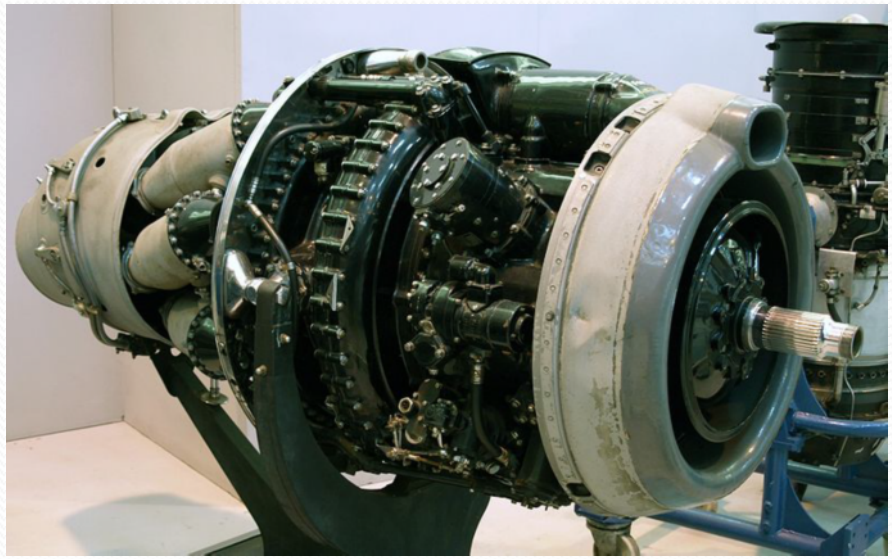


FIG. 1.10 Single-shaft turboprop engine [by courtesy of Rolls-Royce]

