دانشکده صنعت هواپیمایی

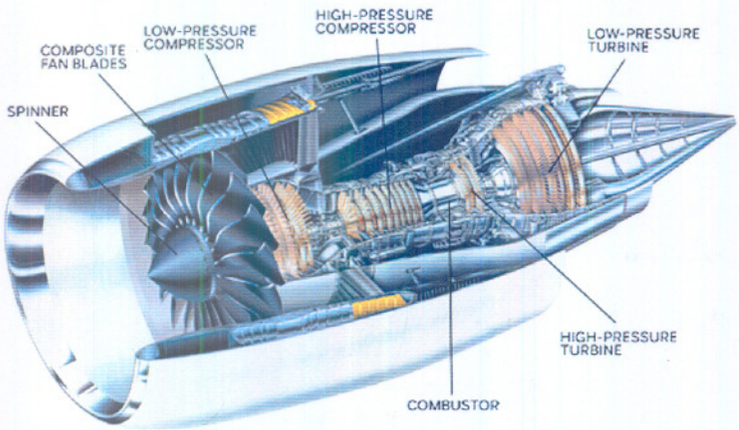
AVIATION INDUSTRY COLLEGE

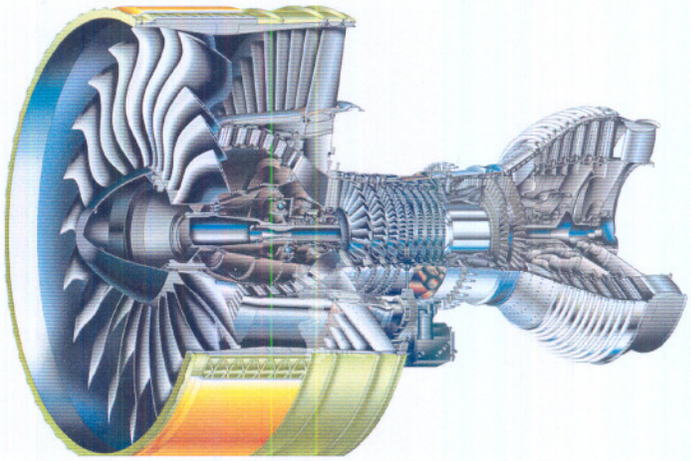
موتورهای هواپیما

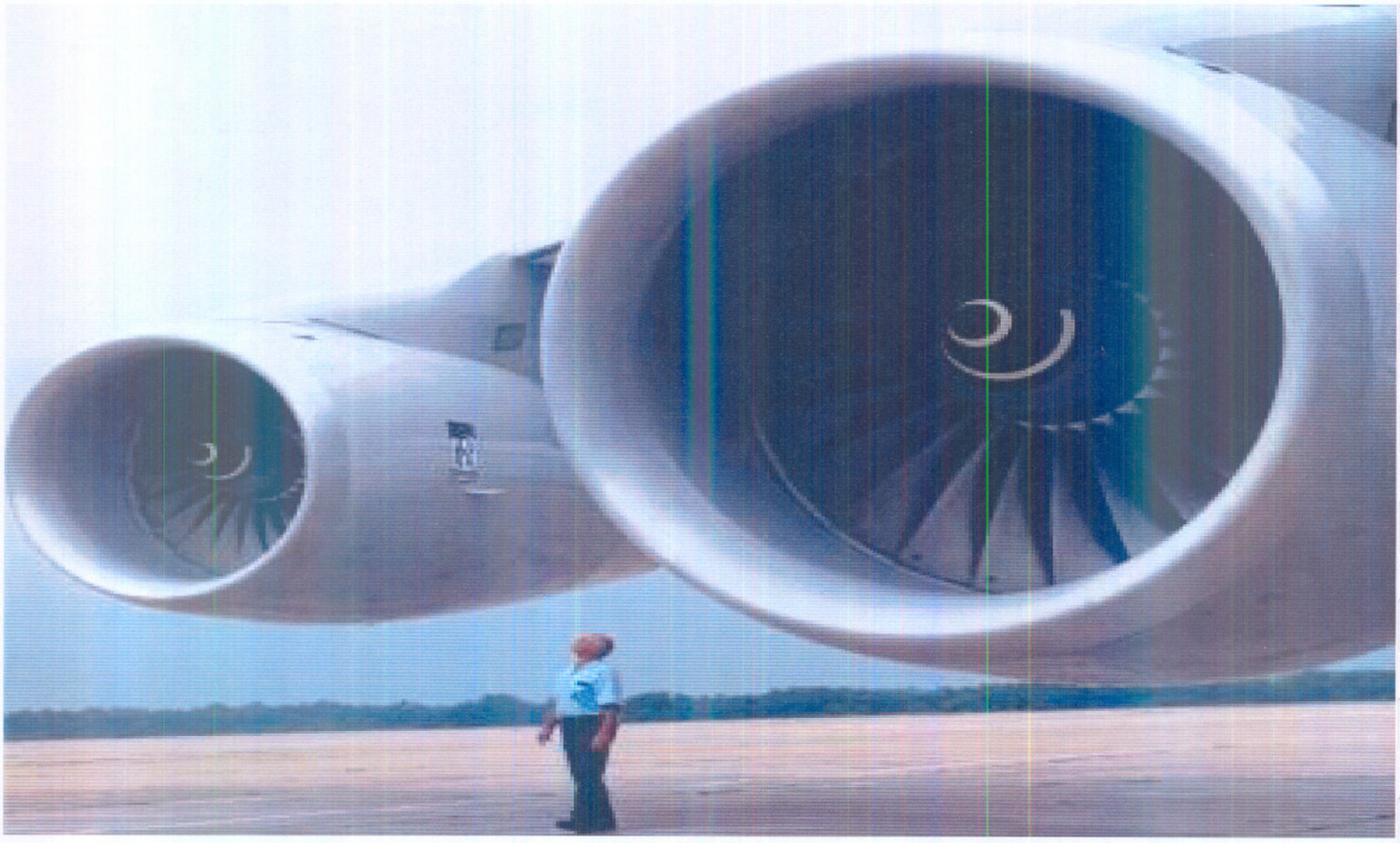
پیستونی، جت و ملخ

تالیف : مهندس پرویز نیکپور

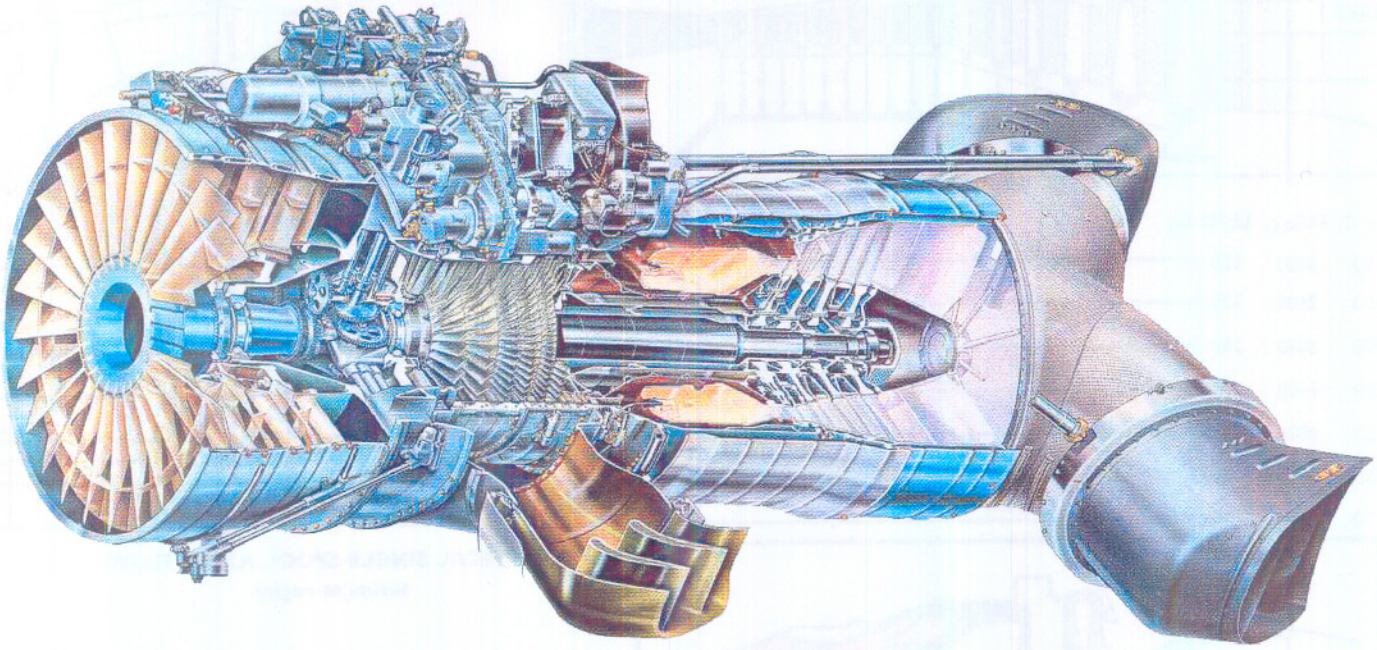
موتورهـــــای توربینی



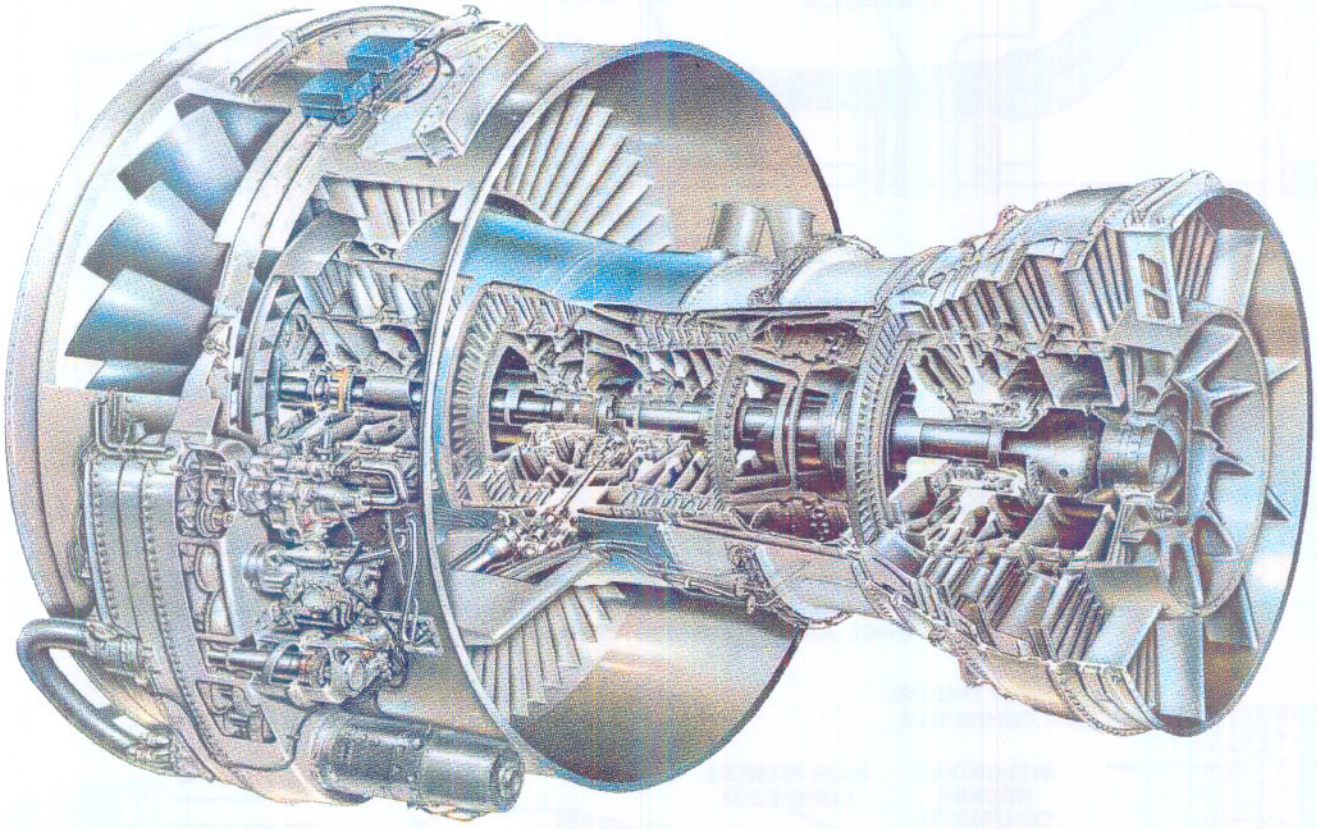




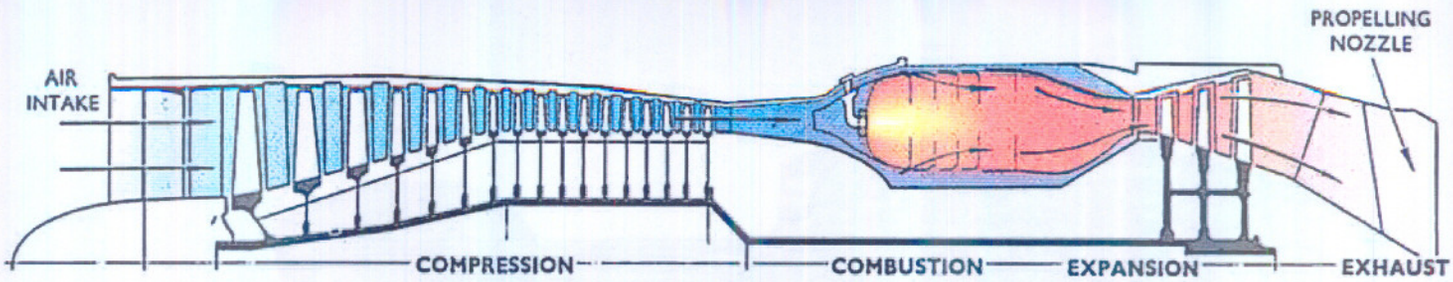
GAS TURBINE ENGINES

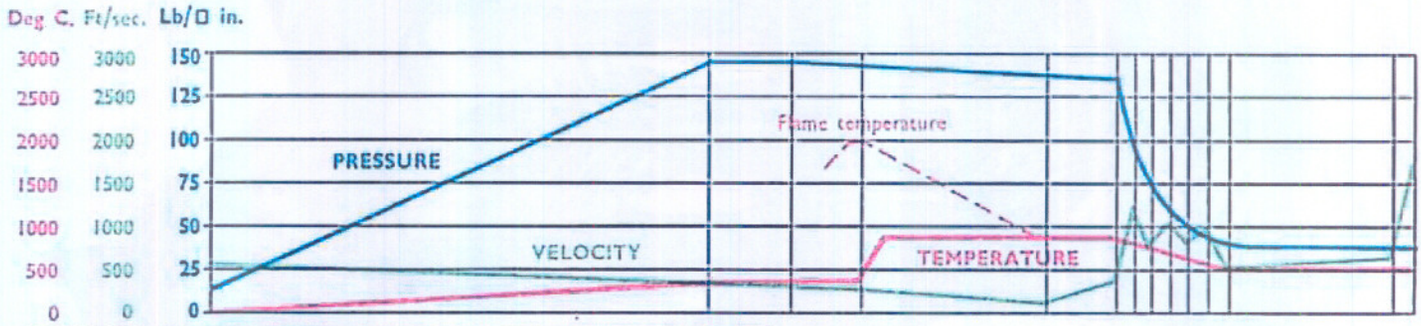


R.R. Pegasus- Installed in Harrier
(twin-spool turbofan with thrust deflector system)

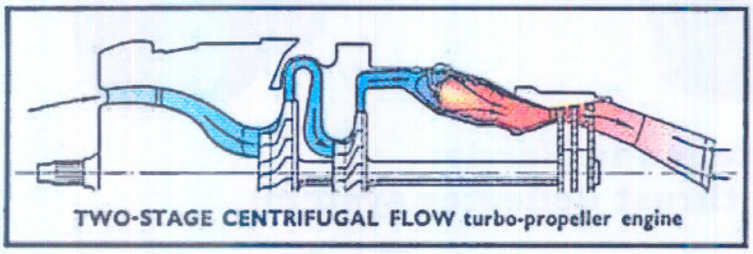


Rolls-Royce RB211
Triple-Spool front Fan

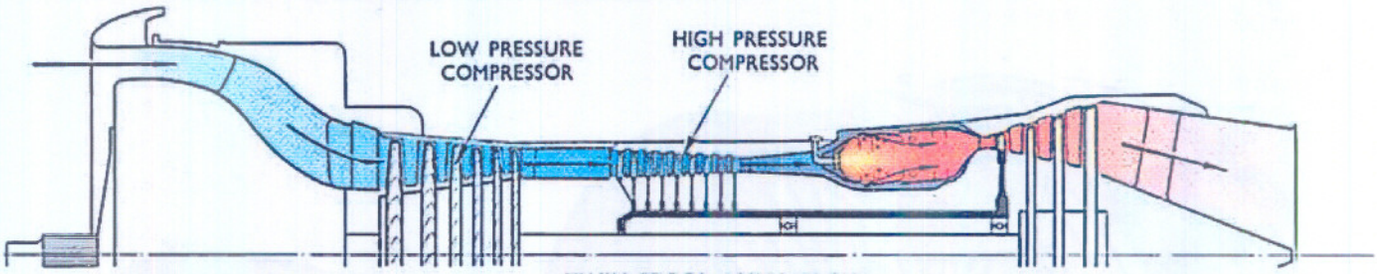




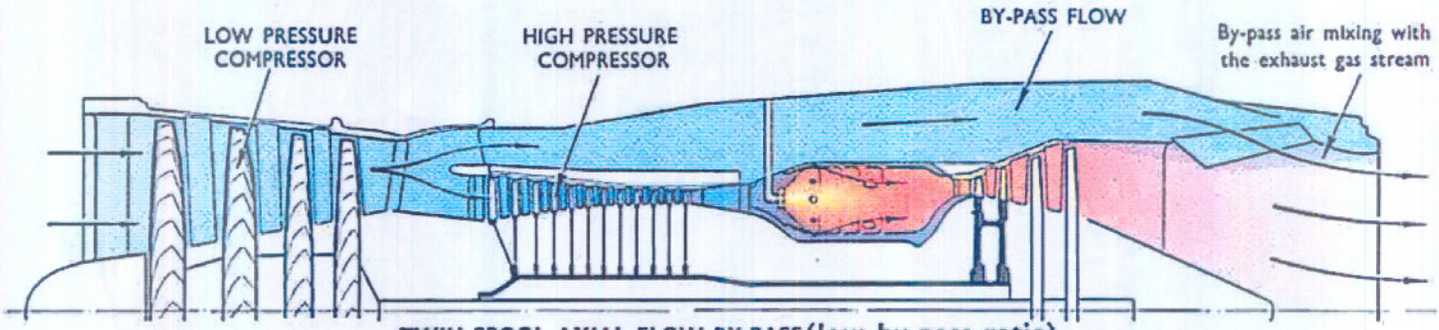
TYPICAL SINGLE-SPOOL AXIAL FLOW
turbo-jet engine



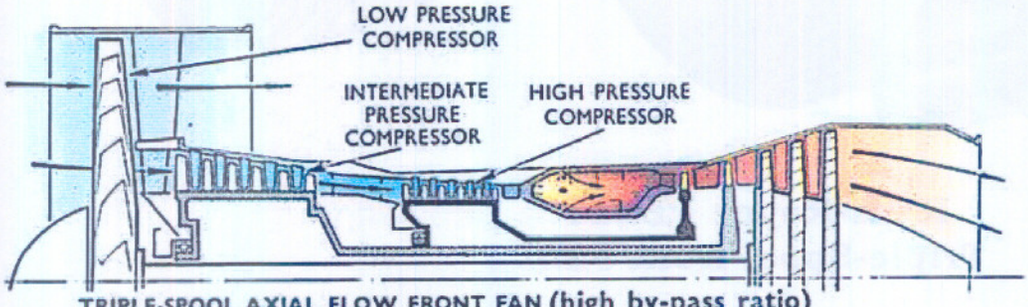
TWO-STAGE CENTRIFUGAL FLOW turbo-propeller engine



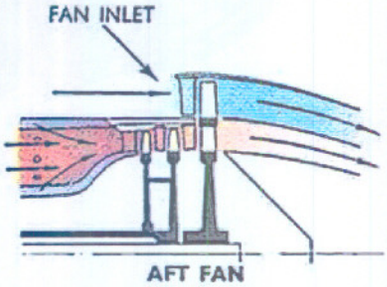
TWIN-SPOOL AXIAL FLOW
turbo-propeller engine



TWIN-SPOOL AXIAL FLOW BY-PASS (low by-pass ratio)
turbo-jet engine



TRIPLE-SPOOL AXIAL FLOW FRONT FAN (high by-pass ratio)
turbo-jet engine



AFT FAN
turbo-jet engine

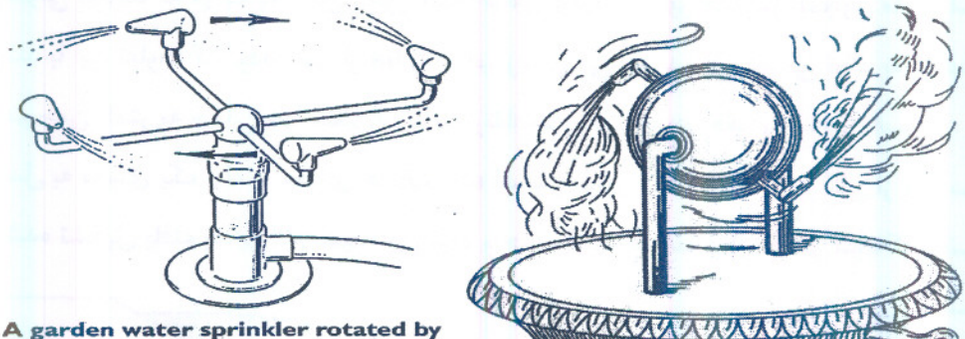
جت وجود دارند که فاقد قطعات گردنده میباشند هم چون موتورهای **ramjet** ، **pulsejet** و **rocket engine** ولی موتورهای جتی که ما در هواپیمائی سر و کار داریم دارای قطعات گردنده هم چون توربین بوده و از همین رو بطور کلی به آنها **gas turbine engines** گفته و بر اساس همین واژه **turbine** است که با انواع مختلف موتورهای جت توربینی هم چون **turbojet** و **turboprop** و **turbofan** و **turboshaft** مواجه می شویم که به موقع در مورد آنها به تفصیل صحبت خواهد شد. به موتورهای جت سری اول که فاقد قطعات گردنده هستند چون به شکل لوله (**duct**) بوده و با جریان گازهای داغ سر و کار دارند، **athodyd (aero thermodynamic duct)** گفته میشود.

1. Ram jet

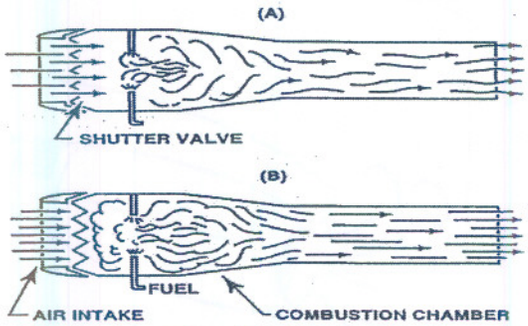
این موتور ساده در حالت سکون[1] قادر به کار نیست بلکه باید در حرکت باشد تا **ramair** وارد آن بشود زیراکه فاقد کمپرسور است و به همین خاطر به آن **ramjet** میگویند. کاربرد **ramjet** در مواردی است که سرعت اولیه زیادی موجود باشد و با توجه به وزن کم و سادگی ساختمانی بسیار جالب توجه است ولی چون تراکم هوای محسوسی در داخل آن صورت نمی پذیرد مصرف سوخت آن و به عبارت بهتر **sfc** آن بالاست ولی با توجه به سادگی، سبکی، ارزانی و **maintenance** کم در کاربردهای کوتاه مدت، موتور مناسب و ایده الی به شمار میرود.

2. Pulsejet

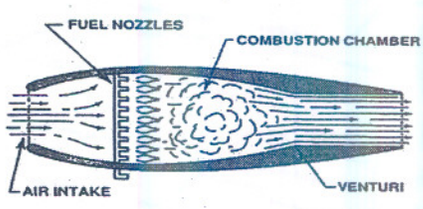
این موتور نیز فاقد قطعات گردنده است و چون در جلو دریچه هائی دارد که به طور ضربانی باز و بسته می شوند، **pulsejet** نامیده می شود . این موتور در حالت سکون نیز کار میکند ولی راندمان کمی دارد. آلمانی ها در جنگ جهانی دوم در موشک های خود از این موتور استفاده زیادی کردند.



A garden water sprinkler rotated by the reaction of the water jets.



A pulse jet engine; (A) charging (shutter valve open)
(B)fuel burns and the engine accelerates (shutter valve closed)



A ram jet engine

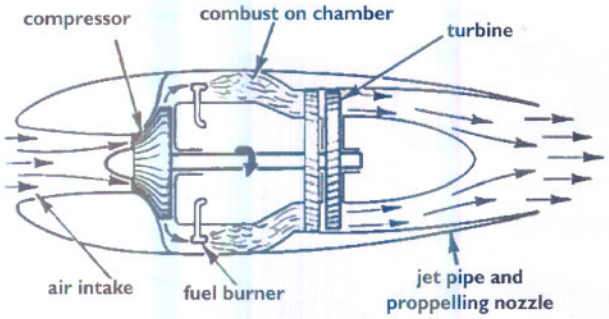
[1] static

3. Rocket engines

این نوع موتورها در فضا کاربرد خوبی دارند و چون در فضا هوا وجود ندارد موشک ها با خود هم اکسیژن و هم سوخت حمل میکنند بنا براین بر خلاف سایر موتورهای جت دماغ موشکها بسته است و اکسیژن و سوخت وارد محفظه احتراق گشته و پس از احتراق و انبساط ، با سرعت زیاد از انتها خارج شده و طبق اصل عمل و عکس العمل، نیروی تراست را پدید می آورد .

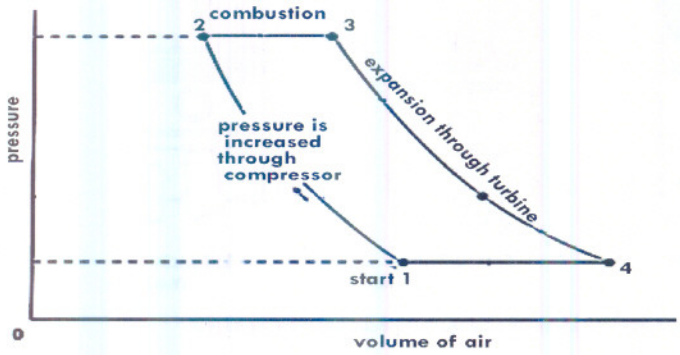
4. Turbojet engines

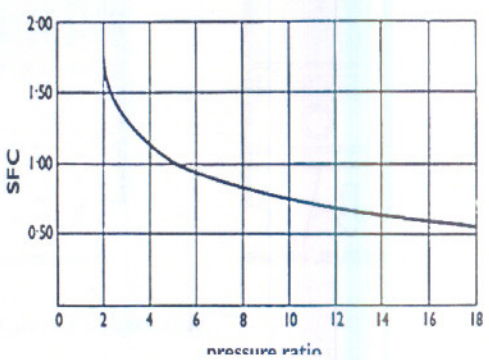
بحث اصلی ما در مورد موتورهای جت از همین جا آغاز می گردد و همان طوری که قبلاً اشاره کردیم این نوع موتورها دارای قطعات گردنده بنام کمپرسور و توربین و تعدادی محفظه احتراق میباشند . کمپرسور در قسمت جلوی موتور قرار داشته و با چرخش خود هوا را به داخل کشیده و متناسب با ضریب تراکم آنرا به دفعات فشرده میکند . هوای فشرده پس از خروج از کمپرسور وارد محفظه احتراق گشته و با سوخت میسوزد که در اثر انبساط حاصله سرعت آن زیاد گشته و در سر راه خود با توربین بر خورد نموده و آنرا میچرخاند و چرخش توربین نیز باعث چرخش کمپرسور میشود سپس این گازها از طریق لوله اگزوز و مجرای خروجی موسوم به **propelling nozzle** با سرعت مشخص بیرون رفته و نیروی **thrust** را پدید می آورند . البته بطوری که بعداً خواهیم دید مجموعه کارهای فوق باید. با کارآئی خوبی صورت پذیرد تا راندمان موتور در حد مطلوبی باشد.



A whittle-type turbojet engine

در اینجا لازم به تذکر است که هر چه ضریب تراکم بیشتر باشد قدرت موتور و بعبارت دیگر راندمان آن بیشتر خواهد بود ولی نباید از نظر دور داشت که افزایش در ضریب تراکم، افزایش در حرارت نهائی را بدنبال داشته و ماتریل محفظه احتراق و توربین باید قادر به تحمل آن باشد و این خود یک نکته محدودکننده است.خوشبختانه امروزه با پیشرفت در علم متالوژی آلیاژهای فولاد خاصی تهیه شده و ضریب تراکم در موتورهای مدرن از **40:1** نیز فراتر رفته است و در آتیه با ظهور و پیدایش آلیاژهای جدید از این هم فراتر خواهد رفت . افزایش ضریب تراکم باعث کاهش وزن موتور نسبت به تراست حاصله یعنی **lower weight to thrust ratio** و نیز کاهش **sfc** میشود .



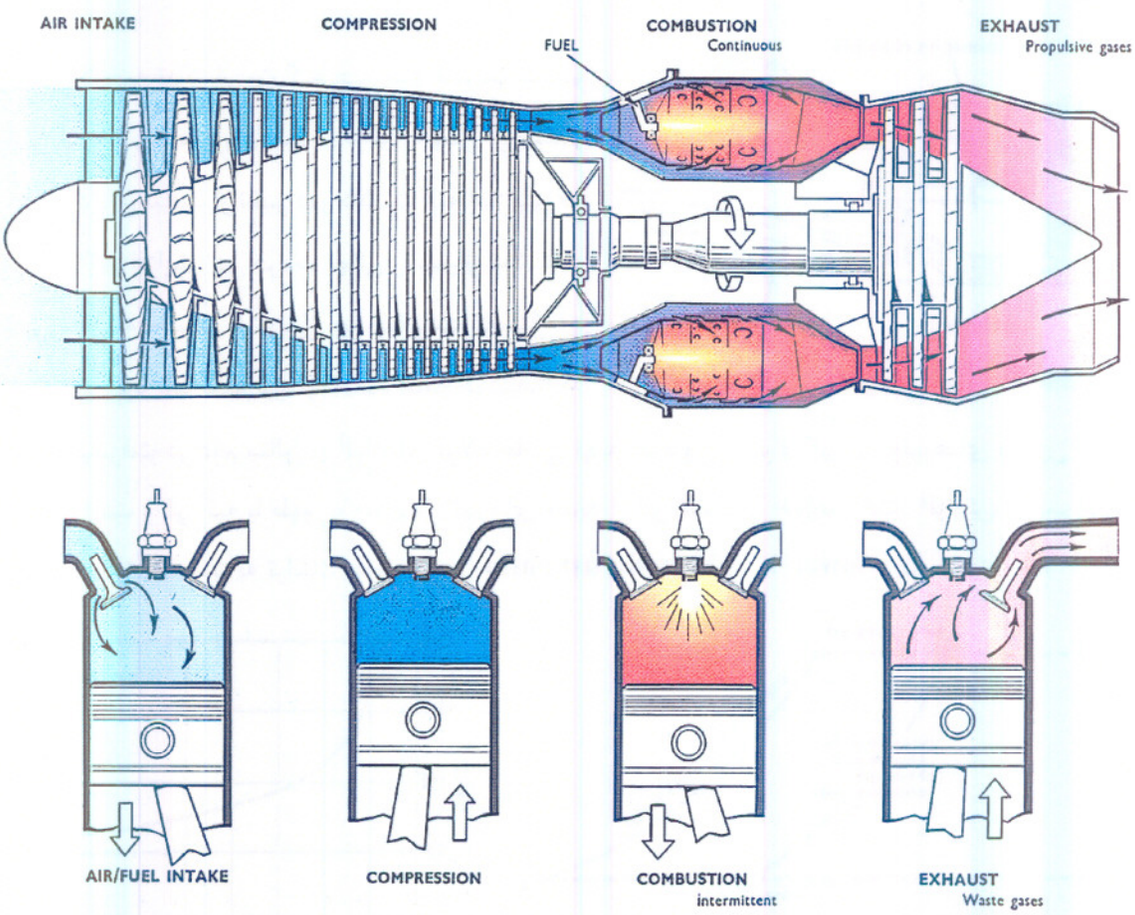


فصـــــــــل دوم

سیکل کـــــاری و نیروی رانـــــش

موتـور جـت نیـز همچـون موتـور پیـستونی دارای سـیکل کـاری بـوده و نیـاز بـه **intake** و **compression** و **combustion** و **exhaust** دارد با این تفاوت که سیکل کار موتور پیـستونی منقطـع **(intermittent)** بـوده و در حالیکه سیکل موتور جت پیوسته **(continuous)** است و همین پیوستگی سیکل دلیل اصلی قدرت بیشتر موتور جت نسبت به موتور پیستونی در شرایط برابر است .

اگر توجه کنید به هنگام احتراق در موتور جت چون مسیر باز اسـت افـزایش در انـرژی حاصـل از احتـراق بـه صـورت انبساط و افزایش سرعت و نه افزایش فشار صورت می پذیرد بنابراین در موتور جت احتـراق در فـشار ثابـت بـر اسـاس **brayton cycle** صورت می پذیرد.



A comparison between the working cycle of a piston engine and a turbo-jet engine

محـــاسبه نیروی رانـــــــــش

گفتیم که موتور جت بر اساس اصل سوم نیوتن نیروی رانش را تولید می کند یعنی نیروئی به سمت عقب بـر هـوا وارد کرده و عکس العمل این نیرو برای ما تراست را فراهم می آورد و باز می دانیم که طبق اصل دوم مکانیک $F = ma$ و نیز $W = mg$ یـــا $m = W/g$ بنابراین با استفاده از حقایق فوق می توان به تر تیب زیر اقـدام بـه نوشـتن فرمـول تراست که بر دو نوع است، نمود.

1) Net thrust (F_n)

این نوع **thrust** به حالتی اطلاق می شود که هوای ورودی به موتور سرعت (V_a) داشته و به عبارت دیگر تقریبا میشود گفت موتور در حرکت باشد در این صورت فرمول آن به دو شکل زیر خواهد بود :

وقتی که **jet nozzle** در حالت **choke** نباشد : $F_n = \frac{W_a}{g}(V_j - V_a)$

وقتی که **jet nozzle** در حالت **choke** باشد : $F_n = \frac{W_a}{g}(V_j - V_a) + A_j(P_j - P_a)$

و همچنین : $pressure\ thrust = A_j(P_j - P_a)$ و $momentum\ thrust = \frac{W_a}{g}(V_j - V_a)$

در فرمولهـــای فوق $W_a(lbs/\sec)$ وزن هوای ورودی به موتور و $V_j(ft/\sec)$ سرعت گازهـــای خروجی در **jet nozzle** و $V_a(ft/\sec)$ سـرعت هـوای ورودی، A_j سـطح مقطـع **jet nozzle** و $P_j(psi)$ فـشار اسـتاتیک **jetpipe** و $P_a(psi)$ فشار استاتیک اتمسفر است. ضمنا در داخل موتور سوخت به هوا افـزوده میـشود ولـی بـه دلیل نشطی های داخل موتور از وزن سوخت صرف نظر میگردد.

2) Gross thrust (F_g)

حالتی است که سرعت هوای ورودی به موتور (V_a) صفر بوده یعنی در واقع موتور در حالت سکون باشد پس :

وقتی که **jet nozzle** در حالت **choke** نباشد : $F_n = \frac{W_a}{g}(V_j - 0) = \frac{W_a}{g}V_j$

وقتی که **jet nozzle** در حالت **choke** باشد : $F_n = \frac{W_a}{g}V_j + A_j(P_j - P_a)$

این نوع **thrust** در **test stand** بوسیلهٔ دستگاه قابل اندازه گیری است ولی در حین پرواز چنـین محاسـبه ای امکان پذیر نبوده و از نشان دهنده **EPR** استفاده میشود .

$(Engine\ pressure\ ratio)EPR = \frac{P_{t7}}{P_{t2}}$ = ratio between jetpipe total pressure to intake total pressure

Thrust Horse Power

همانطور که میدانیم **thrust** نیرو ست و واحد آن پوند (**lb**) است در حالیکه **power** کار انجام شده در واحد زمان بوده و واحد آن اسب بخار است . حال اگر بخواهیم رابطه بین این دو را بدانیم از فرمول زیر استفاده میشود :

$$THP = \frac{thrust(lb) \times V(mph)}{375} \qquad 1hp = 375lb - mile/hour$$

مثال- هواپیمایی با سرعت **750mph** در حال پرواز بوده و موتور آن **4000lb** تراست تولید میکند. **THP** آن چقدر است ؟

$$THP = \frac{4000 \times 750}{375} = 8000hp$$

عوامـــل موثر بر نیروی رانـــــش

برای بحث در مورد عوامل مؤثر بر نیروی چلو برنده لازم است که فرمول کلی آن $F = m(V_j - V_a)$ را نوشته و از طریق آن عوامل مؤثر را بررسی کنیم :

1) Jet Nozzle velocity (V_j)

همانطوری که از فرمول دیده میشود افزایش V_j (درحد مجاز) باعث افزایش تراست میگردد .

2) Inlet air velocity (V_a)

همانطور که مشهود است افزایش V_a باعث کاهش تراست میشود. پس بیشترین تراست وقتی حاصل میشود که موتور در حال سکون $(V_a = 0)$ باشد.

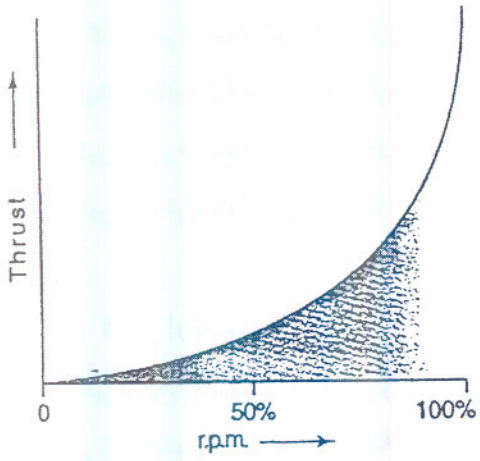
3) Ram effect

اگر دقت کنیم هر چه سرعت هواپیما بیشتر شود جرم هوای ورودی به موتور افزایش یافته پس تراست افزایش می یابد که این عامل را **ram effect** گویند . از طرفی قبلاً دیدیم که طبق فرمول افزایش V_a باعث کاهش تراست می شود پس این دو عامل با یکدیگر مقابله کرده و در سرعت های بالای **350 mph** تأثیر مثبت **ram effect** تأثیر منفی V_a را جبران می کند . دیاگرام ذیل روند این تغییرات را در ارتفاعات مختلف به خوبی نشان میدهد.

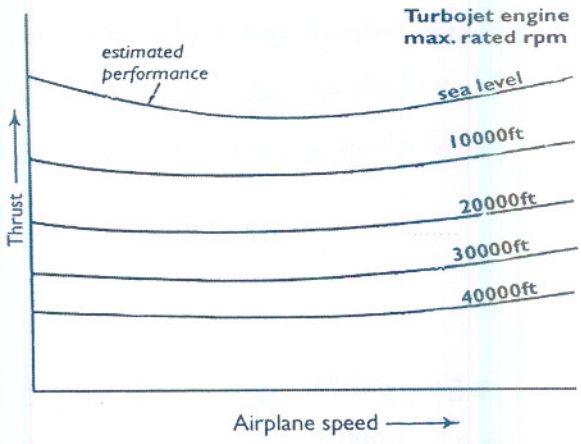
4) rpm :

واضح است که تراست با دور رابطه مستقیم داشته ولی این رابطه خطی نبوده و طبق تصویر مقدار افزایش در دورهای بالا بمراتب بیشتر از دورهای پائین است.

در اینجا تغییرات تراست با دور را در مورد دو موتور معروف یکی **JT9D** که بر روی بوئینگ **747**سوار بوده و دیگری موتور قدیمی **JT3D** که بر روی **707** و **DC-8** داگلاس سوار است و هر دو محصول کمپانی معروف **pratt&whitney** هستند را بنظر شما میرسانم که بخوبی مؤید گفته های فوق است . لازم به یاد آوری است که این مقادیر مربوط به سطح دریا تحت شرایط استاندارد یعنی دمای **59° F** و فشار **29.92** اینچ جیوه میباشند .



GTE thrust vs. rpm



effect of airspeed and altitude on thrust.

$$JT9D-7AH$$

$$Max.\ rating: \begin{cases} N_2 = 7807 \\ N_1 = 3600 \\ F_n = 46750lb \end{cases} \qquad Idle: \begin{cases} N_2 = 5000 \\ N_1 = 960 \\ F_n = 2500lb \end{cases}$$

اگر حداکثر دور موتور را **100%** گیریم ملاحظه میشود که بر اساس N_2 ، دور **Idle** برابر **5000** حدوداً **65%** دور ماکزیمم یعنی **7807** میشود در حالیکه **thrust** تولیدی آن یعنی **2500** پوند حدود **5%** حد اکثر **thrust** یعنی **46750** پوند میگردد که بخوبی بیانگر به شدت غیر خطی بودن **thrust** نسبت به **rpm** است. دلیل این مسئله را در فصول آتی بیان خواهم کرد .

$$JT3D-7$$

$$Max.\ rating: \begin{cases} N_2 = 9655 \\ N_1 = 6185 \\ F_n = 19000lb \end{cases} \qquad Idle: \begin{cases} N_2 = 5000 \\ N_1 = 1850 \\ F_n = 900lb \end{cases}$$

5) Pressure ratio

ضریب تراکم تأثیر عمده ای بر **thrust** دارد که در صفحهٔ 3 در مورد آن توضیح داده ام. در اینجا اضافه می کنم که اولاً بر خلاف موتور پیستونی در موتور جت ضریب تراکم موتور جت محدودیت نداشته و در موتورهای امروزی به مرز **45:1** رسیده است ثانیاً مجدداً بر خلاف موتور پیستونی ضریب تراکم ثابت نبوده و تابع **rpm**

است و ضریب تراکم **design** در دورهای بالا حدود **100%** حاصل میشود که در مورد اثرات آن در فصول سوم و چهارم بحث خواهم کرد .

6) تأثیر عوامل جوی

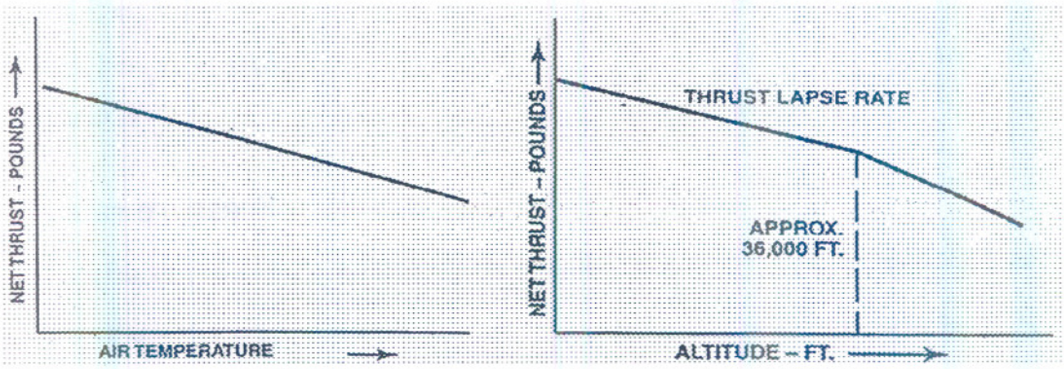
همانطوری که از فرمول دیده میشود جرم هوا تأثیر مستقیم بر تراست دارد و هر عامل جوی که روی جرم هوا اثر گذارد، بر تراست نیز همان اثر را خواهد گذارد مثلاً اگر فشار هوا زیاد شود دانسیته هوا و در نتیجه جرم افزایش یافته و تراست نیز افزایش میابد . بالعکس اگر درجه حرارت هوا افزایش یابد دانسیته هوا کاهش یافته (رقیق تر) و در نتیجه جرم کاهش یافته و باعث کاهش تراست خواهد شد پس در تابستان که هوا گرم است موتور جت تراست کمتری نسبت به زمستان تولید مینماید .

7) تاثیر ارتفـــاع [1]

تأثیر ارتفاع بر تراست موتور در واقع تابع تغییرات **air density** میباشد پس با افزایش ارتفاع چون فشار کم می شود دانسیته نیز کاهش یافته پس تراست نیز کاهش میابد ولی چون تا حدود **36000** پا، درجه حرارت نیز کاهش میابد این کاهش تا حدی کاهش دانسیته را خنثی کرده پس کاهش تراست از **36000** پا به بعد طبق دیاگرام شدیدتر میشود. به عنوان مثال موتور **JT9D** بر روی هواپیمای **747** در شرایط استاندارد سطح دریا حدود **48500lb** تراست تولید میکند. همین موتور در ارتفاع **40000** پا، تراست اش به حدود **10500lb** کاهش مییابد. که خود البته موهبتی است زیرا که مصرف سوخت به غایت کاهش می یابد.

8) رطـــوبت [2]

در موتورهای پیستونی با افزایش رطوبت هوا از قدرت تولیدی آنها کاسته شده و مقدار این کاهش تا **7%** نیز میرسد . دلیل این مسئله این است که در این موتورها رطوبت هوا باعث **rich** شدن مخلوط گشته و راندمان موتور را کاهش میدهد ولی در موتورهای جت چنین نیست چون در این موتورها از **100%** هوای ورودی فقط **25%** صرف احتراق گشته و بقیه **75%** به مصرف **cooling** می رسد بنابراین وجود رطوبت در هوا تأثیری در فرآیند احتراق نداشته پس بر تراست حاصله میشود گفت تأثیری ندارد .



altitude effect [1]
humidity [2]

راندمـــــان موتور [1]

راندمان به معنای کارآئی است بنابراین کلیه فعل وانفعالاتی که در داخل موتور صورت میپذیرد باید حتی المقدور از جوانب مختلف با کارآئی بیشتر انجام شود تا از نظر اقتصاد عملیاتی و نیز مصرف سوخت نتایج مقبولی حاصل گردد.

الف) راندمـــان حرارتـی [2]

به این نوع راندمان اصطلاحاً راندمان داخلی [3] نیز میگویند و عبارت است از نسبت بین انـرژی سـینتیک گازهـا و کـل انرژی حرارتی سوخت. این راندمان در موتورهای جت حدود **35%** است و بستگی به ضریب تراکم و نیز درجه حـرارت احتراق دارد و هر چه این دو عامل زیاد شوند، راندمان حرارتی بیشتر خواهد شد ولی در این میـان نبایـد از واماندگی کمپرسور و نیز میزان تحمل آلیاژ توربین غافل ماند .