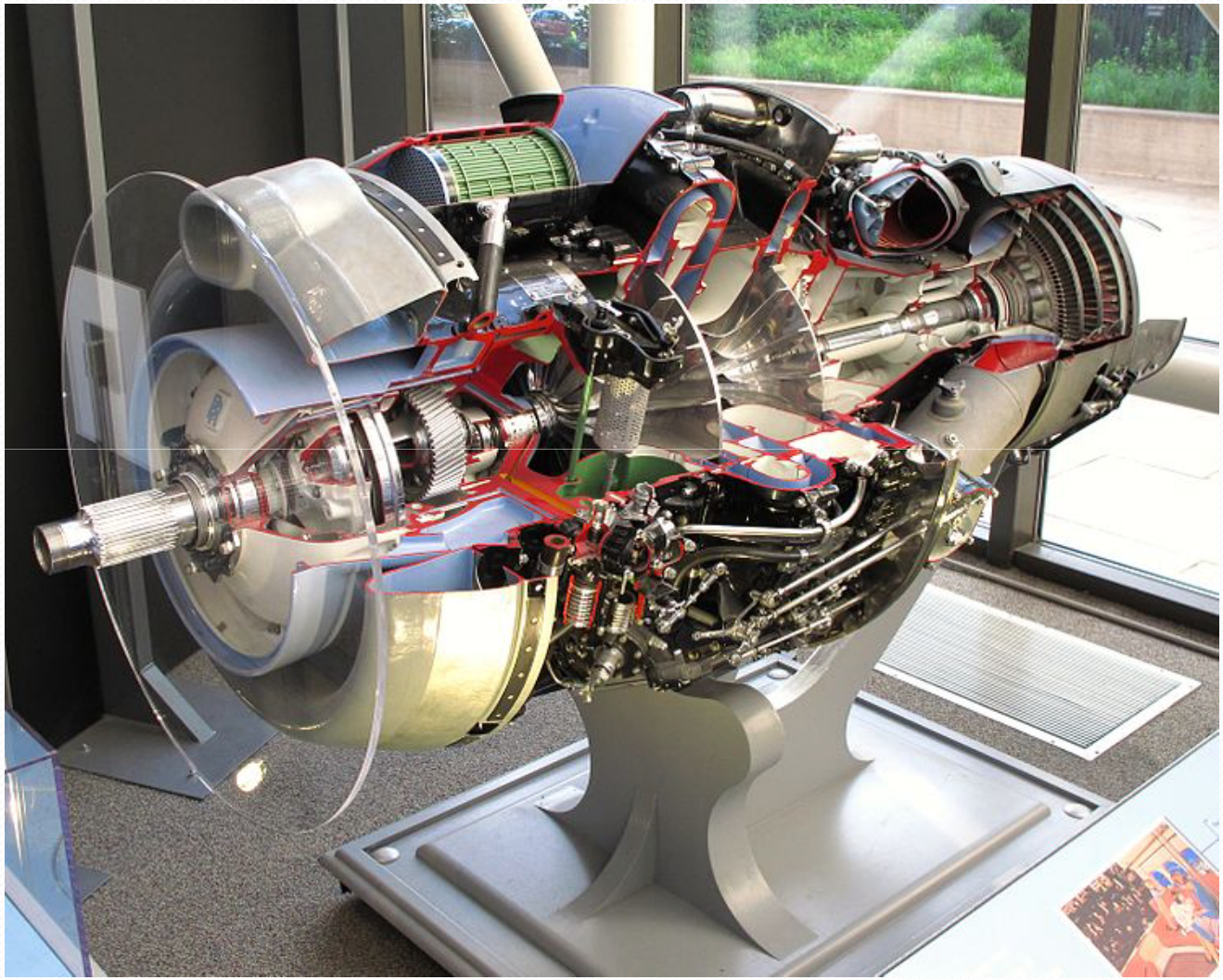




Fokker F_27

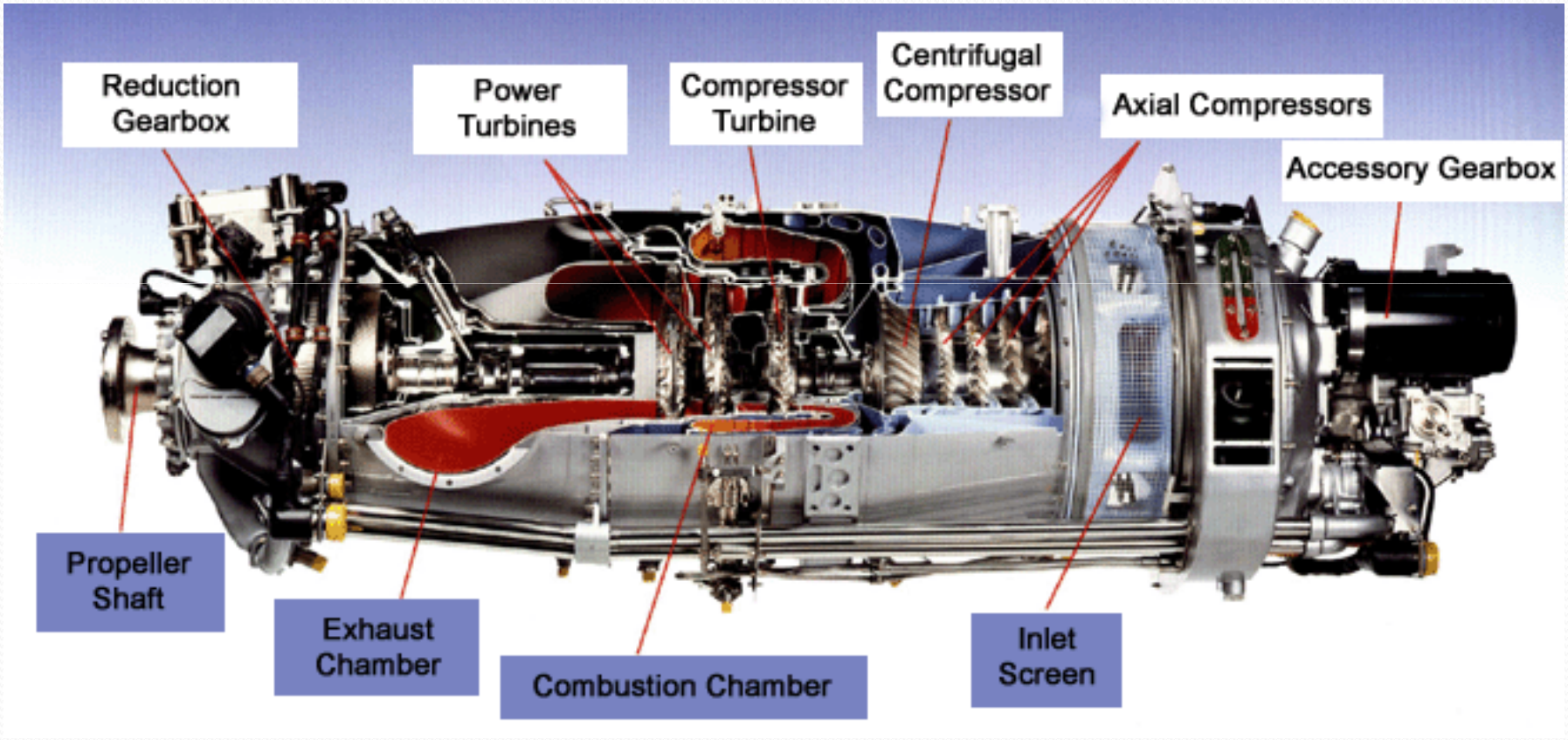