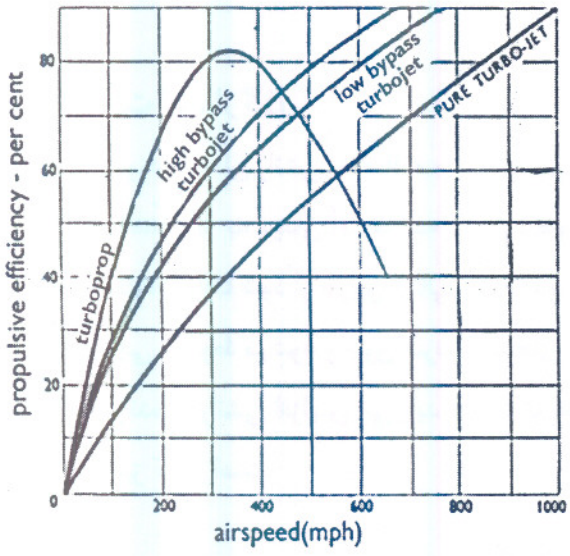
$$(thermal\ efficiency)TE = \frac{gas\ kinetic\ energy}{fuel\ heat\ energy}$$

ب) راندمـــان رانشـــی [4]

این نوع راندمان که با آن راندمان خارجی [5] نیز میگویند چنین تعریف میشود.

$$(propulsive\ efficiency)PE = \frac{work\ done\ on\ a/c}{energy\ imparted\ to\ airflow} = \frac{work\ done\ on\ a/c}{gas\ kinetic\ energy} = \frac{2V_a}{V_a + V_j}$$

طبق فرمول اگر سرعت گازهای خروجی (V_j) کاهش یابد، راندمان رانشی افزایش میابد و تصویر زیر راندمان رانشی موتورهای مختلف جت را نشان می دهد . طبق تصویر راندمان رانشی موتورهای جت ملخدار حدود **400mph** به حد اکثر رسیده و پس از آن کاهش میابد و به همین خاطر هواپیماهای ملخدار برای سرعتی بیش از این مناسب نیستند. اگر دقت کنیم راندمان رانشی موتورهای جت خالص در سرعت های پائین کمتر از جت ملخدار است ولـی در سـرعت های زیاد بر آن پیشی می جوید و باز در میان موتورهای جت راندمان نوع **by-pass** بیـشتر از توربوجـت بـوده و نیـز راندمان توربوفن بیشتر از **by-pass jet** است و به همین خاطر است که هواپیماهای مدرن کنونی همگی از موتورهای توربوفن استفاده میکنند. راندمان رانشی موتورهای مدرن کنونی حدود **85%** است .



Propulsive efficiencies and aircraft speed

ج)راندمـــان کلـــی [1]

این راندمان تلفیقی از دو راندمان قبل بوده بـه طـوری کـه میشود ثابت کرد .

$$OE = TE \times PE = \frac{work\ done\ on\ a/c}{heat\ energy\ of\ fuel}$$

راندمان کلی موتورهای جت حدود **30%** است .

---

[1] engine efficiency
[2] thermal efficiency
[3] internal efficiency
[4] propulsive efficiency
[5] external efficiency

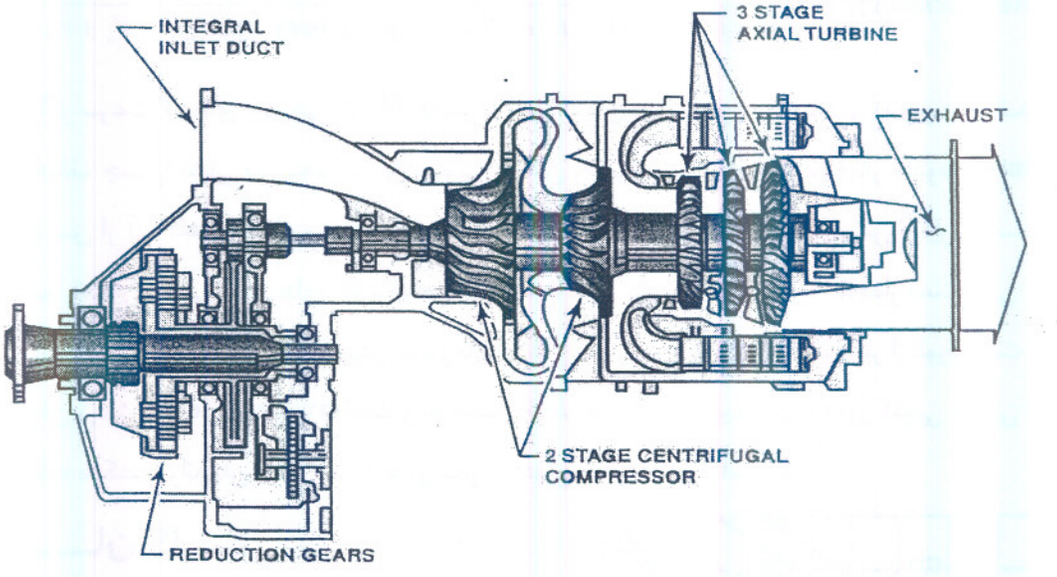
انـــــواع موتورهای جـــت

موتورهای **gas turbine** به اشکال زیر یافت می گردند :

توربو جت، توربوپراپ، جت کنارگذر[1]، توربوفن و توربوشفت

1) توربـــوپـــراپ

همانطور که در آئرودینامیک خواندیم ملخ برای سرعت های کم کارآئی بیشتری نسبت به جت خالص دارد از این رو در هواپیماهای پیشرفته موتور پیستونی ملخدار جـای خـود را بـه **turboprop** یـا **propjet** داده اسـت و بدین ترتیب این ترکیب خصوصیات خوب موتور جت را از نظر وزن کمتر و عاری بودن از لرزش و قدرت بیشتر بـا خصوصیات خوب ملخ تلفیق کرده است . البته موتور جت نسبت به پیستونی بسیار گران است و به همـین خـاطر هنوز تعداد زیادی هواپیمای کوچک و ارزان با موتور پیستونی تولید می شود.

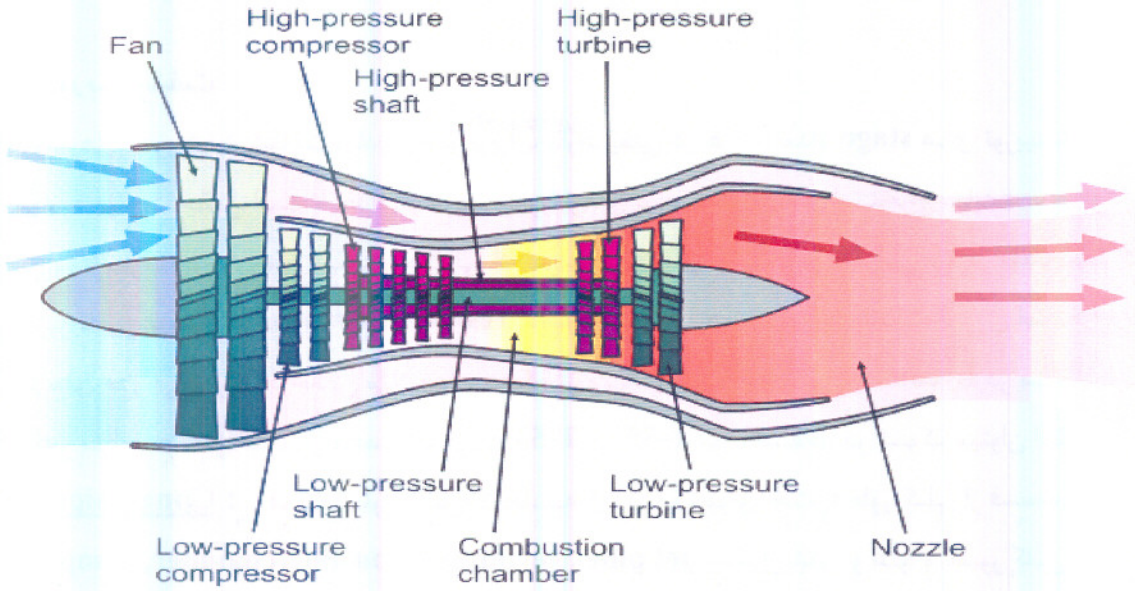


2) جت کنـــارگذر

در مورد راندمان رانشی مفصلاً صحبت کردیم . در سیر تکاملی موتورهای جت به منظور بهبود این راندمان انـواع **bypass jet** به میدان آمدند کـه طبـق تـصویر مقـداری از هـوای **LP compressor** بـدون اینکـه وارد **HP compressor** شود از طریق کانالی دور تا دور موتور را طی کرده و در **jet pipe** بـا گازهـای داغ و پـر سـرعت خروجی مخلوط میشود و چون سرعت گازهای خروجی بدین طریق کـم میـشود بـا توجـه بـه فرمـول و کـاهش V_j،راندمان رانشی افزایش می یابد. این موتورها از موتورهای جت معمولی هم قدرت خـود سـبکتر بـوده و طـول آنها نیز کمتر است.

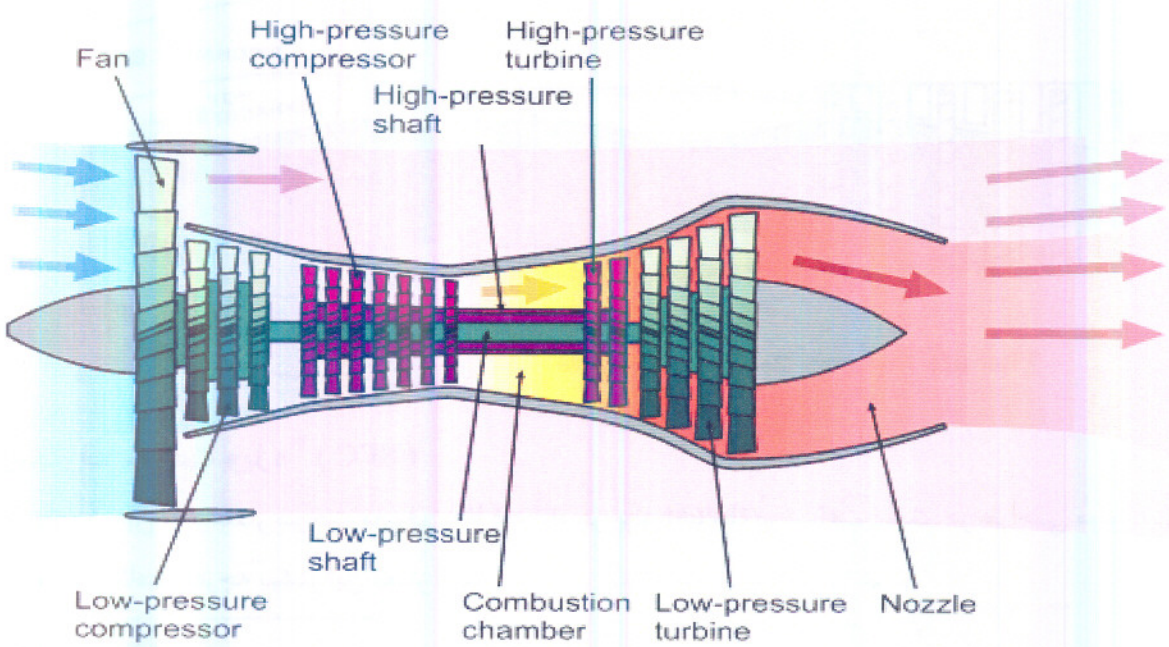
$$bypass\ ratio = \frac{airflow\ thru\ the\ fan}{primary\ airflow\ thru\ the\ basic\ engine}$$

[1] bypass jet



3) توربـــوفن

در سیر تکاملی موتورهای جت انواع توربوفن در صحنه ظاهر گردیده اند که در واقع تکامل یافتـه جـت کنارگـذر هستند با این تفاوت که مقدار به مراتب بیشتری از هـوا را کنـار گـذر کـرده و دارای **bypass ratio** بـه مراتـب بیشتری هستند و به همین خاطر به آنها **high bypass ratio engines** اطلاق میشود. مثلاً در موتور **P&W JT9D** که بر روی **747** بوئینگ نصب است این ضریب حدود **5:1** است . در این نوع موتورهـا بیـشتر تراسـت از فن حاصل می شود . صدای این موتورها و دودشان ونیز **sfc** آنها کمتر از موتورهای توربوجت است به زبان دیگـر موتورهای توربوفن در واقع میان بری بین جت خالص و جت ملخدار هستند و همانطور که در تصویر دیده میشود، **PE** آن بیشتر از دیگر موتورهای جت خالص است . در آخرین مدلهای این نوع موتور هم چـون **GE90** و **Rolls-Royce Trent** که برای هواپیماهای دهه **90** هم چون بوئینگ **777**ساخته شده اند ضریب **bypass** حدود **9:1** است . قطر فن این موتورها بیش از **3** متر است . این موتورها به تراست بیش از **125000** پوند دست یافته اند.

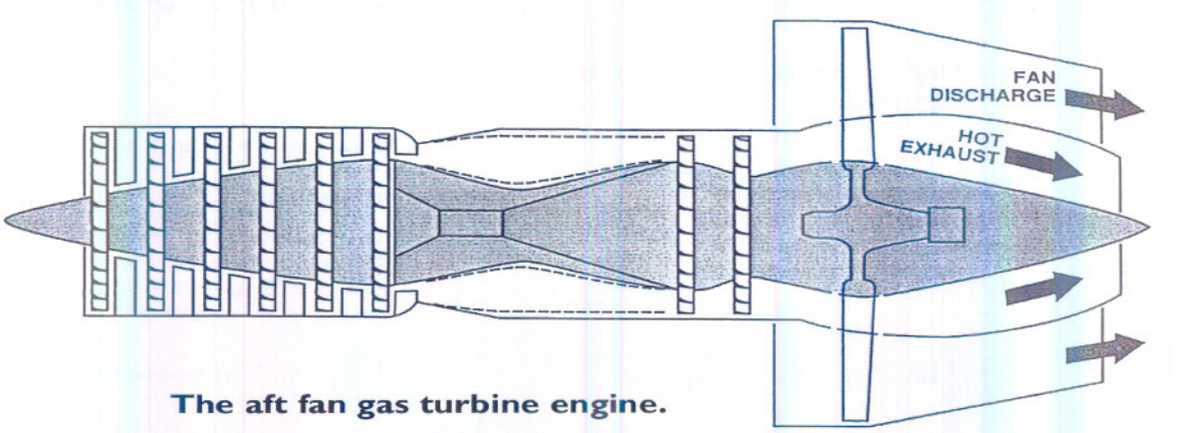


4) توربـــوشفت

موتورهای توربوشفت شباهت زیادی به توربوپراپ دارند یعنی در هر دو تعداد **stage** هـای توربینـشان بیـشتر از موتورهای جت خالص است تا حد اکثر انرژی را از گازهای پر سرعت خروجی اسـتخراج نماینـد . توربـوپراپ ایـن انرژی را صرف چرخش ملخ میکند و **85** الی **90** درصد تراست توسط ملـخ و **10** الـی **15** در صدتوسـط گازهـای اگزوز تامین میشود که به **residual thrust** موسوم است ولی در موتـور توربوشـفت انـرژی اسـتخراج شـده از گازهای خروجی صرف چرخاندن مثلاً پروانه هلیکوپتر و . . . میشود. کمپـانی **Lycoming** در سـاخت ایـن نـوع موتور سرآمد همگان است واز محصولات آن به **T-53** و **T-55** مورد استفاده در شنوک میتوان اشاره نمود.

Conclusion ◄◄◄ : همـــانطوری که ملاحظـــه کردیم یک موتور جت به طور کـلی از قسمت هـــای **jet pipe , turbine combustion chamber, compressor** تشکیل شده و هـوا و بطـور کلـی گازهـا حـین عبور از داخل موتور جت تغئیراتی را از نظر عوامل فیزیکی یعنی سرعت، فشار و حرارت به خود میبینند. به طـور کلـی طراحی موتور جت باید به گونه ای باشد که این تغییرات با بهترین راندمان یعنی کمتـرین **loss** صـورت پذیرفتـه و در نتیجه خود موتور بهترین راندمان را دارا گردد . در اینجا با یاد آوری از آئرود ینامیک خاطر نشان میسازم که هـر کجـا لازم باشد سرعت را زیاد کنیم از لوله همگرا و هر کجا لازم باشد سرعت را کم کنیم از لوله واگـرا اسـتفاده مـی کنـیم واین نکات در مورد جریان مادون صوت[1] صادق است.

Hint : در بعضی موتورهای توربوفن که به **aft fan** موسومند، فن در قسمت عقب موتور قرار دارد و معمولاً بـه شکل یک **free turbine** است که تیغه های آن درازتر از معمول بوده و نیمی از تیغـه در داخـل موتـور در معـرض گازهای داغ خروجی بوده و از گازها کسب انرژی کرده و نیم دیگر در بیرون موتور قرار داشته و هـوای سـرد را سـرعت بخشیده و نقش فن را ایفا مینماید . چون نیمی از تیغه توربین در معرض گازهای داغ و نیم دیگر در معرض هوای سرد است، تیغه تحت تنش حرارتی بوده و ممکن است **fail** نماید از اینرو امروزه دیگر از این موتورها استقبال نمی شود.



The aft fan gas turbine engine.

مصرف سوخت ویژه [2] (SFC)

منظور از این واژه مقدار سوخت مصرفی **(lb)** به ازاء هر پوند **thrust** در سـاعت اسـت. در طراحـی موتورهـای جدیـد سعی در کاهش هرچه بیشتر این معیار است.

---

[1] subsonic flow
[2] specific fuel consumption

فصل سوم

کمپرسور

همانطور که دیدیم کمپرسور در قسمت جلوی موتور جت قرار گرفته و وظیفهٔ آن افزایش فشار هوای ورودی به نسبت مورد نظر و تحویل این هوای پرفشار به محفظه احتراق است تا در اینجا با افزودن سوخت احتراق صورت پذیرد. کمپرسور به دو نوع "گریز از مرکز" **(centrifugal)** و "محوری" **(axial)** یافت میشود :

الف) کمپرسور گریز از مرکز

این نوع کمپرسورها امروزه مورد استفاده چندانی نداشته و محدود به موتورهای کم قدرت بخصوص توربوپراپ بوده و از سه قسمت اصلی تشکیل می‌شوند.

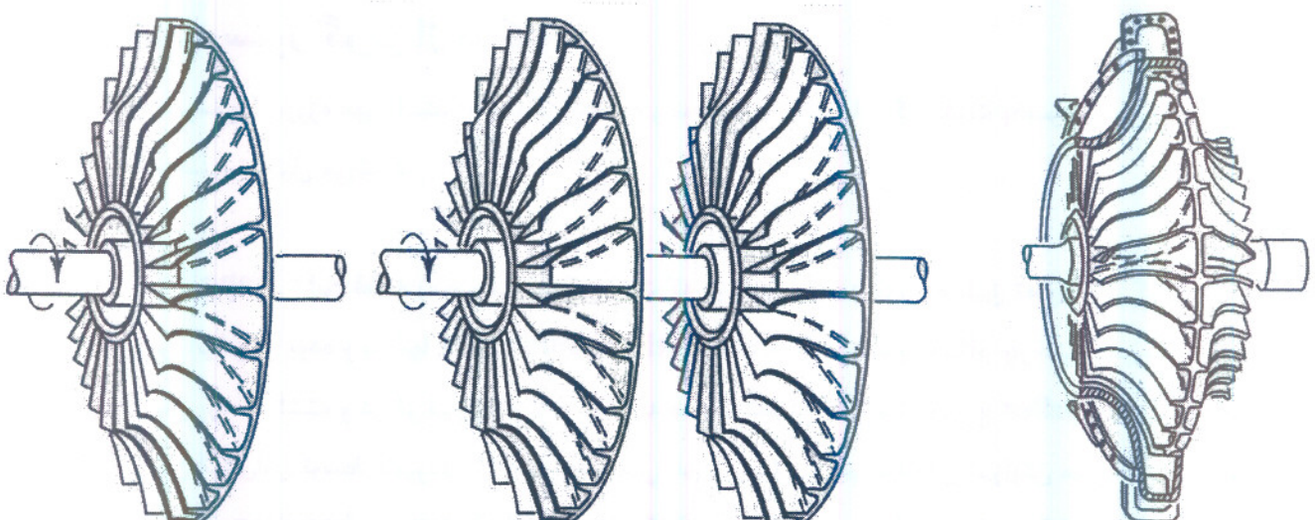
a) Impeller : این قطعه به صورت دیسکی است که در روی آن تعدادی پره طبق تصویر قرار گرفته و کانال بین آنها واگرا بوده و به آنها **RGV=rotating guide vanes** گویند، به هنگام چرخش کمپرسور هوا وارد میان پره ها گشته و در اثر نیروی گریز از مرکز به صورت شعاعی به سمت خارج **impeller** حرکت کرده و چون انرژی‌اش توسط کمپرسور افزایش یافته پس هم سرعتش و هم فشارش افزایش می‌یابد. هوا پس از خروج از **impeller** وارد **diffuser** میشود که کانالی واگرا است و در اینجا طبق قانون برنولی سرعتش کاهش و فشارش افزایش می‌یابد و پس از آن از طریق مجرا های زانوئی شکل که با آن **elbow** یا **air outlet casing** میگویند به محفظه‌های احتراق منتقل میشود. در بعضی از موتورها به منظور جلوگیری از فرار هوا از نوک پره ها به کانالهای مجاور و افت راندمان کمپرسور، **impeller** دارای **shroud** است. کمپرسور گریز از مرکز ممکن است به اشکال زیر یافت شود:

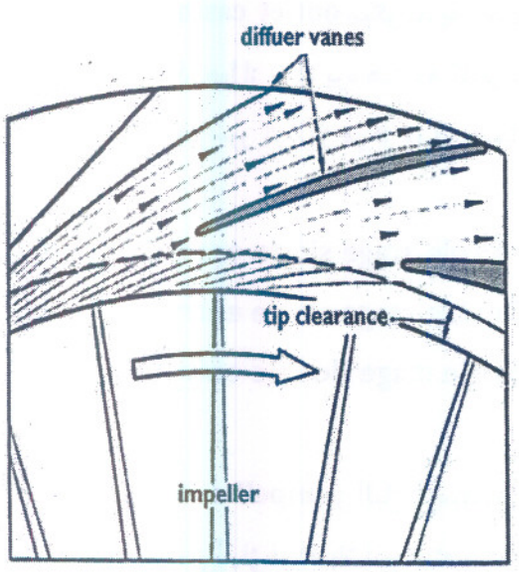
1- Single stage single entry
2- Double stage single entry
3- Single stage double entry

جنس صفحهٔ **impeller** از آلیاژ آلومینیوم است ولی جنس تیغه‌های آن به خاطر استحکام بیشتر و جلوگیری از صدمه ممکن است از آلیاژ فولاد باشد و البته هر دو آلیاژ به صورت **forged** هستند.