مقدمه

TurboProp



RR- Dart

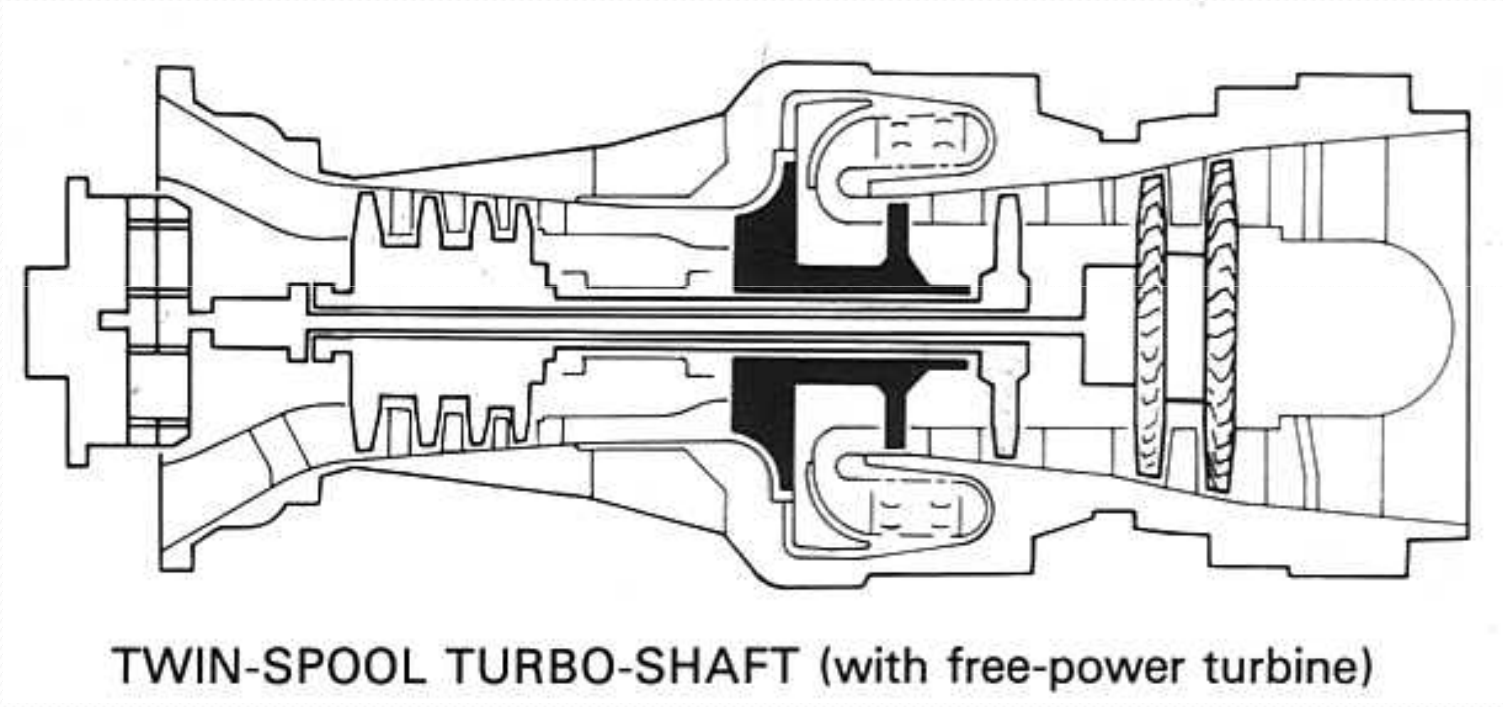
TurboProp- Power Turbine



Pratt- Withney Canada PT-6

مقدمه

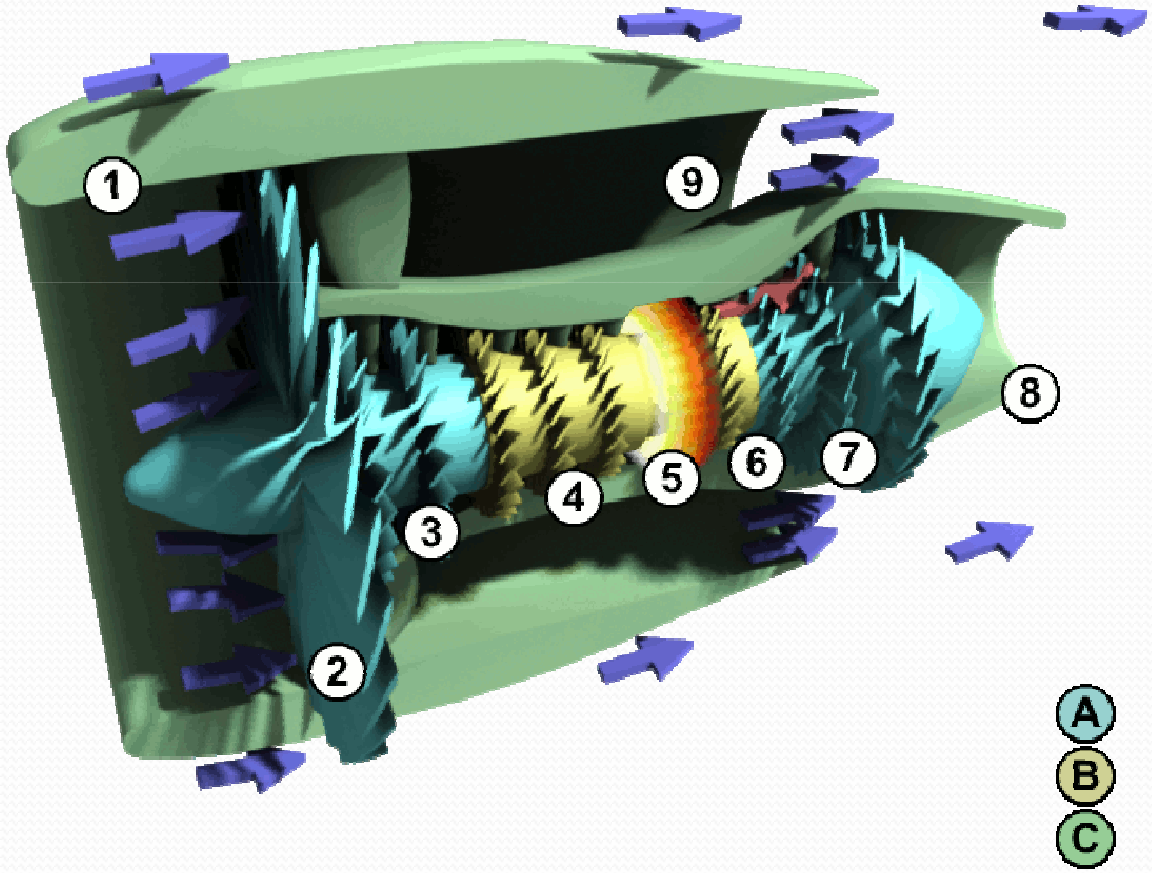
TurboShaft- Power Turbine



TWIN-SPOOL TURBO-SHAFT (with free-power turbine)