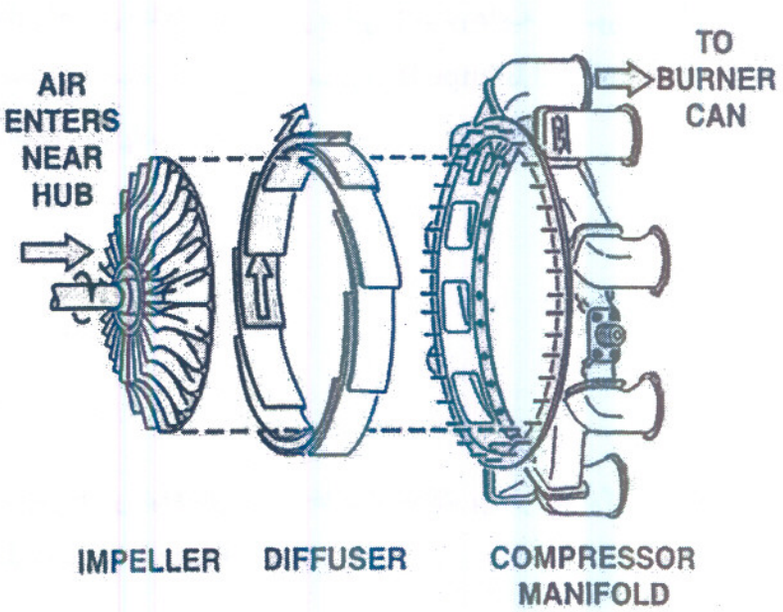
محـــاسن و معـــایب

این نوع کمپرسورها ساخت و نگهداری‌شان آسان است و نیز با دوام و محکم **(sturdy)** بوده و امکان **FOD** در آنها کم است ولی ضریب تراکمشان کم و **frontal area** آنها زیاد است که باعث پسای زیاد میشود به خـاطر کمبـود ضـریب تراکم، قدرت این موتورها کم بوده و **sfc** آنها بالطبع زیاد خواهد شد. ضریب تراکم این کمپرسور در یک **stage** تقریبـاً **5:1** بوده ولی به علت افت حاصل از تغییر جهت شدید هوا بیشتر از دو **stage** نمیشود بکار بـرد. ضـمناً در موتورهـای مدرن هم چون سری **PWC-120** با استفاده از فن آوری نوین ضریب تراکم در یـک **stage** بـه **10:1** و در دو **stage** به **15:1** افزایش یافته که رقم قابل توجهی است. به این نوع **radial outflow compressor** نیز می‌گویند.





Airflow at entry to diffuser.

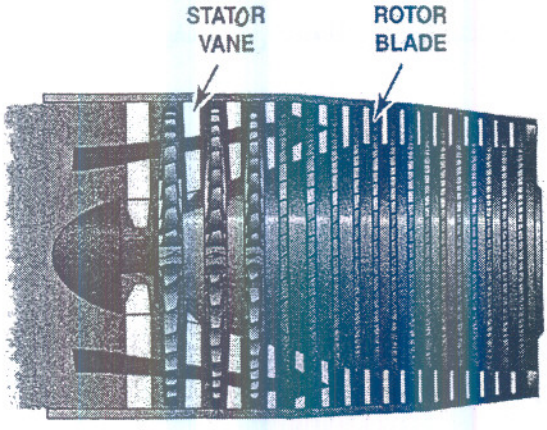


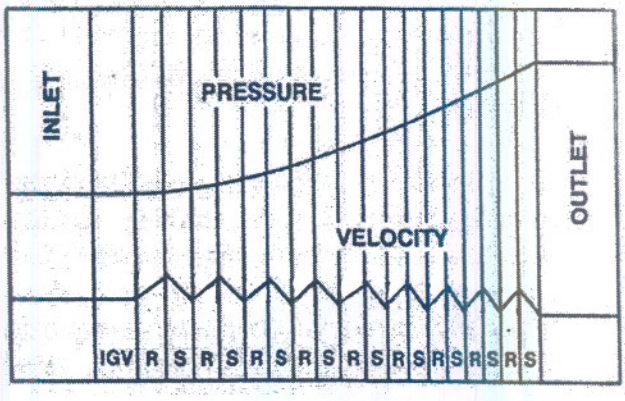
ب) کمپرسور محوری :

در این نوع کمپرسورها جریان هوا بصورت تقریباً خطی و به موازات **axis** بوده و بهمین خاطر است که **axial flow** نامیده میشوند و دارای مزایای عمده نسبت به نوع قبلی بوده و به همین خاطر همه موتورهای مدرن از این نوع کمپرسور استفاده میکنند.

این کمپرسور از قسمت‌های **rotor** و **stator** تشکیل شده و مجموعه یک ردیف تیغه گردان و یک ردیف تیغه ثابت را **stage** میگویند و واضح است که چنین کمپرسوری از **stage** های متعددی تشکیل یافته که تعداد آنها بستگی به ضریب تراکم دارد و البته هر ردیف **rotor** و **stator** از تعداد زیادی تیغه با سطح مقطع آئرودینامیکی تشکیل شده است. در ابتدای کمپرسور یک ردیف تیغه‌های ثابت قرار دارد که به آنها **inlet guide vanes** میگویند. در بعضی از موتورها این تیغه‌ها متغیر هستند در نتیجه اولاً مقدار هوای ورودی به کمپرسور را کنترل نموده ثانیاً باعث میشوند هوا با زاویهٔ حمله مناسب به اولین ردیف روتور برخورد نموده و کارائی موتور بهبود یافته، ثالثاً از واماندگی کمپرسور جلوگیری میکنند.

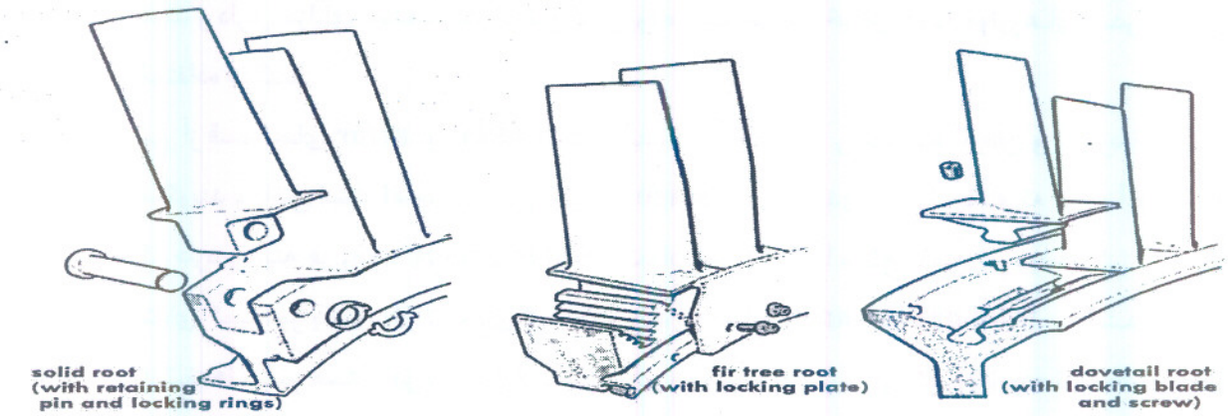
☜ **Rotor** : همانطوریکه گفته شد به قسمت متحرک کمپرسور روتور گویند که از چند ردیف تشکیل شده و هر ردیف از تعدادی **blade** تشکیل گردیده که معمولاً بوسیلهٔ پین به دیسک کمپرسور متصل میگردند و خود این





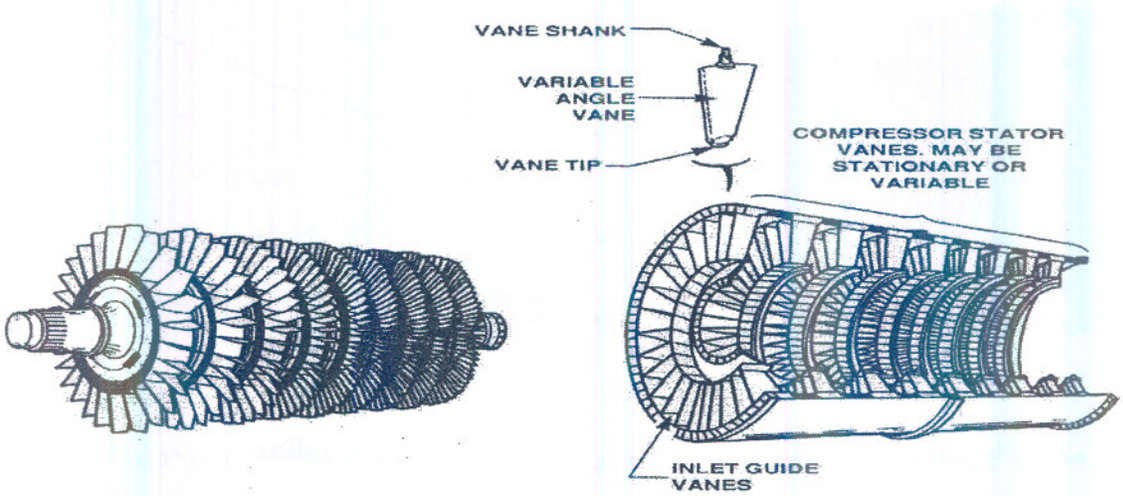
دیسک‌ها نیز به روش **spline** به شفت کمپرسور متصل میگردند. کانال بین دو تیغه مجاور واگرا بوده و هوا ضمن عبور از این مسیر واگرا هم سرعت و هم فشارش افزوده میشود. همانطور که میدانید تیغهٔ ملخ **twisted** است و **blade angle** در نوک کمتر از ریشه است در تیغه های کمپرسور نیز چنین است و این عمل به منظور یکنواخت‌سازی سرعت هوا در طول تیغه انجام شده است منتها در کمپرسور به عوض واژه **blade angle** از **stagger angle** استفاده میشود که زاویه‌ایست که وتر تیغه با محور موتور میسازد که در واقع متمم **blade angle** است و به همین سبب گفته میشود که **stagger angle** به سمت نوک تیغه افزایش می‌یابد. در ضمن تیغه‌ها در محل اتصال به دیسک کمی لقی دارند تا از تمرکز تنش در ریشه تیغه جلوگیری شود. جنس تیغه های

کمپرسور در ردیف‌های جلو آلیاژ آلومینیوم و در ردیف‌های وسط میتواند از آلیاژ تیتانیوم و در ردیف‌های عقب که در معرض هوای فشرده و داغ قرار می‌گیرند با توجه به نوع موتور و نسبت فشار آن، ممکن است از آلیاژ فولاد باشد.



Methods of securing blades to rotor.

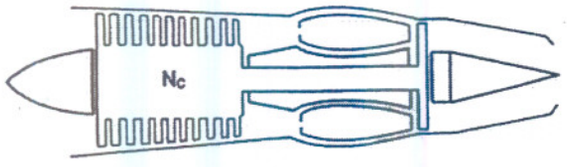
☜ **Stator** : بعد از هر ردیف روتور یک ردیف تیغه‌های ثابت بنام **stator** قرار دارند که به طریق کشوئی به کمپرسور**case** متصل هستند و شکل آئرودینامیکی داشته و کانال بین آنها واگرا است و هوا ضمن عبور سرعتش کم شده و طبق قانون برنولی فشارش افزایش می‌یابد. پوسته کمپرسور به صورت دو نیمه قابل پیاده کردن است که تیغه‌های ثابت به صورت ردیف‌های متوالی بر روی آنها نصب شده و بخصوص در ردیفهای جلو دارای **shroud** هستند تا از لرزش تیغه‌ها جلوگیری شود. جنس این تیغه‌ها نیز مشابه تیغه‌های روتور است. در موتورهای مدرن چند ردیف از این تیغه‌ها متغیر هستند تا کارائی موتور را بهبود ببخشد.



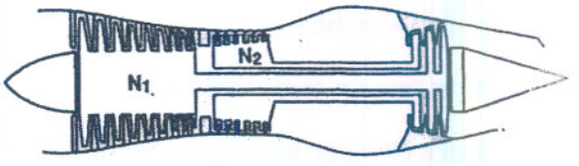
☜ **Stage** : همانطور که گفتیم مجموعه یک ردیف تیغه گردان و ثابت را **stage** می‌نامند و همانطور که در منحنی قبل می‌بینید هوا ضمن عبور از روتور هم سرعت و هم فشارش زیاد شده ولی در **stator** سرعتش کاهش و فشارش باز هم افزایش می‌یابد. بنابراین در طول محور کمپرسور سرعت هوا تقریباً ثابت اما فشارش پیوسته اضافه میشود. به منظور تضمین جریان هوای منظم و جلوگیری از واماندگی مقدار افزایش فشار هوا در هر **stage** کم و حدود **10** الی **20** درصد یعنی **1.1:1** و **1.2:1** است از این رو کمپرسورها از تعداد زیادی **stage** ساخته میشوند تا

ضریب تراکم مورد نظر حاصل گردد اما به هر حال تعداد **stage** ها از حدی نمی‌تواند بیشتر شود زیرا به علت افزایش شدید فشار و دانسیتهٔ هوا ردیف‌های عقب قادر به انجام وظیفه ایده‌آل نبوده و ممکن است واماندگی صورت پذیرد و به همین دلیل است که کمپرسورها دو محوری **(twin spool)** و حتی سه محوری **(triple spool)** ساخته میشوند که این تکنیک نیز یکی از روش‌های افزایش راندمان و انعطاف پذیری موتور و جلوگیری از واماندگی است.

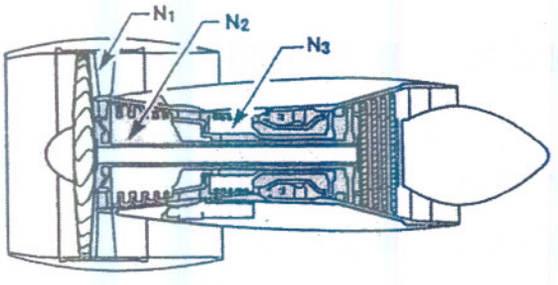
Hint : در موتورهای نسل جدید هم چون **R.R. Trent** با استفاده از آئرودینامیک پیشرفته این ضریب به **1.35:1** افزایش یافته و این موتور به ضریب تراکم خیره کننده **45:1** دست یافته است که ضمن افزایش تراست موجب کاهش **sfc** نیز شده است ضریب کنارگذر **9:1** این موتورها باعث کاهش شدید صدا و بهبود راندمان رانشی شده است.



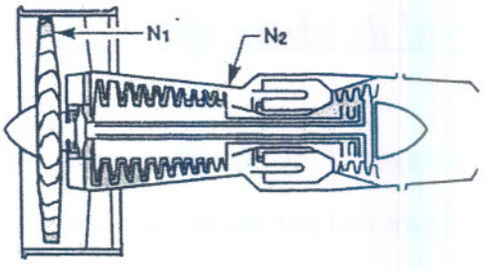
A)single-spool compressor



B)twin-spool compressor



C)triple-spool compressor



D)twin-spool compressor(geared-fan)

مثال ـ یک کمپرسور **13** مرحله‌ای دارای ضریب تراکم **1.2** حول هر مرحله بوده و اگر فشار هوای ورودی **14.7 psi** باشد، فشار نهائی و ضریب تراکم کمپرسور چقدر است؟

$$stage-1 \qquad 14.7\times1.2=17.64\ psi$$
$$stage-2 \qquad 17.64\times1.2=21.17\ psi$$
$$stage-3 \qquad 21.17\times1.2=25.40\ psi$$
$$stage-4 \qquad 25.40\times1.2=30.48\ psi$$
$$stage-5 \qquad 30.48\times1.2=36.57\ psi$$
....
$$stage-10 \qquad 75.85\times1.2=91.02\ psi$$
$$stage-11 \qquad 91.02\times1.2=109.22\ psi$$
$$stage-12 \qquad 109.22\times1.2=131.07\ psi$$
$$stage-13 \qquad 131.07\times1.2=157.28\ psi$$

$$compressio\ n\ ratio = {}^{157.28}\!/_{14.7} = 10.7:1$$

توجه نمائید که افزایش فشار حول **stage** اول **17.6-14.7=2.9psi** و حول **stage** آخر برابر **157.3-131.1=26.2psi** است یعنی در حالیکه ضریب تراکم هر دو **1.2:1** است مقدار افزایش فشار حول **stage** آخر بمراتب بیشتر بوده و این نکته صحت مطالب فوق‌الذکر را نشان می‌دهد.

Advantages and disadvantages of axial flow compressor :

A) There are several advantages of the axial flow compressor. They are :

1. high peak efficiency (i.e. compressor pressure ratio),created by its straight through design;
2. higher peak efficiencies (pressure) attainable by addition of compression stage if desired ;
3. small frontal area and resulting low drag.

B) The disadvantages of the axial flow compressor are :

1. difficulty and high cost of manufacture ;
2. relatively high weight ;
3. high starting power requirements ;
4. low pressure rise per stage (approximately 1.3:1 maximum)
5. good compression in the cruise to take off power range only.

Advantages/ disadvantages of centrifugal flow compressor :

A) The advantages of the centrifugal compressor are as follows :

1. high pressure rise per stage : up to 10:1 and 15:1 in a dual stage ;
2. good efficiency (compression) over a wide rotational speed range, idle to full power (approximately 1.3 mach tip speed) ;
3. simplicity of manufacture and low cost, compared to the axial flow compressor ;
4. low weight
5. low starting power requirements .

B) Disadvantages are as follows :

1. large frontal area for a given airflow ;
2. more than two stages is not practical because of the energy losses between stages.

Outlet Guide Vanes

آخرین ردیف تیغه‌های ثابت کمپرسور است که چرخش هوا را گرفته و در طول خط مستقیم آنرا به **diffuser** می‌فرستد. دیفیوزر نیز واگرا است که وظیفهٔ آن باز هم گرفتن سرعت هوا و افزایش فشار آن است تا به محفظه احتراق تحویل داده شود و بطوریکه بعداً خواهیم دید هنوز هم سرعت هوا برای احتراق زیاد بوده و مجدداً به طرقی که تشریح خواهد شد در محفظه احتراق هم سرعت هوا کاهش داده شده و آماده احتراق میگردد.

Hint : کمپرسوری که شرح آن رفت معروف به **disk type** است اما در بعضی از انواع تیغه‌ها مستقیماً به محور کمپرسور متصل است که به این نوع **drum type** گویند. ضمناً محور کمپرسور که بخشی از محور اصلی موتور است از آلیاژهای مخصوص فولاد به صورت **hollow** ساخته شده و بر روی **roller bearings** و **ball bearings** قرار می‌گیرد.

محاسن و معـــایب

این نوع کمپرسور نسبت به نوع گریز از مرکز دارای مزایای متعددی است مثلاً **frontal area** آن کمتر است پس پسای کمتری ایجاد میکند. ضریب تراکم آن بیشتر است پس تراست بیشتری تولید کرده، و از این رو کارائی آن بالا بوده پس مصرف سوخت ویژه آن کمتر است ولی چون مکانیزم ظریف و حساسی دارد زودتر **FOD** شده و نیز طراحی و ساخت آن مشکل‌تر و قیمت آن بیشتر و تعمیر و نگهداری آن مفصل‌تر است. بطور کلی این نوع کمپرسور مخصوص موتورهای بزرگ و قوی است.

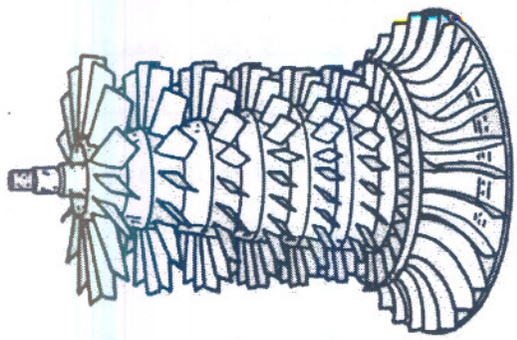
بالانس کمپرســـــور

واضح است که کمپرسور قطعه‌ای سنگین و دوار است پس باید به منظور جلوگیری از لرزش و پیامدهای آن بالانس باشد و این بالانس به صورت استاتیک و دینامیک صورت می‌پذیرد. در حالت استاتیک هریک از دیسک ها با تیغه‌هایشان بالانس میشوند و در حالت دینامیک مجموعه کل کمپرسور روی دستگاه سوار شده و با دور بالا آن را چرخانده و با کم و زیاد کردن **balancing plugs** اقدام به بالانس مینمایند.

کمپرســـــور ترکیبی

بمنظور سود بردن از محسنات متعدد هر دو نوع کمپرسور و نیز رهائی از برخی معایب آنها کمپرسور ترکیبی طبق تصویر طراحی گردید. از این طرح در سال‌های گذشته در بسیاری موتورهای جت کوچک برای نصب در هواپیماهای جت اختصاصی و نیز هلیکوپتر استفاده شده است. طبق تصویر کمپرسور محوری در جلو قرار گرفته و با وجود سطح مقطع کوچک بخاطر سرعت خطی بالا **mass flow** بالائی تولید می‌نمایند. قسمت **centrifugal** این هوا را تحویل گرفته و در یک مرحله ضریب تراکم بمراتب بالاتری را در مقایسه با کمپرسور محوری موجب میگردد. کمپرسور ترکیبی بخصوص برای موتورهای جت دارای محفظه احتراق **reverse flow** مناسب است. این نوع موتـــور دارای

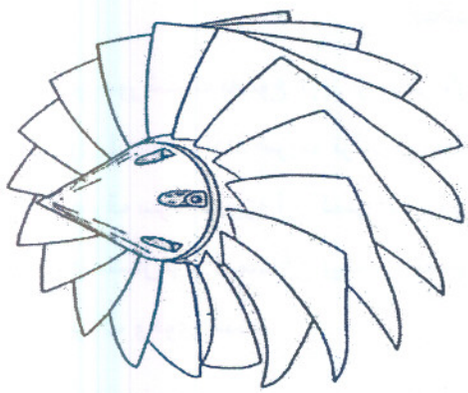
محسناتی همچون طول کمتر و در نتیجه وزن کمتر بوده ولی بمنظور در بر گرفتن این نوع محفظه احتراق با قطر بیشتری طراحی میشود بنابراین استفاده از کمپرسور گریز از مرکز که با توجه به ماهیت آن دارای قطر بمراتب بیشتری از کمپرسور محوری معادل خود میباشد. در اینجا ایرادی محسوب نخواهد گردید.



Combination axial-centrifugal flow compressor.

کمپرسور مختلط

این یک کمپرسور با تکنولوژی پیشرفته است که به جریان هوا هم به طریق گریز از مرکز و هم محوری انرژی وارد میسازد. این نوع کمپرسور ابتدا در دهه **50** میلادی مورد مطالعه قرار گرفت ولی به علت ضعف تکنولوژی در آن زمان تولید آن به علت راندمان پائین متوقف شد. گرچه فعلاً از این نوع کمپرسور در موتورهای پروازی استفاده نمیشود ولی با توجه به پیشرفتهای حاصله احتمال استفاده از آن در موتورهای کوچک در آتیه نزدیک می‌رود.

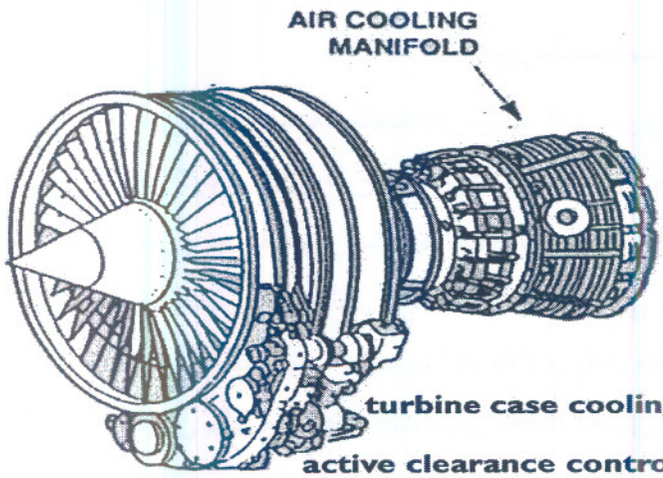


Mixed flow compressor

Active clearance Control

این یک ابتکار تازه بکار رفته در موتورهای جدید، بمنظور بهبود فرآیند تراکم است. طبق تصویر یک چنین سیستمی هوای خنک را در شبکه لوله کشی اطراف موتور جاری میسازد و در نتیجه اثر خنک کنندگی آن پوسته خارجی کمپرسور درسطحی مطلوب جمع گشته و **clearance** ایده‌آل بین نوک تیغه‌های کمپرسور و پوسته آن حفظ میگردد

این سیستم مقدار جریان هوا را بطریقی برنامه ریزی مینماید تا ضریب تراکم بهینه کمپرسور را در قدرت‌های مختلف موتور فراهم سازد بدین طریق راندمان بهتر موتور و در نتیجه **sfc** آن کمتر حاصل خواهد شد. از این تکنیک طبق تصویر در پوسته توربین نیز استفاده شده و **tip loss** در کلیه قدرت‌های موتور حداقل خواهد بود.



turbine case cooling.

active clearance control.