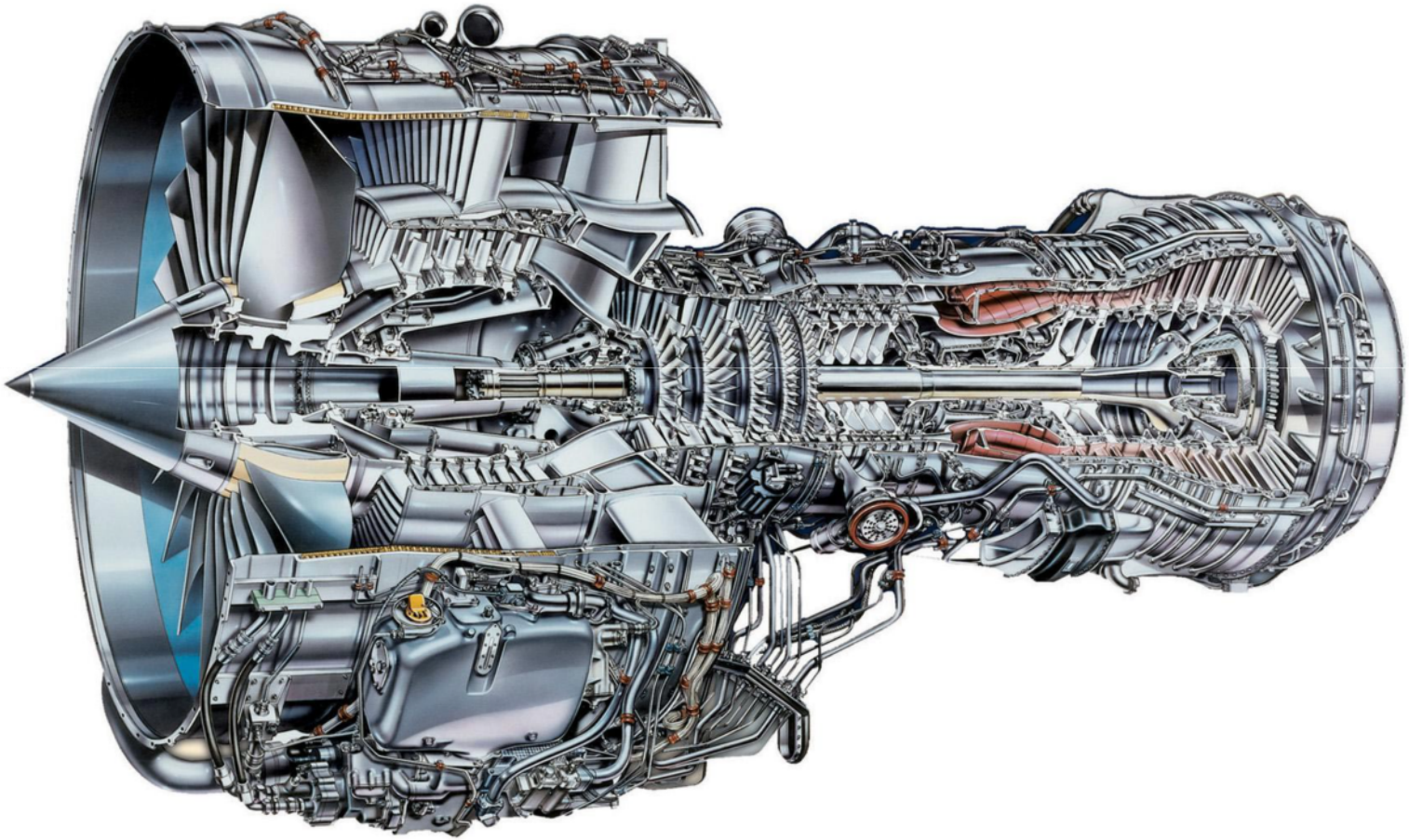
مقدمه

TurboFan



مقدمه

TurboFan



V2500- International Aero Engines

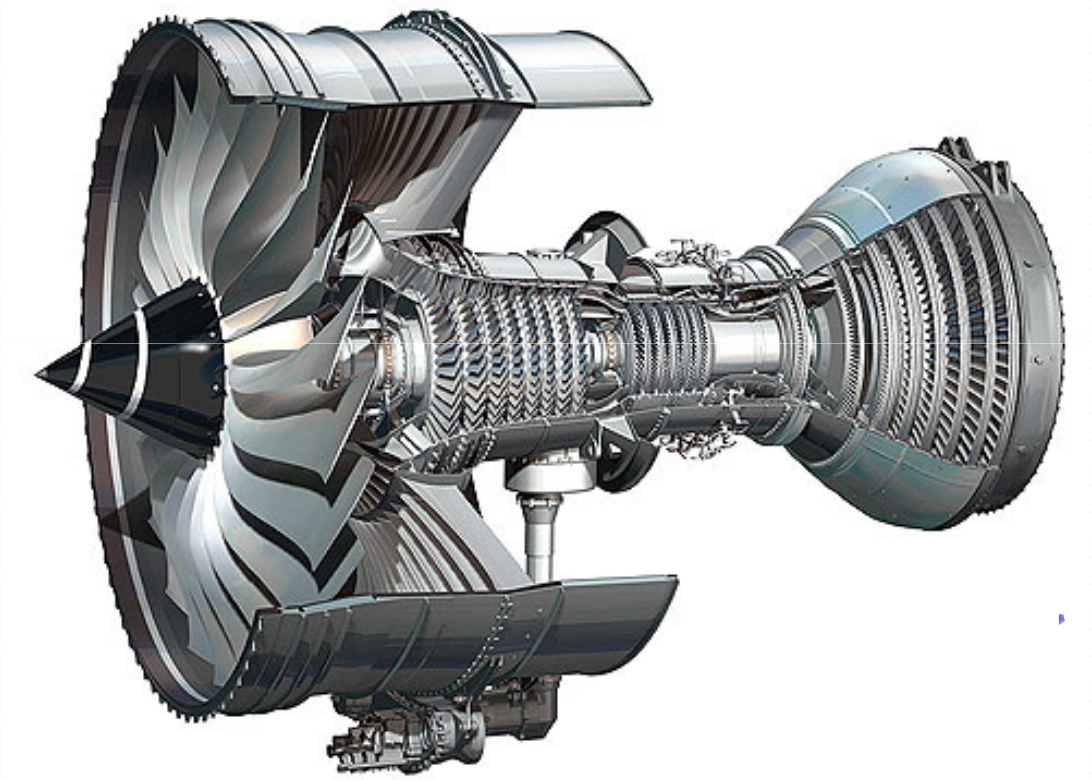
مقدمه

TurboFan

V2500- International Aero Engines

مقدمه

TurboFan



Trent- Rolls Royce