فصل چهارم

واماندگی کمپرسور

میدانیم که اگر زاویه حمله یک ایرفویل هم چون بال از حد معینی تجاوز نماید جریان منظم هوا حول آن بهم خورده و دچار واماندگی خواهد شد. این موضوع برای کمپرسور نیز صادق است و پدیده‌ای بنام واماندگی کمپرسور نکته‌ای آشناست و طبیعی است که رویداد آن باعث خلل در کار منظم موتور خواهد شد. اصطلاحاً وقتی جریان منظم هوا در چند ردیف اول بهم بخورد به آن واماندگی گفته و اگر این مسئله برای همه **stage** ها روی دهد به آن **surge** گویند که علائم آن به شکل زیر ظاهر میشود:

a) **EGT** زیاد شده و عقربه آن می‌لرزد.

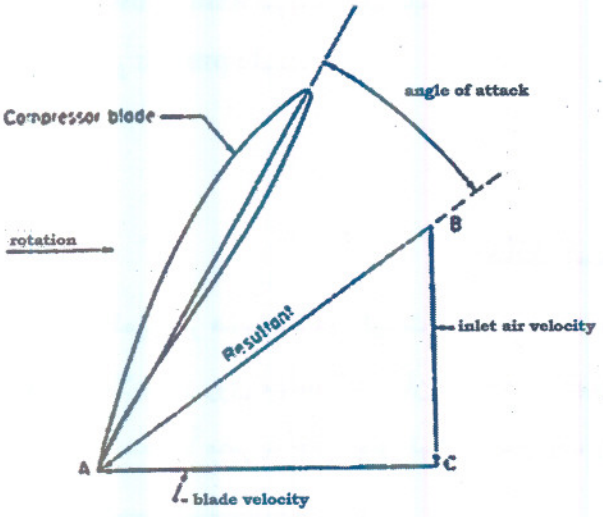
b) کمپرسور می‌لرزد چون جریان هوای آن مغشوش شده است.

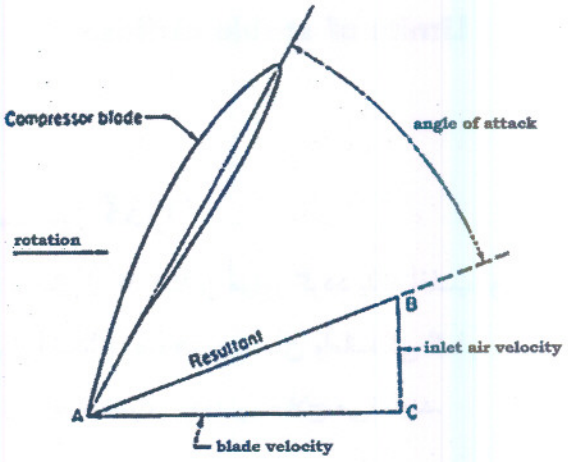
c) عقربه دورسنج می‌لرزد زیرا موتور نرم کار نمی‌کند.

d) موتور صدای شدیدی می‌کند **(sonic bang)**

e) تراست موتور کم میشود.

Hint 1 : اجسام چرخان همچون ملخ و تیغه کمپرسور دو حرکت دارند یکی چرخشی و دیگری رو به جلو بنابراین با دو جریان هوا مواجه بوده و برآیند این دو بردار سرعت هوا، طبق تصویر باد نسبی را تشکیل میدهد. و تغییر هریک از این سرعتها میتواند مقدار و جهت باد نسبی را تغییر داده و در رابطه با واماندگی کمپرسور این نکته مهم را باید دقیقاً در مد نظر داشت زیرا تغییری نامناسب در هریک از این دو عامل میتواند باعث واماندگی شود.

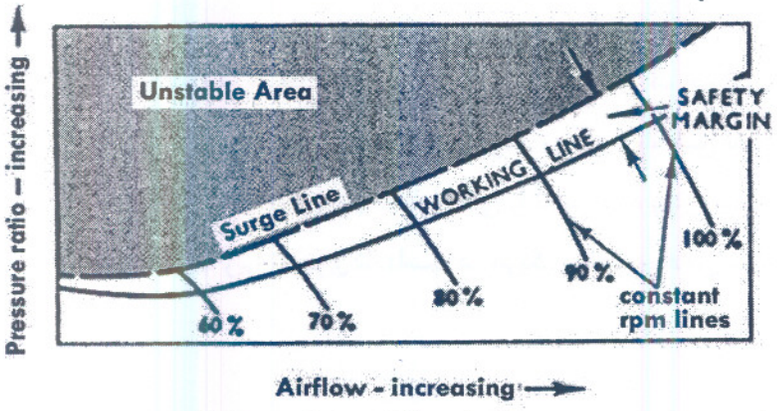




2 Hint : اگر دور موتور **(rpm)** زیاد شود زاویه حمله کمپرسور زیاد میشود و بالعکس و اگر سرعت هوای ورودی (V_a) زیاد شود زاویه حمله کمپرسور کم میشود و بالعکس. برای درک این حقیقت مهم به دیاگرام برداری توجه نمائید.

علل واماندگی کمپرسور

1. intake icing : همانطوریکه میدانید دهانه ورودی موتورهای جت هم چون لبه حمله بال در معرض یخ زدن قرار دارند و اگر چنین شود جریان منظم هوای ورودی بهم خورده و میتواند موجب واماندگی شود. به همین خاطر است که ورودی موتورهای جت را با هوای گرم تغذیه میکنند و این هوای گرم از **stage** های عقب کمپرسور گرفته میشود.
2. مانورهای شدید هواپیما میتواند جریان منظم هوای ورودی را مختل کرده و باعث واماندگی کمپرسور شود.
3. تنظیم نبودن **FCU** میتواند به هنگام شتاب گیری موجب واماندگی و **surge** شود.
4. اگر به هر علتی زاویه حمله تیغه‌های کمپرسور از حدی بیشتر شود، درست مثل بال کمپرسور نیز دچار واماندگی خواهد شد.
5. همانطوری که در تصویر دیده میشود چنانچه رابطه بین **rpm** و **air flow** و **pressure ratio** کمپرسور بهم بخورد احتمال واماندگی کمپرسور می‌رود و موتورهای جت امروزی را طوری میسازند که بین **working line** و **surge line** حاشیه امنیت **(safety margin)** کافی وجود داشته باشد. در اینجا نباید از اهمیت ضریب تراکم غافل بود و بهمین خاطر محور عمودی به آن اختصاص یافته زیرا که در موتور جت **axial flow** ضریب تراکم ثابت نبوده و تابع **rpm** است.



Limits of stable airflow.

واماندگی گذرا[1]

واماندگی کمپرسور همیشه شدید نیست که موجب صدمه و حتی از کار افتادن موتور گردد بلکه اغلب اوقات بصورت خفیف و ملایم نیز روی میدهد که نشان‌دهنده‌های کابین آنرا نشان نمیدهند و بآن واماندگی گذرا میگویند این واماندگی‌ها معمولاً مضر به حال موتور نبوده و غالباً بعد از یک یا دو ضربان خود را اصلاح می‌نمایند.

[1] transient stall

روش‌های جلوگیری از واماندگی کمپرسور

برای جلوگیری از واماندگی کمپرسور که پدیده نامطلوبی است از روش‌های زیر استفاده میشود:

1) **variable inlet guide vanes** : همانطور که قبلاً شرح دادیم متغیر بودن این تیغه‌ها مزیتی است که باعث کار بهتر کمپرسور میشود. مثلاً در دورهای کم که موتور به هوای کمی نیاز دارد این تیغه‌ها تقریباً بسته هستند ولی وقتی دسته گاز را جلو می‌دهیم و دور زیاد میشود بطور اتوماتیک این تیغه‌ها باز میشوند تا هوا با زاویه حمله ایده آل (**2** تا **4** درجه) با اولین ردیف روتور ملاقات کرده و کمپرسور با حداکثر بازدهی کار نماید.

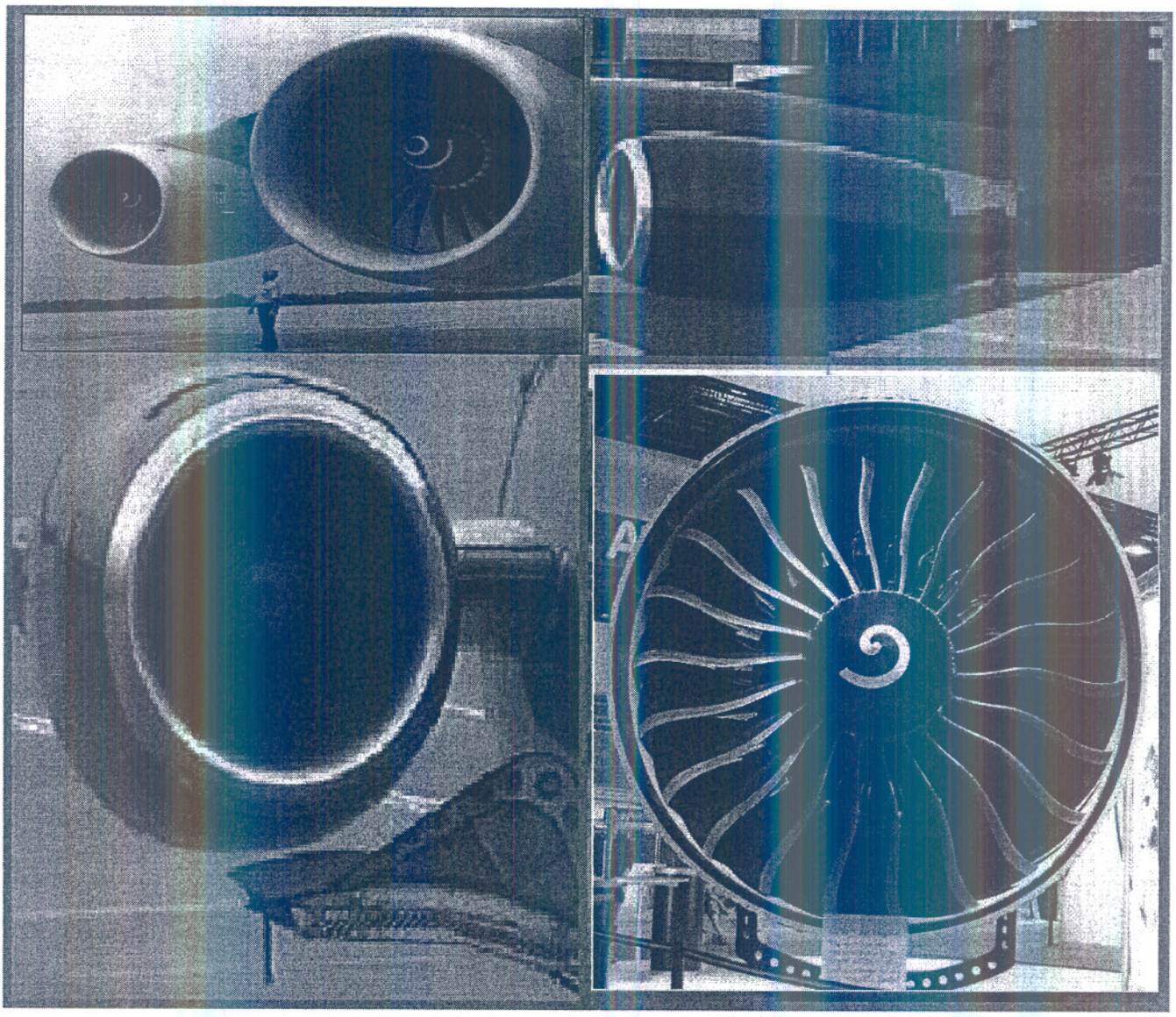
2) **variable stator blades** : واضح است که اگر تیغه‌های ثابت نیز متغیر ساخته شوند نقش مؤثری در تنظیم جریان هوا داشته و از واماندگی جلوگیری می‌نمایند.

3) **twin spool compressor** : همانطور که گفتیم این نوع موتورها دو کمپرسور جدا از هم **LP** و **HP** دارند که دور **HP** بیشتر از **LP** بوده لذا بخصوص در دورهای کم میتواند هوای فرستاده شده توسط کمپرسور **LP** را از خود عبور داده و خطر واماندگی کاهش بیابد. در بعضی از این موتورها دو کمپرسور عکس هم می‌چرخند که هدف از این تکنیک بیشتر مقابله با **gyroscopic load** می‌باشد.

4) **air bleed valves** : این **valve** ها روی پوسته کمپرسور قسمت وسط نزدیک **stage** های عقب قرار داشته و در دورهای کم **(off - design)** بطور اتوماتیک در وضعیت باز قرار دارند لذا هوای اضافه بر ظرفیت قسمت‌های عقب کمپرسور به اتمسفر و در موتورهای **by-pass** به **by-pass duct** فرستاده میشود. دلیل این مسئله این است که مسیر **annulus** کمپرسور که به سمت عقب همگرا میشود برای ضریب تراکم **design** موتور که در دور **100%** حاصل میشود طراحی شده است و در دورهای پائین چون هوا به اندازه کافی فشرده نمیشود حجم آن برای این مسیر زیاد بوده پس باید به خارج از موتور **bleed** شود. در این حالت جریان هوا در **stage** های عقب کاهش و در **stage** های جلو افزایش یافته و در نتیجه از **choke** شدن **stage** های عقب به علت حجم زیاد هوا و واماندگی **stage** های جلو به علت **low mass airflow** جلوگیری به عمل می‌آید. اما وقتی دور به **100%** نزدیک میشود **(design conditions)** به طور اتوماتیک بسته میشوند. **air bleed valves** به صورت مکانیکی ـ نیوماتیک و یا هیدرولیکی کار میکنند و برای آگاهی از جزئیات عملکرد آنها بایستی به **manual** موتورهای مربوطه ارجاع شود. در بعضی از موتورها این مکانیزم همراه با **variable inlet guide vanes** هماهنگ کار کرده و به آن **air flow control system** میگویند. ضمناً در بعضی موتورها به عوض **bleed valves** از **bleed Band** استفاده می‌شود.

ورودی موتـــــور جت[1]

ورودی جلوی کمپرسور را، **air intake** گویند و طوری طراحی و ساخته شده که هوا را با سرعت و فشار مناسب به کمپرسور برساند مسیر هوا در ورودی به صورت واگرا است پس مقداری از سرعت کاسته شده و فشار افزایش می‌یابد و برای اینکه در تبدیل سرعت به فشار حداقل افت انرژی را داشته باشیم بایستی طول ورودی موتور تا حد امکان کوتاه باشد. در هواپیماهای مسافربری (مادون صوت[2]) ورودی موتور به صورت **short pitot type** است. اصولاً در کمپرسورهای محوری سرعت هوا زیر صوت است. و به همین خاطر باید کاری بنمائیم که ورودی از طریق واگرائی در سرعت هوا کاهش پدید آورد تا بدنبال آن وقتی کمپرسور سرعت هوا را زیاد میکند به سرعت صوت نرسد و الا کمپرسور **choke** خواهد شد.

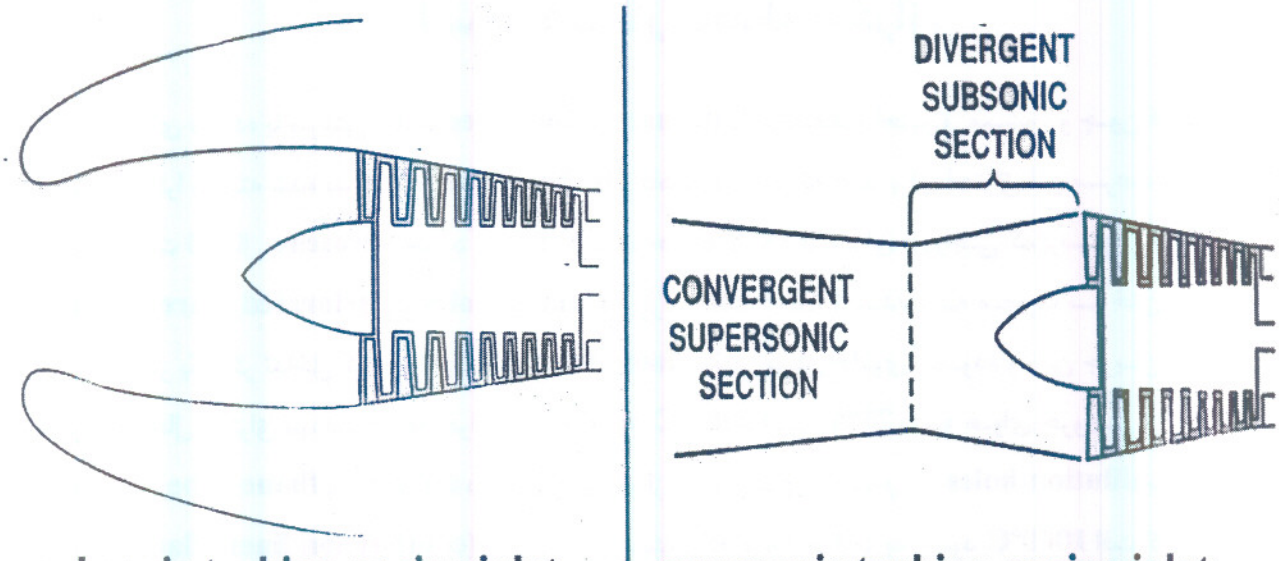


air Intake [1]
subsonic [2]

Supersonic Intake

همانطور که گفتیم سرعت هوا در کمپرسورهای محوری زیر صوت است ولی در یک هواپیمای سوپرسونیک، هوا با سرعتی به مراتب بیشتر از صوت (بستگی به سرعت هواپیما دارد) وارد **intake** میشود و باید سرعت آن به طریقی به کمتر از صوت تقلیل داده شده و به کمپرسور تحویل شود.

air intake هواپیماهای سوپرسونیک معمولاً از نوع **variable throat** است. در آئرودینامیک خواندیم که رفتار جریان هوای سوپرسونیک در **ducts** عکس جریان مادون صوت است یعنی برای کاهش سرعت آن باید مجرا همگرا بوده و برای افزایش سرعت واگرا باشد. از این رو ورودی در ابتدا حالت همگرا و در انتها حالت واگرا دارد بطوریکه در گلوگاه **M=1** میگردد وطبیعی است که با توجه به تغییرات سرعت هواپیما قسمت **intake** نیز به صورت **variable throat** باید باشد تا خود را با سرعت‌های مختلف وفق داده و سرعت هوا همیشه در گلوگاه **M =1** گردد و پس از آن چون مجرا به صورت واگرا است سرعت کاهش یافته و وارد کمپرسور میشود.



subsonic turbine engine inlet. **supersonic turbine engine inlet.**

Air intake anti-icing

قسمت‌های موجود در **intake** موتورهای جت مانند **nose cowling**، **struts**، **inlet guide vanes** در معرض یخ زدن قرار دارند. از این رو به طرق مختلف هم چون هوای گرم کمپرسور یا **electric boot** و یا روغن گرم برگشتی از موتور دائماً گرم نگه داشته میشوند.

فصل پنجم

محفظه احتراق[1]

هدف از محفظه احتراق که بین **diffuser** و توربین قرار دارد این است که بر اثر سوختن **fuel** در اثر انبساط گازها انرژی جنبشی بدست آوریم و همانطور که قبلاً تشریح گردیده حین احتراق فشار تقریباً ثابت است. لازم به تذکر است که تقریباً $\frac{1}{4}$ هوای ورودی به محفظه احتراق (**25** تا **30** درصد) صرف احتراق گردیده و بقیه هوا بین **70** تا **75** درصد به مصرف **cooling** میرسد. نسبت بین هوا و سوخت 15:1 است.

اصول کار محفظه احتراق

جریان هوای فشرده با سرعتی حدود **500 ft/sec** از **diffuser** وارد محفظه احتراق میشود و چون قسمت ورودی بصورت واگرا ساخته شده سرعت به حدود **80 ft/sec** کاهش می‌یابد که هنوز برای احتراق این سرعت زیاد میباشد چون سرعت اشتعال **kerosene** حدود **5 ft/sec** است. حدود **25%** از هوای خروجی کمپرسور از طریق **swirl vanes** و **perforated flare** و **primary holes** وارد **flame zone** شده و به مصرف سوختن میرسد. این جریانات در یکدیگر تداخل کرده و در مدخل **flame tube** تولید جریان حلقوی[2] نموده و این جریان چرخشی به سوخت مجال احتراق میدهد. درجه حرارت شعله حدود **2000°C** است. **75%** بقیه هوای خروجی از کمپرسور در فاصله بین **flame tube** و **air case** در جریان بوده و از سوراخ‌های موسوم به **dilution holes** به تدریج وارد **flame tube (combustion liner)** شده و سبب میشود که درجه حرارت به حدود **1000°C** افت کرده و مناسب برای توربین گردد. لازم به تذکر است که تمام مولکول‌های سوخت باید در **Primary zone** با حدود **25%** هوا سوخته شود در غیر این صورت سوخت باقیمانده ممکن است در انتهای محفظه احتراق سوخته و به قسمت توربین آسیب برساند.

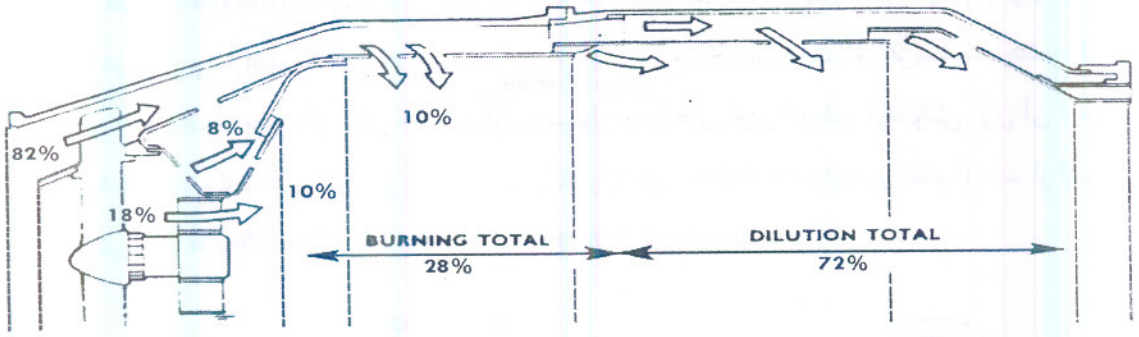
قسمت‌های اصلی محفظه احتراق عبارتند از:

air casing -flame tube -swirl vanes -perforated flare -burner or fuel nozzle

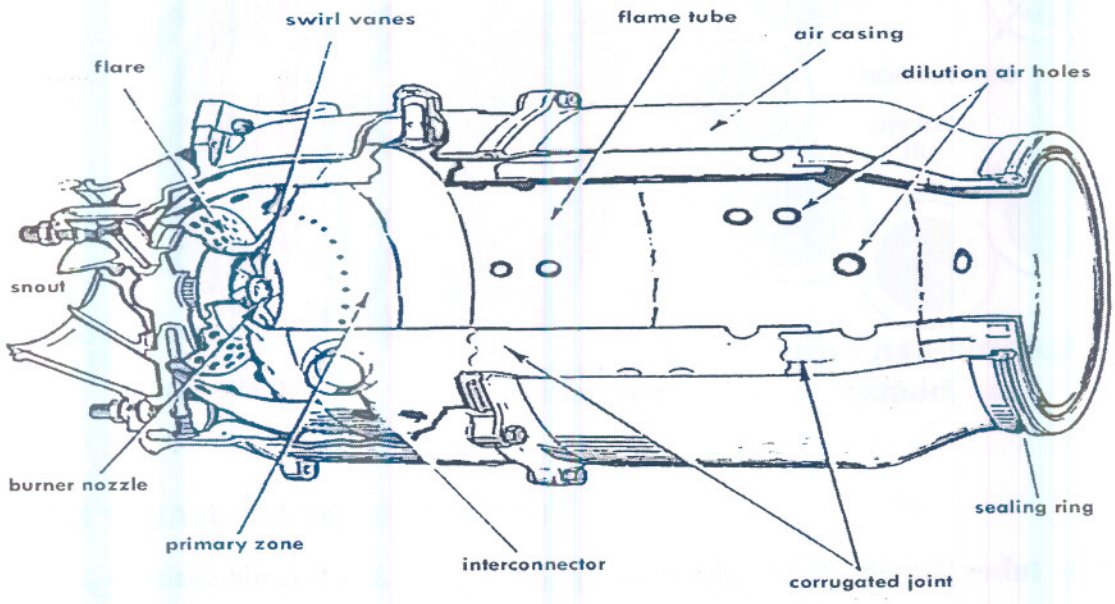
Hint : تقریباً **18%** هوا از قسمت **snout** که ورودی **flame tube (combustion liner)** است وارد شده که از این قسمت **10%** از **swirl vane** و **20%** از **flare** عبور کرده و **10%** نیز از **primary air holes** برای احتراق وارد میگردد. پس حدود **28%** هوا صرف احتراق گردیده و بقیه به مصرف خنک کاری میرسد.

---

[1] combustion chamber (combustor)
[2] toroidal



Apportioning the airflow



انواع محفظـــــــه احتراق

به طور کلی سه نوع محفظهٔ احتراق در موتورهای جت مورد استفاده است :

1- Multiple or individual or can type

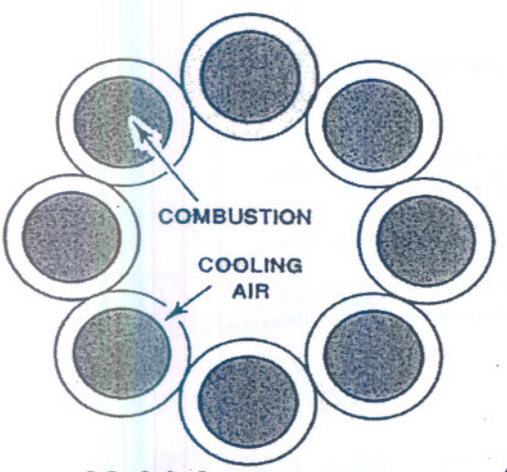
2- Tubo annular or can annular type

3- Annular type

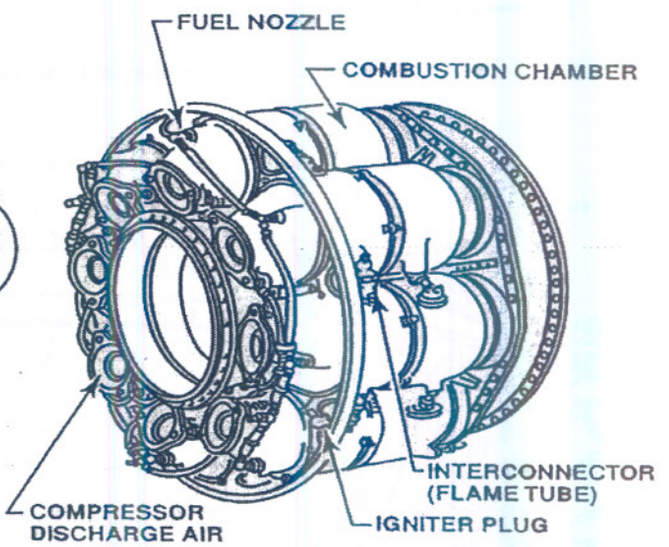
1- Multiple or individual or can type

در نوع اول محفظه‌های احتراق کاملاً از یکدیگر جدا بوده و فقـط **flame tubes** توسـط **inter connectors** بـه یکدیگر ارتباط دارند در نتیجه موقع روشن کردن موتور ابتدا فقط دو تا از **can** ها که شـمع دارنـد روشـن شـده و

شعله از طریق **interconnectors** به **flame tubes** مجاور سرایت کرده و ضمناً بدین ترتیب همه **flame tubes** در فشار و شرایط یکسان کار میکنند. حسن این نوع محفظه احتراق هزینه ساخت پائین و تعمیر و نگهداری آسان است چون اگر یکی خراب میشود میتوان به راحتی آن را عوض کرد ولی وزن آن نسبت به انواع دیگر بیشتر بوده و افت فشار آن نیز بیشتر است و لذا راندمان محفظه احتراق آن کمتر است. از این نوع بیشتر برای موتورهای **centrifugal** و نیز **low power axial** استفاده میشود.

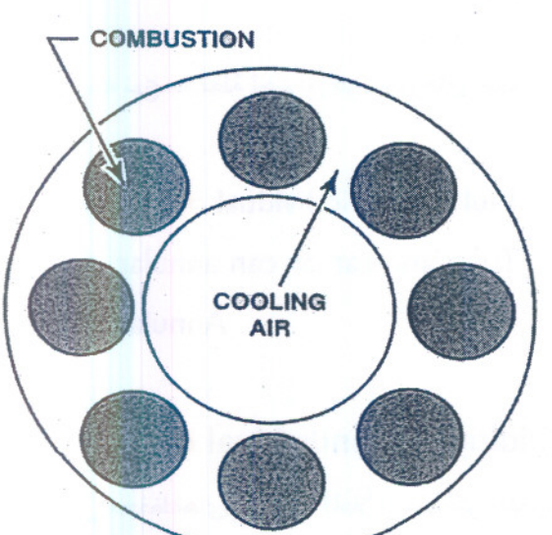


Multiple-can type combuster

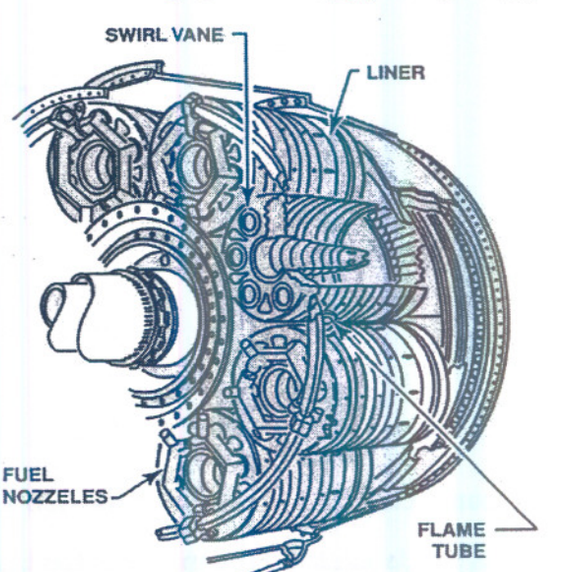


Tubo annular or can annular type -2

در این نوع **air casing** مجزا حذف شده و به جای آن محفظه هوای مشترکی برای تمام **flame tubes** داریم در نتیجه میتوانیم **cooling** بهتری داشته باشیم در این نوع **inner & outer air casing** داریم و **flame tubes** از یکدیگر جدا بوده اما بوسیله **interconnectors** به یکدیگر ارتباط دارند. این نوع روی بسیاری از موتورهای هواپیماهای مسافربری مشاهده میشود.

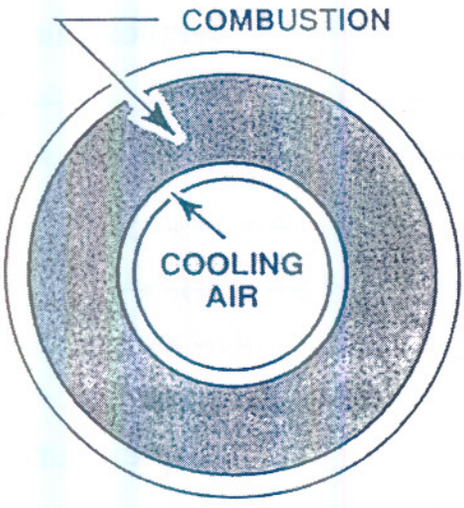


A can-annular combustor.

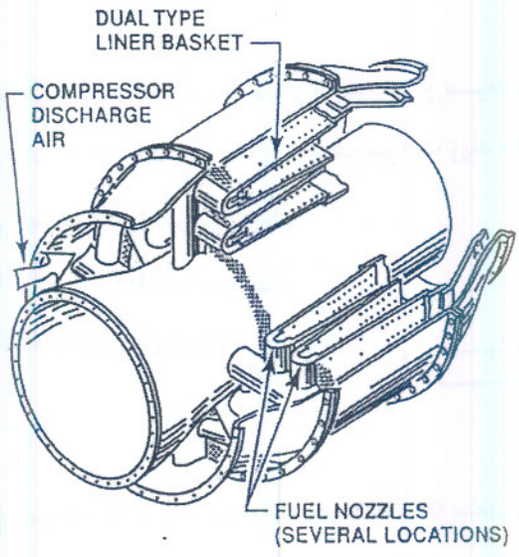


Annular type -3

در این نوع **flame tube** یکپارچه بوده و دارای دو عدد **air casing** یکی در داخل بنام **inner** و دیگری در رو به نام **outer air casing** میباشد. این طرح به هیچ وجه فضای تلف شده در داخل موتور نداشته و احتیاج به حداقل فضا دارد پس وزن آن کمتر بوده و به علت افت فشار کمتر، راندمان بیشتری دارد ولی طرح و ساخت و نیز **maintenance** آن نسبت به انواع قبل مشکل‌تر و گران‌تر مثلاً پیاده کردن آن احتیاج به زمان زیادی دارد.



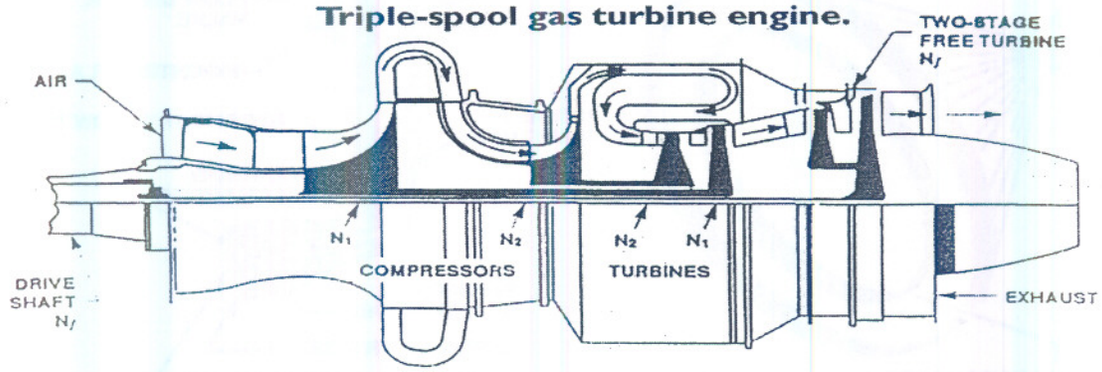
Annular type combuster



Reverse flow combustion chamber (annular)

محفظه‌های احتراق که در بالا شرح آنها داده شد به **through flow** موسومند زیرا جریان هوا در آنها از ابتدا وارد شده و گاز از انتها خارج میشود ولی در نوع موسوم به **reverse flow** طبق تصویر زیر هوا از انتها وارد شده و گاز در خلاف جهت موتور حرکت کرده و از ابتدا خارج گشته و پس از **180** درجه تغییر جهت به توربین که در زیر محفظه احتراق قرار دارد برخورد مینماید. این ترکیب طول کمتر موتور و کاهش وزن را موجب گردیده و نیز موجب گرم شدن هوای خروجی کمپرسور وارده به محفظه احتراق میگردد. این دو نکته مثبت افت راندمان حاصل از تغییر جهت شدید گازها را جبران مینماید. نوع این محفظه **annular** است. از این تکنیک در موتورهای متعددی هم چون **T-55** و **Lycoming T-53** و **PT-6** و نیز سری **PWC-120** که تصویر آنرا در پائین می‌بینید استفاده شده است. این موتور **triple - spool** است.

Triple-spool gas turbine engine.



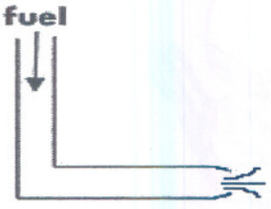
PW-120 turboprop

سوخت پاش[1]

ایـن قطعـات در داخـل **flame tube** قـرار داشـته و سـوخت را بـه صـورت **atomized** در تمـام شـرایط پـروازی و وضعیت‌های دسته گاز تحت زاویه معینی به داخل **flame tube** میپاشند تا سوخت سزیع و به طور کامـل سـوخته و تولید دوده نکند. به طور کلی دو نوع **burner** در موتورهای جت مورد استفاده قرار دارد :

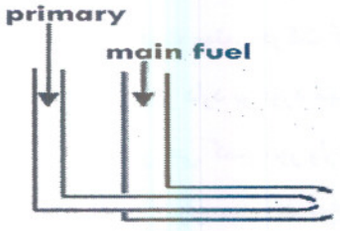
Simplex Burner -1

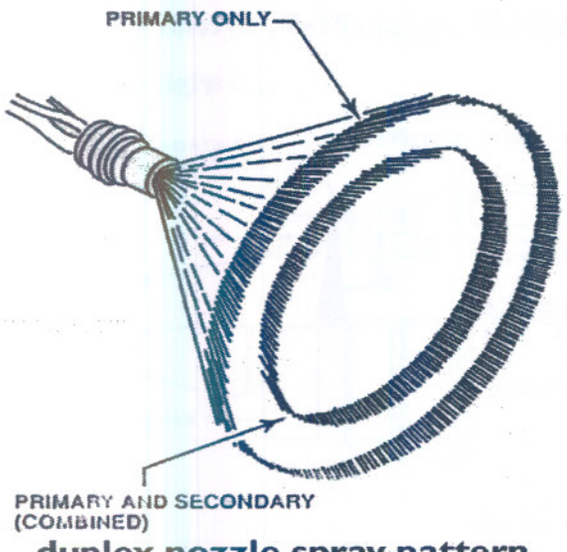
این نوع فقط دارای یک **orifice** بوده و همیشه سوخت از این مجرا پاشیده میـشود. ایـن نـوع سـوخت‌پـاش مناسـب موتورهای کم قدرت با مصرف سوخت کم میباشد ولی برای موتورهای پرقدرت با مصرف سوخت زیاد مناسب نیست. به علت نحوه ساختمان سوخت تحت زاویه صحیح و معین به محفظهٔ احتراق پاشیده میشود و بخاطر جلـوگیری از جمـع شـدن دوده در اطـراف **burner** مقـداری از هوای ورودی به محفظه احتراق از سوراخ های اطراف **nozzle** جریان می‌یابد.



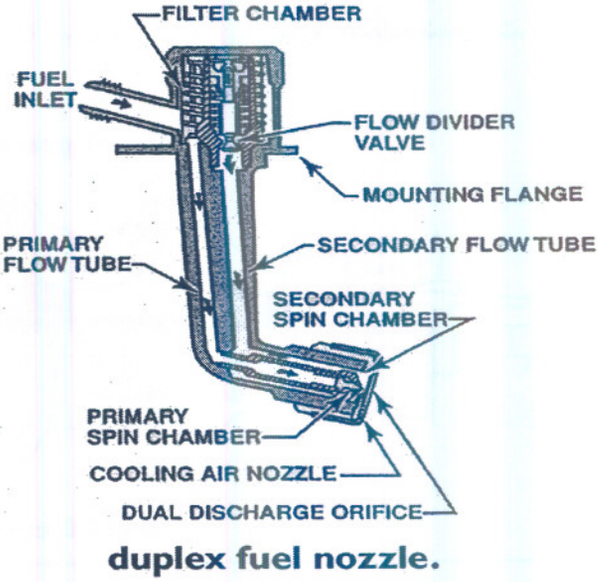
Duplex Burner -2

در موتورهای پرقدرت با جریان سوخت زیاد از این نوع اسـتفاده میـشود کـه دارای دو **orifice** متحـدالمرکز یکـی در وسط بنام **primary orifice** و دیگری دور آن بنام **secondary orifice** میباشد. مجرای داخلی کوچکتر بوده و در حالت استارت، دور کم و پایین بودن فشار سوخت قابلیت **atomize** کردن سوخت را به خوبی دارا میباشد امـا وقتـی دسته گاز بجلو رفته و فشار سوخت از حدی بیشتر میشود، **pressurizing valve** در اثر فشار سوخت حرکت کرده و مجرای سوخت به طرف **secondary orifice** را بـاز میکنـد در نتیجه در این حالت سـوخت از هـر دو **orifice** پاشـیده و بخـوبی پـودر گشته و احتراق مطلوبی حاصل میشود. در این نوع نیز مقداری از جریـان هوا از اطراف **nozzle** عبور کرده و از ایجاد دوده جلوگیری می‌نماید.





duplex nozzle spray pattern.



duplex fuel nozzle.

[1] fuel nozzle or burner

This design provides good Atomization in the low fuel range, a wide fuel range and a uniform spray over the entire range.

عملکرد محفظه احتراق[1]

1- یک محفظه احتراق باید طوری طرح و ساخته شود که افت فشار در داخل آن کمترین بوده یعنی انرژی حاصل از احتراق در آن به هدر نرود. معمولاً افت فشار از **5** تا **10** درصد قابل قبول است.

2- راندمان احتراق[2] آن در سطح دریا باید **100%** باشد اما در ارتفاعات به علت فشار و حرارت کم این راندمان به حدود **98%** افت میکند.

3- باید احتمال **flame-out** در ارتفاعات بالا بسیار کم باشد معمولاً در ارتفاعات زیاد به علت پائین بودن فشار و درجه حرارت هوا محفظه‌های احتراق تمایل بیشتری به **flame-out** دارند.

4- باید طوری طرح و ساخته شده باشند که احتراق در آن به طور کامل صورت پذیرد.

5- باید طوری ساخته شده باشد که در حجم کمتر سوخت بیشتری را به نحو کامل بسوزاند.

The amount of heat released per unit volume of combustion chamber must be great.

جنس محفظه احتراق

محفظه‌های احتراق از بهترین آلیاژها که در مقابل حرارت، لرزش، **corrosion** و **fatigue** مقاوم هستند ساخته میشوند. حرارت زیاد معمولاً **flame tube** را دچار **creep** یا **elongation** می‌نماید و برای این منظور **clearance** لازم پیش‌بینی شده است.

The combustion chambers must withstand corrosion due to products of combustion, creep failure due to temperature gradients, and fatigue due to vibrational stresses.

[1] combustion chamber performance
[2] combustion effieciency

فصل ششم

سوخت موتور جت

مشخصات سوخت موتور جت :

1- سوخت موتور جت بایستی قابل پمپ کردن باشد بنابراین بایستی مایع یا گاز باشد.

2- سوخت موتور جت بایستی از نوعی باشد که موتور به راحتی با آن سوخت روشن شود از این نقطه نظر بنزین چون خاصیت تبخیر بیشتری دارد از نفت بهتر است.

3- سوخت موتور جت بایستی از نوعی باشد که سریع و کامل بسوزد.

4- سوخت موتور جت بایستی طوری باشد که در حجم کمتر مقدار حرارت بیشتری تولید نماید. به عبارت دیگر ارزش حرارتی حجمی آن بالا[1] باشد. وزن مخصوص نفت از بنزین بیشتر است لذا در واحد حجم حرارت بیشتری نسبت به بنزین تولید میکند و به طور کلی سوخت‌هائی که وزن مخصوص بیشتری دارند در حجم یکسان حرارت بیشتری تولید میکنند و سوخت‌هائی که وزن مخصوص کمتری دارند در وزن یکسان حرارت بیشتری تولید مینمایند مثلاً یک لیتر نفت حرارت بیشتری از یک لیتر بنزین تولید میکند اما یک کیلوگرم بنزین از یک کیلوگرم نفت حرارت بیشتری تولید می‌کند. وزن مخصوص نفت از بنزین بیشتر است. لازم به توضیح است که در گفتگو از سوخت جت مسئله‌ای بنام **octane №** مطرح نیست.

5- سوخت موتور جت نبایستی روی قطعات سیستم سوخت تولید زنگ زدگی نماید. وجود آب یا هوا در داخل سوخت میتواند سبب زنگ زدگی شود.

6- سوخت موتور جت بایستی خاصیت روغنکاری داشته باشد تا قطعات گردان سیستم سوخت مانند پمپ و غیره را به خوبی روغن کاری نماید. نفت خاصیت روغنکاری بیشتری نسبت به بنزین دارد و از این نقطه نظر بهتر است.

7- مواد حاصل از اشتعال سوخت جت نبایستی روی قطعات محفظه احتراق، توربین و **jet pipe** ایجاد زنگ زدگی نماید. چنانچه در سوخت، گوگرد موجود باشد گازهای حاصل از اشتعال آن در قطعات **hot section** تولید زنگ زدگی مینمایند. گوگرد موجود در نفت از بنزین بیشتر است.

8- سوخت جت بایستی خاصیت **volatility** کمی داشته باشد تا :

اولاً خطر آتش‌سوزی آن کم باشد. ثانیاً کمتر در اثر تبخیر هدر رود. ثالثاً در داخل لوله و قطعات سیستم سوخت رسانی تولید **vapor lock** نکند. از این نقطه نظر چون خاصیت تبخیر نفت از بنزین کمتر است لذا بهتر است.

---

[1] high calorific value

9- سوخت جت نبایستی خاصیت تولید مواد چسبنده[1] داشته باشد و از این نقطه نظر نفت بهتر از بنزین است با توجه به مطالب بالا برای موتورهای جت سوخت هائی به اسامی زیر تهیه شده است :

- **JP-3** و **JP-4** که مخلوطی از نفت و بنزین و گازوئیل سبک بوده و خواص آنها ترکیبی از خواص نفت و بنزین و گازوئیل میباشد.

- **JP-1** نفت خالص است که **relight** کردن موتور با آن در ارتفاعات مشکل میباشد و خطر **flame out** شدن موتور با این سوخت در ارتفاعات بیشتر است.

باید توجه داشت که نام‌گذاری **JP** اساس نظامی دارد و در دنیای هواپیمائی غیر نظامی سوخت های جت به شکل زیر شناخته میشوند :

- **Jet-A** که نفت خالص بوده و هیچ بنزینی بدان افزوده نگشته و معادل نظامی آن **JP-8** است.

- **Jet-A1** نوع کاملتر سوخت قبل بوده و دمای انجماد آن پائین‌تر بوده و اغلب شرکت‌های هواپیمائی جهان از آن استفاده مینمایند.

- **Jet-B** که مخلوطی از **30** درصد نفت و **70** درصد بنزین بوده و به سوخت **wide-cut** موسوم است. افزودن بنزین به سوخت جت تمایل آن به غلیظ و چسبنده شدن در ارتفاعات بالا را که مشکلی برای هواپیماهای بلند پرواز است کاهش میدهد. دمای انجماد و دمای احتراق[2] آن بسیار پائین و عمدتاً مورد استفاده هواپیماهای نظامی بوده و مشابه **JP-4** نظامی است.

جداولی کلیه مشخصات سوخت‌های فوق را بدقت در اختیار کاربر میگذارند. سوخت‌های غیر نظامی **Jet-A** و **Jet-A1** و **Jet-B** برای استفاده در اغلب موتورهای جت قابل جایگزینی با یکدیگر هستند. برای آنها سوخت‌های نظامی **JP-4** و **JP-5** بطور کلی سوخت جایگزین مناسب محسوب میگردند. بنزین‌های **80-145** موتورهای پیستونی غالباً برای موتورهای جت سوخت‌های جایگزین اضطراری به شمار می‌آیند.

سوخت‌های جت برخلاف بنزین موتورهای پیستونی برای شناسائی رنگ آمیزی نگشته و دارای رنگ طبیعی حصیری میباشند. وجود سوخت جت در باک غالباً خطرناکتر از بنزین میباشد. به علت قابلیت تبخیر بیشتر بنزین مخلوط هوا و

---

[1] gum formation
[2] flash point

بنزین تشکیلی آنقدر **rich** میشود که احتمال احتراق آن کمتر است در حالیکه در مورد سوخت جت مخلوط تشکیل شده در بهترین شرایط برای احتراق وجود دارد.

یکی از نکات مهم در رابطه با سوخت هواپیما این مسئله است که همگی حاوی مقداری آب حل گشته و آب آزاد میباشند. آب حل گشته هم چون بخار آب در هوا بوده و دیده نشده و تا زمانی که به همین شکل باقی بماند مشکلی محسوب نمیگردد. آب آزاد بشکل قطرات ریز موجود بوده و قابل رؤیت است و در واقع مقدار آب مازاد بر آبی است که در سوخت حل گشته است. وجود مقدار بالای آب آزاد بر عملکرد موتور تأثیر سوء گذارده و حتی میتواند موجب **flame-out** گردد.

یکی از دغدغه‌های اصلی هنگام سوختگیری این است که سوختی به هواپیما تحویل گردد که عاری از آب آزاد باشد. از این رو لازم است که سوخت هنگام ورود به هواپیما تست گردیده تا اطمینان حاصل شود که آب آزاد[1] بطور مؤثری توسط سیستم پاک کننده زائل گردیده است.

Fuel additives

رایج‌ترین مواد افزودنی به سوخت عبارتند از عوامل ضد انجماد و ضد میکروب. مواد افزودنی ضد انجماد آب آزاد را بدون استفاده از سیستم گرمایش سوخت بجز در دماهای بسیار پائین از انجماد حفظ مینمایند و عوامل ضد میکروبی موجب کشته شدن میکروبها قارچ‌ها[2] و باکتری‌هائی میگردند که موجب تشکیل لجن[3] و کرک در سیستم سوخت میشوند. غالباً این مواد توسط شرکت توزیع کننده سوخت قبلاً بدان افزوده گردیده‌اند در غیر این صورت بهنگام سوخت‌گیری این مواد بایستی بدان با درصد لازم افزوده گردد. بمنظور اطلاع از جزئیات امر و عوامل مورد استفاده و نحوه افزودن آنها بهترین روش مراجعه به **manual** هواپیمای مربوطه میباشد.

Hint : در اینجا لازم است خاطر نشان کنم در حالیکه موتور پیستونی فقط با بنزین میتواند کار کند، موتور جت از این نظر چندان محدودیتی ندارد. دلیل اصلی این مسئله این است که در موتور جت طبق **brayton cycle** احتراق در فشار ثابت صورت میپذیرد پس خطر **detonation** آنرا تهدید نمیکند و ... . منتهی استفاده از سوخت جایگزین[4] محدودیت زمانی دارد. چون به علت نشست رسوبات حاصل از احتراق روی پره های توربین بازدهی آن کاهش میابد. مثلا در کتاب موتور خاصی گفته شده است که در یک **TBO** میتوان حداکثر **50** ساعت پروازی از بنزین در جاهایی که **JP** وجود نداشته باشد، استفاده کرد. پس استفاده از سوخت جایگزین در موتورهای جت امری رایج است. منتهی از آن جایی که وزن مخصوص سوخت بر کار **FCU** تاثیر میگزارد، در صورت چنین استفاده ای باید تنظیم مربوطه روی **FCU** تغییر داده شود تا نتیجه مطلوب عاید گردد که جزئیات آنرا در فصل دوازدهم صفحه **2-69** شرح داده ام.

---

[1] free water
[2] fungi
[3] Slime
[4] alternate

فصل هفتم

توربین

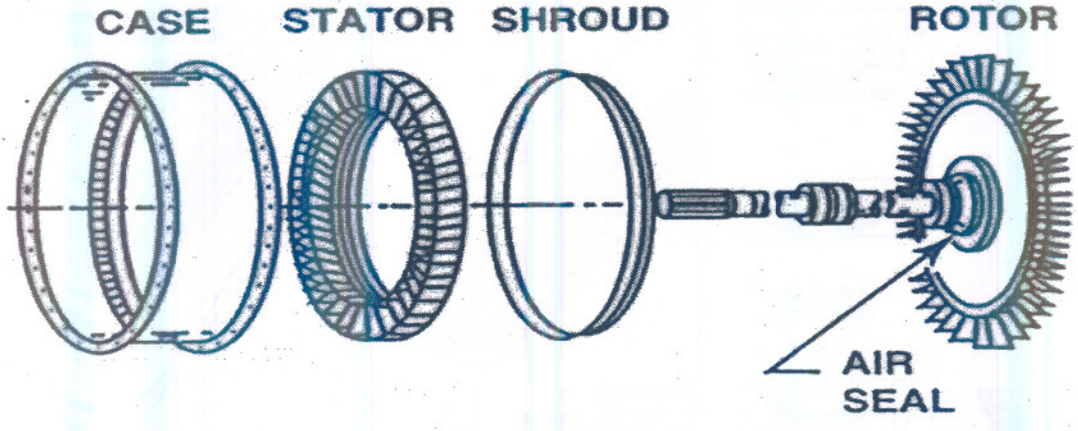
توربین دستگاهی ست که از گازهای داغ خروجی انرژی استخراج کرده و آنرا صرف گرداندن کمپرسور، ملخ، فن و غیره مینماید بنابراین فشار و دمای گاز در توربین افت میکند و مقدار افت فشار و حرارت بستگی به **stage** های توربین داشته و تعداد **stage** های توربین نیز بستگی به نوع موتور و تعداد کمپرسور آن دارد. مثلاً تعداد **stage** های توربین در موتور توربوپراپ از توربو جت بیشتر است تا حداکثر انرژی را از گازها جذب نموده و صرف گرداندن ملخ نماید.

ساختمان توربین محوری[1]

قسمت‌های اصلی توربین به ترتیب عبارتند از:

1- Nozzle guide vanes (NGVs)

به تیغه‌های ثابتی که قبل از هر ردیف تیغه‌های گردان توربین قرار دارند اطلاق میشود که شکل ایرفویل داشته و کانال بین دو تیغه مجاور همگرا است لذا سرعت گازها حین عبور از این قسمت افزایش یافته و تحت زاویه معین و مطلوبی به تیغه های توربین برخورد مینماید. در بعضی از موتورها این تیغه‌ها به صورت حلقه‌ای یکپارچه ساخته شده و به آن اصطلاحاً **nozzle diaphragm** میگویند. در موتورهای پرقدرت **NGVs** توخالی[2] بوده و هوای گرم کمپرسور **HP** از ریشه و نوک تیغه وارد آن شده و از سوراخ‌های **trailing edge** خارج میشود. این هوا که دائماً



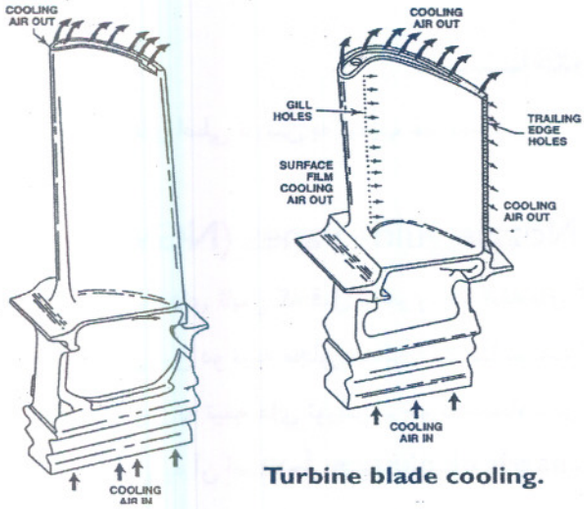
The four basic element of a turbine assembly

[1] Axial turbine
[2] hollow

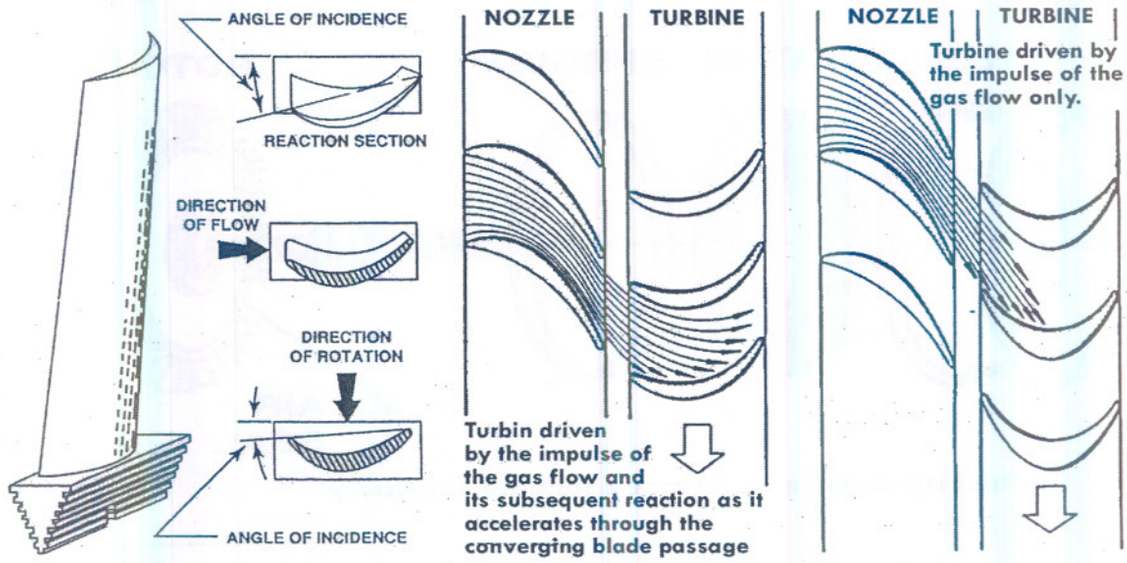
جریان دارد تیغه‌ها را خنک نگه داشته و از وارد آمدن صدمه به آنها ممانعت میشود. طراحی **NGVs** نباید به گونه‌ای باشد که با ایجاد **back pressure** و غیره کمپرسور را دچار **surge** و **stall** نماید.

2- Turbine Blades

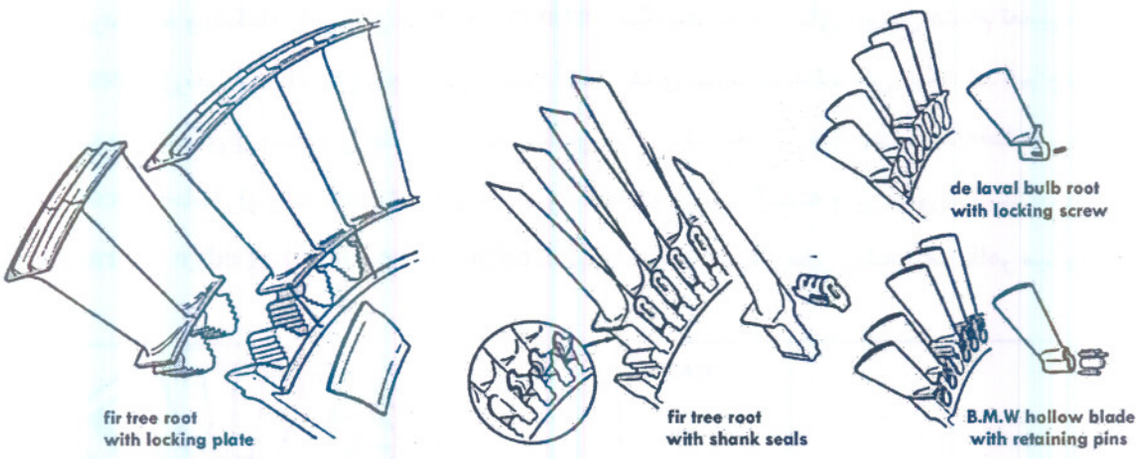
تیغه‌های گردان توربین بعد از هر ردیف **NGVs** قرار داشته و روی محیط دیسک توربین به طریقه **fir tree** متصل میباشند. این تیغه‌ها نیز شکل ایرفویل داشته و **twisted** هستند یعنی زاویه **stagger** از ریشه به سمت نوک تیغه افزایش می‌یابد تا سرعت گازها در طول تیغه یکسان و یکنواخت باشد. هم چنین در بعضی از موتورها این تیغه‌ها **shrouded** هستند تا از فرار گازها از نوک تیغه که باعث افت راندمان توربین میشود ممانعت به عمل می‌آید. در چنین مواردی تیغه‌ها نازکتر ساخته میشوند تا از افزایش وزن توربین جلوگیری شود. جنس تیغه‌های توربین از آلیاژ معروف **nimonic** بوده و به طریق **forged** ساخته میشوند. در موتورهای پرقدرت تیغه‌های توربین ردیف‌های جلو **hollow** و هوای کمپرسور **HP** از ریشه تیغه وارد شده و از نوک آن خارج گشته و تیغه بدین ترتیب خنک نگه داشته میشود تا حرارت شدید را تحمل نماید. یک ردیف **N.G.Vs** و یک ردیف **turbine blades** را یک **stage** میگویند و میزان افت فشار و حرارت در یک **stage** توربین بمراتب بیشتر از میزان ازدیاد فشار و حرارت در یک **stage** کمپرسور میباشد و به همین خاطر در یک موتور جت تعداد **stage** های توربین بمراتب کمتر از تعداد **stage** های کمپرسور آن میباشد.



Turbine blade cooling.



در موتورهـــای مختلف جت، توربین‌هـــا به دو صورت **impulse** و **impulse & reaction** ســـاخته میـشوند. مثلاً در موتورهـای توربوجت توربین باید آنقـــدر قدرت تولید کند کـــه صرف گرداندن کمپرســور شود. از اینرو از نوع **reaction-impulse** میباشد. در این نوع چرخش توربین نتیجـه دو نیـرو یکـی برخـورد گازهـا و دیگـری **reaction** حاصل از **acceleration** گاز داخل کانال همگرا بـین تیغـه‌هـای مجـاور میباشـد ولـی در موتورهـای توربوشفت و توربوپراپ توربین‌ها از نوع **impulse** هستند یعنی چرخش توربین فقط در اثر برخورد گازها میباشـد. در این نوع توربین کانال بین تیغه‌ها ساده است.



Methods of attaching blades to turbine discs.

Turbine Discs -3

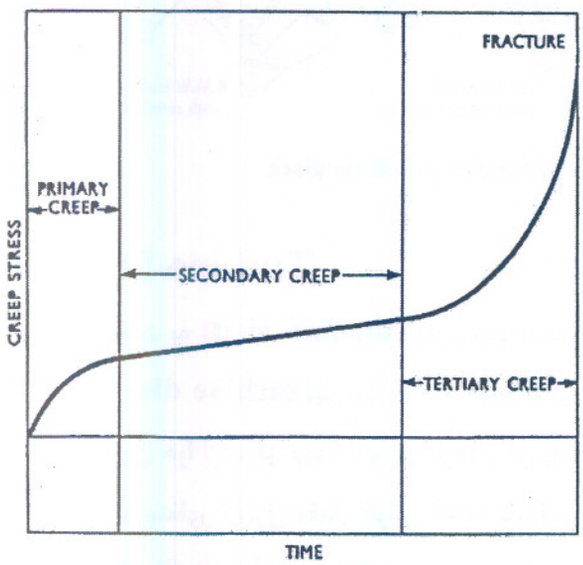
این صفحات به **turbine shaft** متصل میباشند و تیغه‌های توربین روی محیط آن سـوار میـشوند. در موتورهـای پرقدرت **turbine disc** نیز هم چون **NGVs** و **turbine blades** بوسیله هوای خروجـی کمپرسـور **HP** خنـک میشود. این هوا از مرکز دیسک و در طرفین آن به سمت محیط خـارجی در جریـان بـوده و وارد گازهـای تـوربین میشود. به منظور کنترل مقدار هوائی که به مصرف خنک کردن توربین میرسـد **thread type air seals** کـه بـا آنها **labyrinth seals** نیز میگویند روی دیسک‌ها قرار داده میـشوند. جـنس **turbine disc** از آلیاژهـای فـولاد مخصوص بوده و برای استحکام لازم به طریقه **forged** ساخته میشوند.

Turbine shaft -4

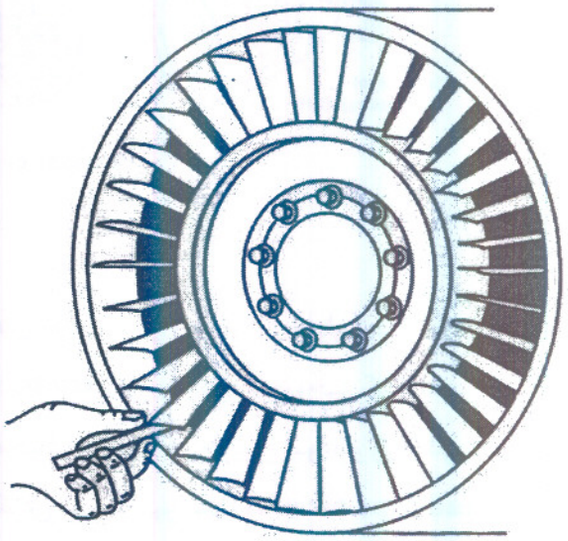
شفت توربین **hollow** بوده و **discs** روی آن سوارند. در موتورهای **twin spool** دو سیـستم تـوربین و دو **shaft** داریم یکی در رو بنام **HP turbine shaft** که **HP turbine** را به **HP compressor** وصل میکند و دیگری در داخل بنام **LP turbine shaft** که **LP turbine** را به **LP compressor** وصل میکند. اتصال شفت توربین بـه شفت کمپرسور به طریقه **spline** است. شفت توربین معمولاً روی دو **roller bearing** یکی در جلو و دیگـری در عقب می‌چرخد.

Turbine blade creep

واضح است که توربین موتور جت در درجه حرارت بالا و دور زیاد می‌چرخد و این شرایط کاری سبب میشود که تیغه‌ها ازدیاد طول پیدا کنند که بآن **creep** میگویند. در چند هزار ساعت اول عمر موتور پس از خاموش کردن موتور تیغه‌ها به وضع اول برمیگردند که این حالت را **primary creep** مینامند اما در چند هزار ساعت دوم عمر موتور پس از خاموش شدن موتور تیغه‌ها به طول اولیه برنخواهند گشت که این ازدیاد طول دائمی باقی میماند و به آن **secondary creep** میگویند. در حالات بعدی ازدیاد طول ممکن است به حدی برسد که سرانجام تیغه به **case** برخورد کرده و بشکند که به آن **tertiary - creep** میگویند. تیغه‌های توربین هنگام تعمیرات از نظر **creep stress** بازرسی میشوند و چنانچه ازدیاد طول آنها از حدی بیشتر باشد تعویض میگردند. هم چنین **stagger angle** تیغه‌ها اندازه‌گیری میشود و چنانچه از حدی تجاوز کرده باشد تعویض میگردند. تیغه‌ها هم چنین از نظر **discoloration** حاصل از **over heating** و نیز وجود **crack** بازرسی گشته و در صورت نیاز تعویض میگردند. معمولاً **crack** در **leading edge** و **traiting edge** تیغه‌ها بیشتر نزدیکی‌های ریشه تیغه ظاهر میشود.



curve showing creep characteristics of turbine blades



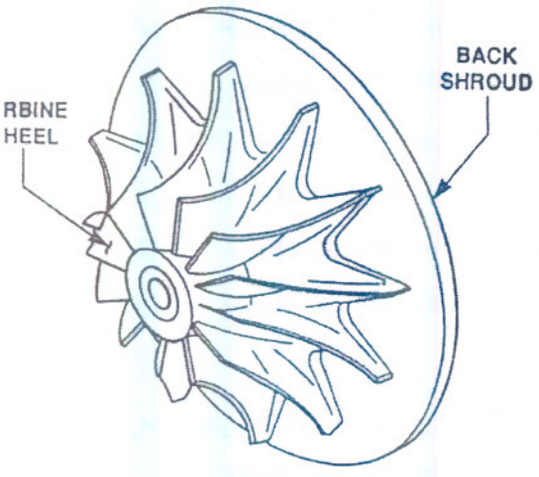
A thickness gauge is typically used to check clearances between turbine blades and the shroud

بالانس توربین

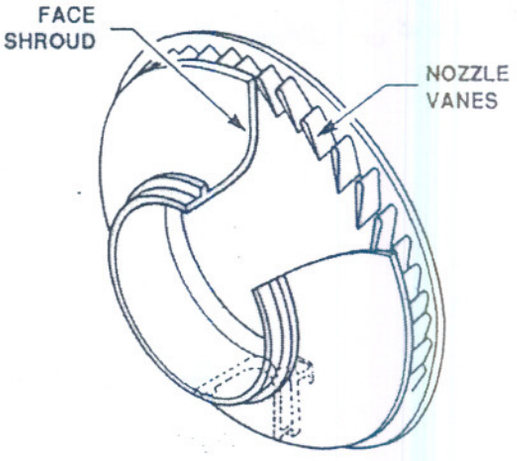
توربین‌ها مانند کمپرسورها قطعات گردانی هستند که با دور بالا میچرخند لذا بایستی بالانس باشند تا هنگام چرخش دچار ارتعاشات نشوند زیرا که لرزش از بدترین معایب به شمار می‌آید. توربین نیز مانند کمپرسور هم به حالت استاتیک و هم به حالت دینامیک بالانس میگردد.

Radial Inflow Turbine

این نیز نوع دیگری از توربین بوده و هم چون کمپرسور گریز از مرکز این توربین نیز دارای مزایای هزینه کمتر و سادگی طراحی است. کاربرد عمده این توربین در موتورهای **APU** است. طبق تصویر در پیرامون این نوع توربین **nozzle vanes** قرار گرفته و گاز از **tip** بسمت داخل روان گشته و نهایتاً از **center** خارج میگردد. مزیت اصلی این نوع توربین در این است که تا **100%** انرژی جنبشی را از گازها استخراج مینماید ولی این راندمان را فقط در یک مرحله دارا بوده و در مراحل بیشتر دچار افت شدید راندمان میگردد. عمر خدمتی این توربین تحت بارهای حرارتی بالا به علت وارد آمدن بارهای گریز از مرکزی شدید به دیسک پائین بوده و تاکنون این مشکل حل نگردیده ولی چون **APU** کمتر روشن گردیده و موتورش ضعیف میباشد برای این نوع موتور مناسب است.



Radial inflow turbine rotor.



Radial inflow turbine stator ring.

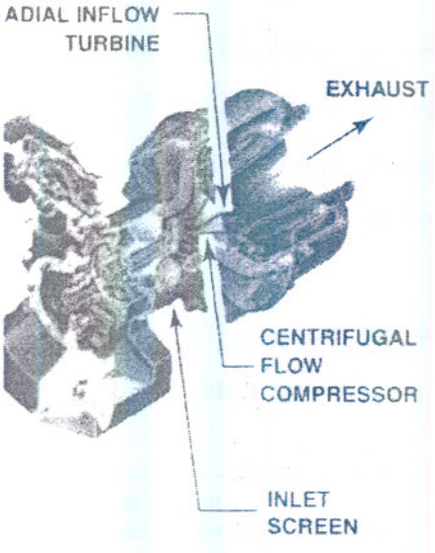
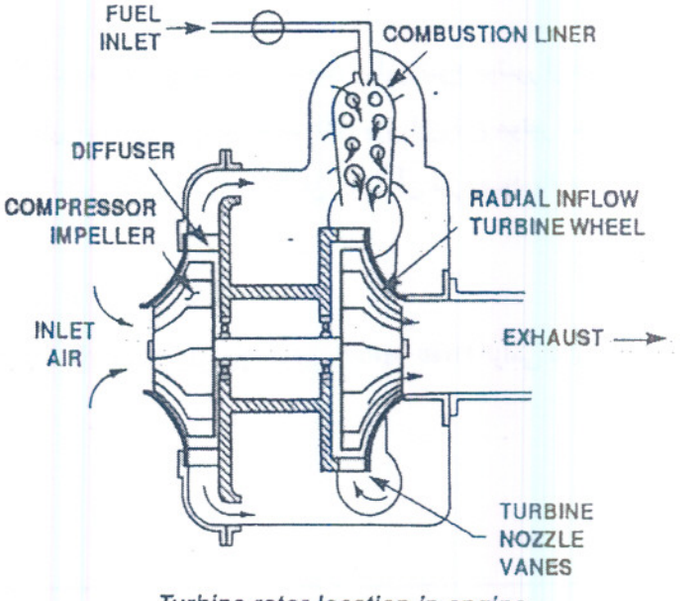


Photo of a gas turbine APU.



Turbine rotor location in engine.

فصل هشتم

انواع موتورهـــــای جت

در طی درس‌های قبل با انواع موتورهای جت و خصوصیات آنها آشنا شده‌ایم. در این فصل سعی بر این است که آنهـا را به صورت منظم کلاسه نمائیم.

1) موتورهای توربوجت [1]

در این نوع موتورها **100%** نیروی تراست نتیجه ازدیاد سرعت گازهـا در **jet nozzle** اسـت و همـان طـور کـه دیدیم دارای کمپرسور از نوع **centrifugal flow** و یا **axial flow** هستند. موتورهای جتی که دارای کمپرسور **centrifugal** هستند به انواع زیر یافت میگردند :

i. single stage – single entry
ii. single stage – double entry
iii. double stage – single entry

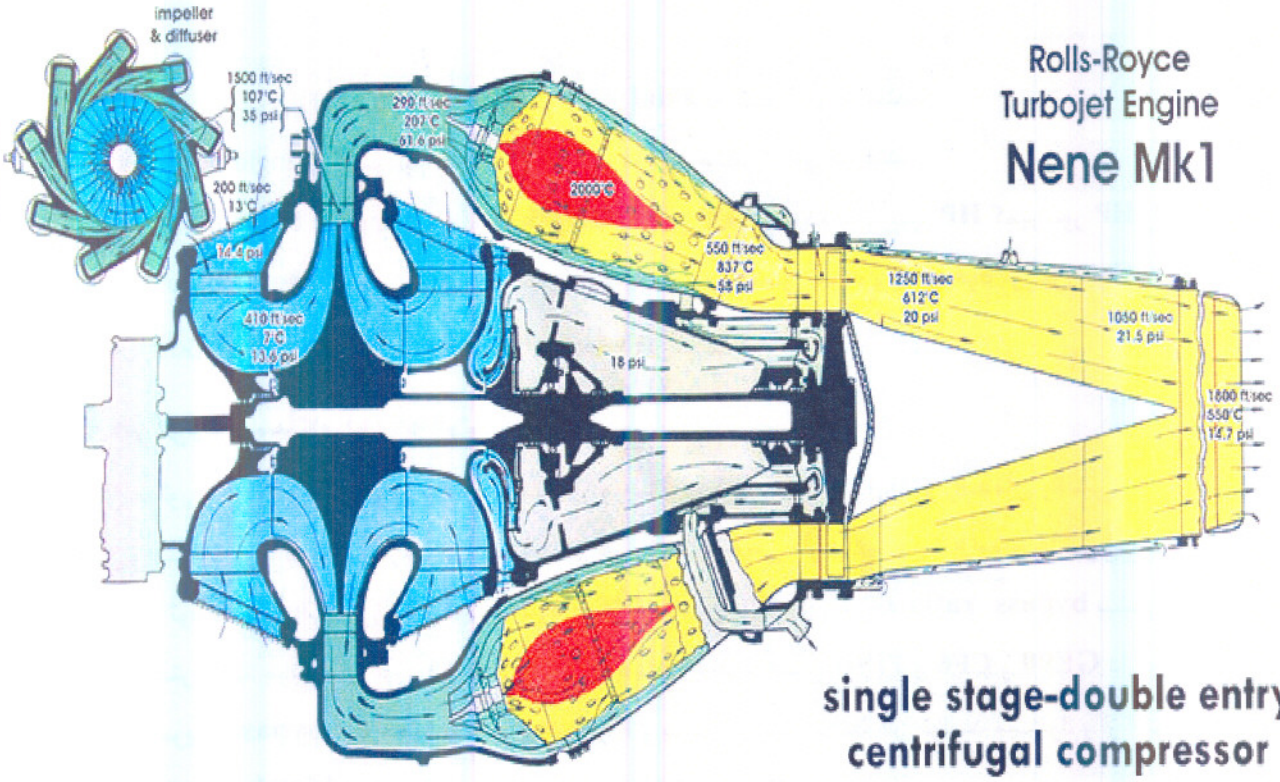
موتورهای جتی که دارای کمپرسور **axial flow** هستند به انواع زیر یافت میگردند:

i. single spool (single shaft)
ii. twin spool (double shaft)
iii. twin spool (by- pass type)
iv. triple spool

در بحث‌های قبل با محسنات فسلفه **by-pass** آشنا شده‌ایم و میدانیم که صدای این نـوع موتـور از دو نـوع قبلـی کمتر است زیرا درجه حرارت و سرعت گـــازهای خروجی آن کمتر است. ثانیاً وزن این نوع موتور نسبت بـه یـک موتور **twin-spool** هم قدرت خود کمتر بوده ثالثاً راندمان رانشی و راندمان کلی [2] آن نیز بهبود یافته پس sfc آن نسبت به دو نوع قبل کمتر میباشد.

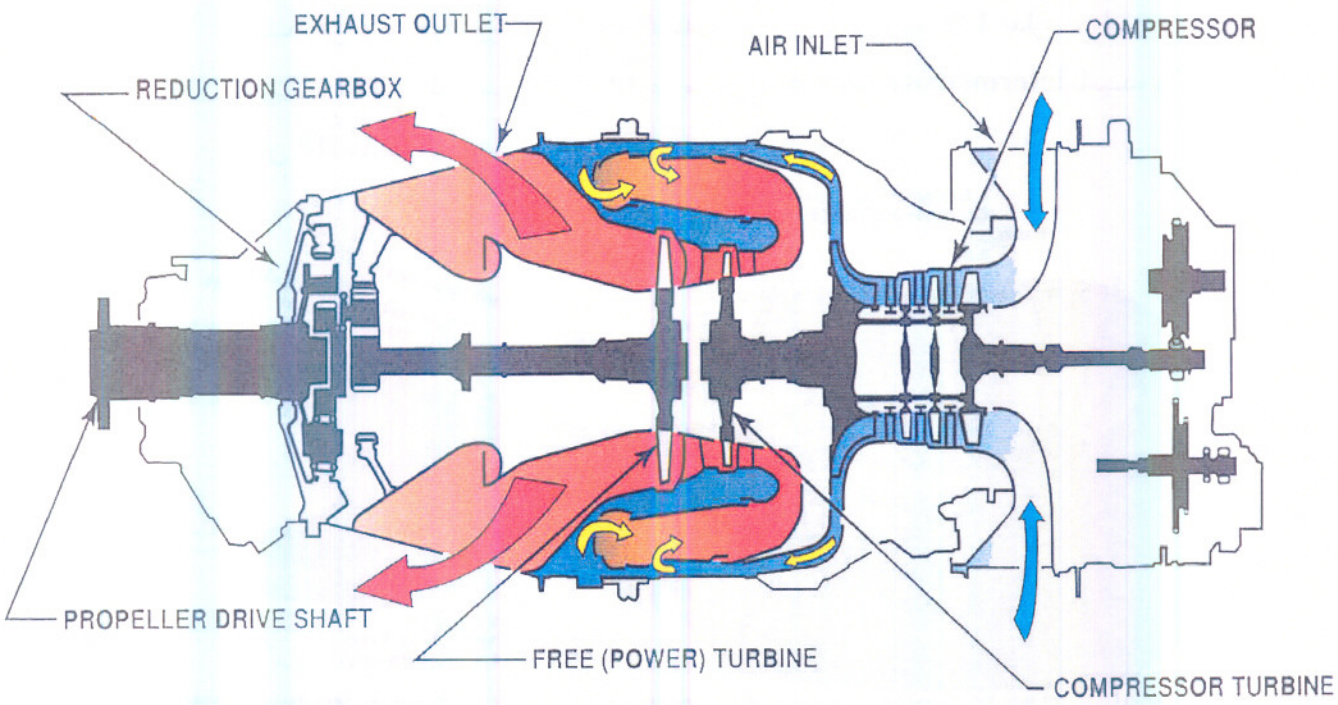
Hint : موتور **by-pass** حتماً باید **twin-spool** باشد ولی یک موتور **twin-spool** الزامی ندارد کـه حتمـاً **by-pass type** باشد.

[1] turbojet engines
[2] propulsive and overall efficiency



2- موتورهای توربوپراپ

همانطور که قبلاً تشریح گردیده است در این موتورها **90%** تراست نتیجه ازدیاد سرعت هوا توسط ملخ و **10** درصد بقیه از گازهای اگزوز حاصل میشود که به **residual thrust** موسوم است. راندمان رانشی این نوع موتور در سرعت‌های کم (تا حدود **400 mph**) بیشتر از سایر موتورها بوده و در هواپیماهای به اصطلاح **low & medium speed** کاربرد دارد. در این نوع موتورها نیز کمپرسور میتواند از نوع **centrifugal** و یا **axial** باشد که



در موتورهای مدرن و پرقدرت امروزی بیشتر از نوع **axial** به شکل زیر هستند :

i. single spool : کمپرسور و ملخ توسط یک توربین مشترک می‌چرخند.

ii. twin spool : ملخ و کمپرسور **LP** توسط توربین **LP** چرخیده و توربین **HP** کمپرسور **HP** را میگرداند.

iii. free turbine : نوعی توربوپراپ که ملخ به کمپرسور متصل نبوده و برای خود توربین جداگانه دارد.

روس ها بزرگ ترین سازندگان موتورهای توربوپراپ در جهان هستند.

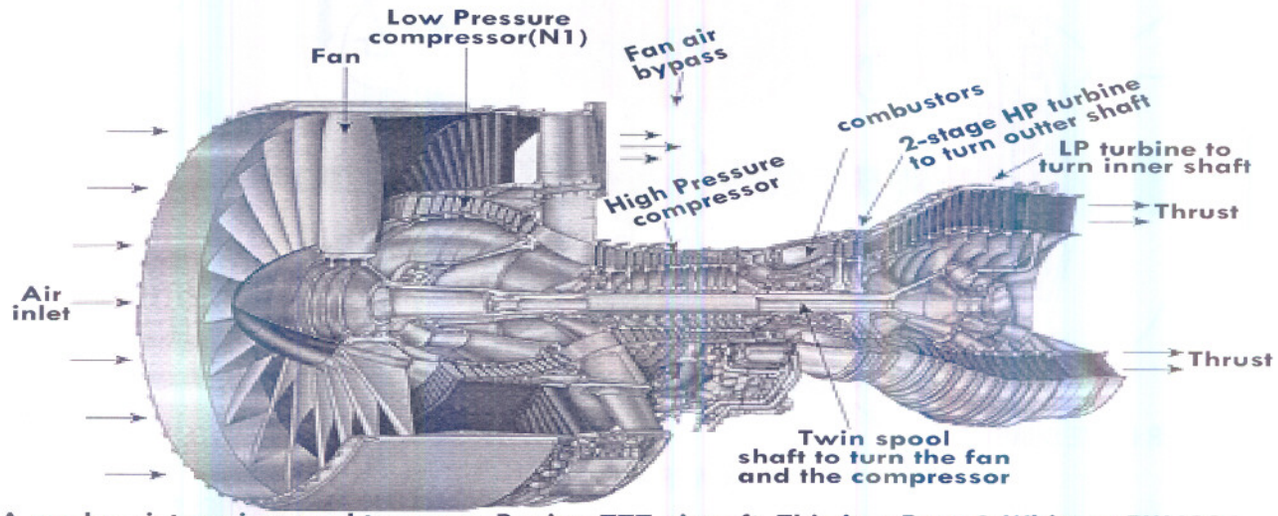
3- موتورهـــای توربوفن

این موتورها در واقع میان بری بین جت ملخدار و جت خالص میباشند از این رو راندمان رانشی آن از موتورهای توربوجت بیشتر بوده و در سرعت‌های نسبتاً کم هم عملکرد خوبی دارند. در این نوع موتورها نیز قسمتی از نیروی تراست توسط فن و قسمتی دیگر توسط گازهای اگزوز تامین میگردد و هرچه **bypass ratio** بیشتر باشد، تراست فن بیشتر است. موتورهای توربوفن مدرن و بزرگ امروزی هم چون **JT9D** و **CF6** و **GE90** دارای فن بزرگی بوده، ضریب **bypass** آنها حدود **5:1** و بیشتر بوده و بیشتر تراست توسط فن تولید میشود و از این رو به آنها **high bypass ratio** میگویند. این نوع موتورها به اشکال زیر یافت میگردند:

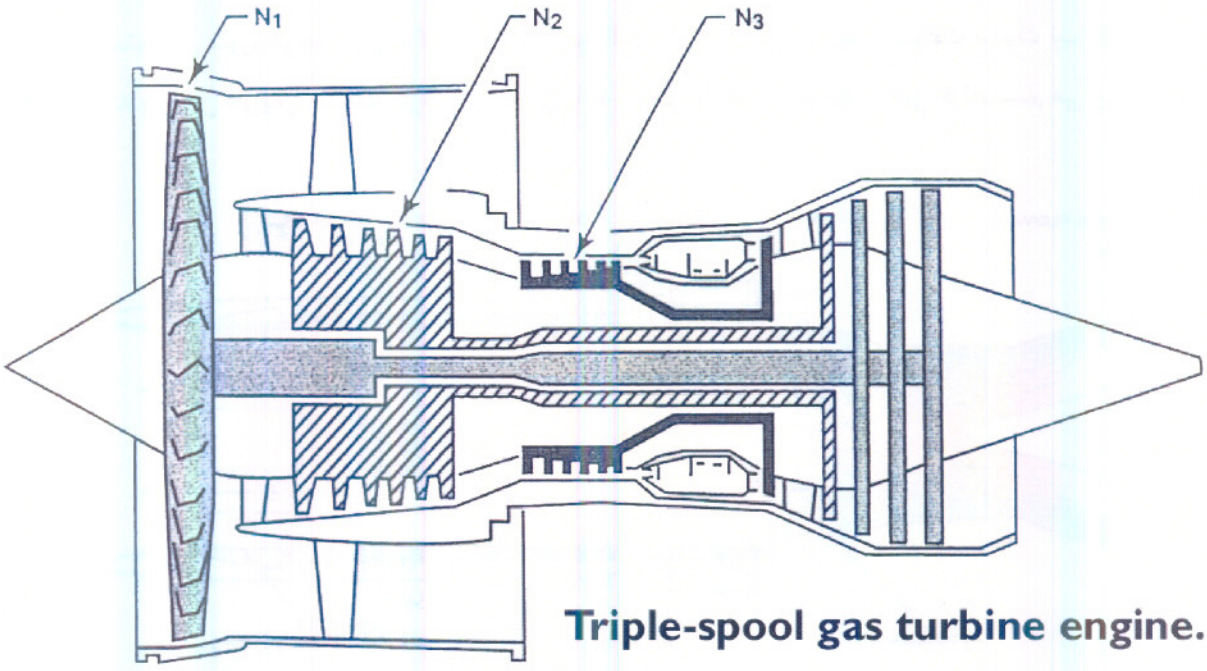
i. twin-spool : در این نوع هم چون **CF6** و **JT9D**، فن و کمپرسور **LP** مشترکاً توسط توربین **LP** می‌چرخند.

ii. twin-spool geared fan : در این نوع موتور که یک گام به جلو تلقی میشود ارتباط کمپرسور **LP** با فن از طریق یک **reduction gear** برقرار میشود. بدین ترتیب فن از نظر **rpm** آزادی عمل بیشتری برخوردار است.

iii. triple-spool : در این نوع که بهترین نمونه برای آن سری موتورهای **RB-211** و **Trent** رولزرویس هستند، فن برای خود توربین جداگانه داشته و اشتراکی با کمپرسور **LP** ندارد. در این نوع موتور فن نقش LP داشته ، کمپرسور اول را **IP** به معنای **intermediate pressure** نامیده و کمپرسور دوم همان **HP** نامیده میشود.



A modern jet engine used to power Boeing 777 aircraft. This is a Pratt & Whitney PW4084 turbofan which can produce 84,000 pounds of thrust. It has a 112-inch diameter front-mounted fan, a length of 192 inches (4.87 m) and a weight of about 15,000 pounds (6804) k



Triple-spool gas turbine engine.

4- موتورهای توربوشفت

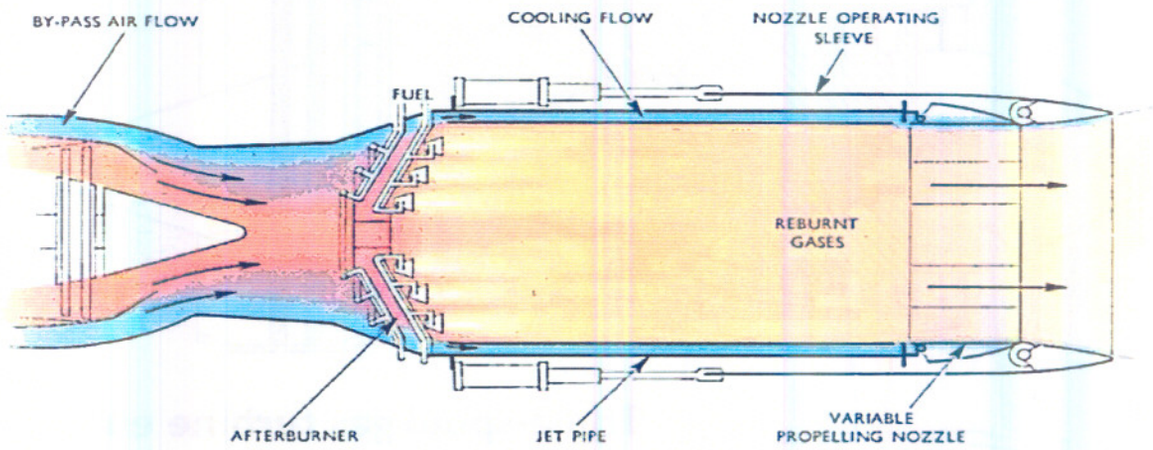
در این نوع موتورهای جت تقریباً تمام انرژی گازهای خروجی توسط چند مرحله توربین گرفته شده و صرف کار مکانیکی هم چون چرخاندن پروانه هلیکوپتر یا راندن توربوترن و یا به کار انداختن ژنراتورها و ایستگاههای پمپاژ نفت و گاز و غیره میگردد. روس ها سازندگان قوی ترین موتورهای توربوشفت در جهان هستند. هریک از دو موتور توربوشفت مورد استفاده در بزرگ ترین هلیکوپتر جهان **(Mil-26) 11500hp** قدرت دارند.

موتور پس سوز[1]

پس سوز در واقع یک موتور **ramjet** است که در انتهای موتور جت هواپیماهای نظامی مافوق صوت و نیز مسافربری سوپرسونیک هم چون **Concorde** نصب میشود و در مقاطع خاص و کوتاه موجب افزایش قابل ملاحظه‌ای در تراست گردیده و میزان این افزایش به بیش از **50%** و حتی **100%** میرسد. همانطور که میدانید از هوای ورودی به موتور جت حدود **25%** صرف احتراق گردیده و **75%** بقیه نقش خنک کنندگی و کنترل درجه حرارت را به عهده دارند از این رو در گازهای اگزوز اکسیژن قابل ملاحظه‌ای برای احتراق مجدد موجود است در نتیجه وقتی سیستم پس سوز روشن میشود مقداری سوخت از **fuel nozzles** موجود در **jetpipe** به داخل گازهای داغ پاشیده شده و عمل احتراق یک مرحله دیگر صورت می‌پذیرد که در نتیجه درجه حرارت و سرعت گازها افزایش یافته و این افزایش سرعت موجب تولید تراست اضافی میگردد. همانطور که میدانید برای سرعت گازهای خروجی از موتور محدودیتی وجود دارد و آن سرعت صوت است. ولی نباید از نظر دور داشت که سرعت صوت در یک گاز بستگی به درجه حرارت دارد و چون کار

[1] afterburner

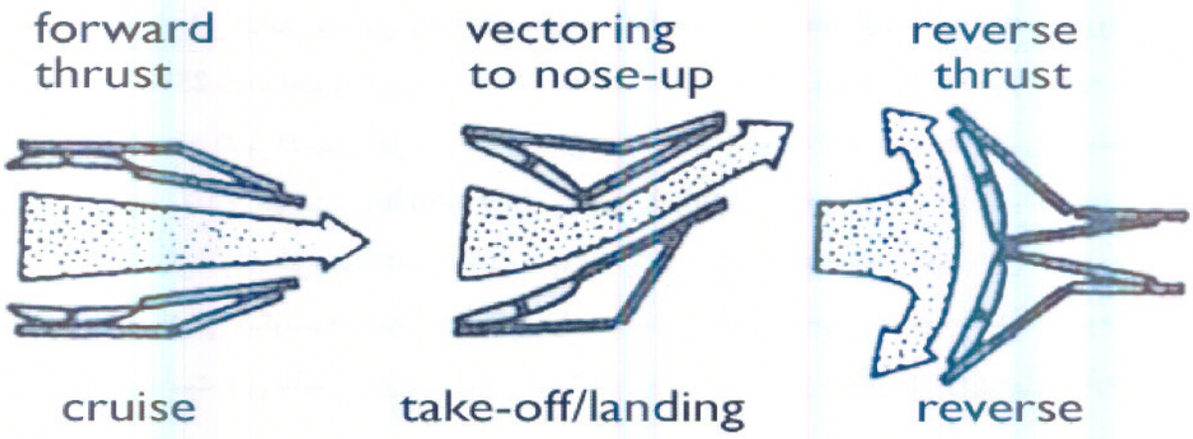
افتادن سیستم پس سوز، درجه حرارت گازهای اگزوز فوق‌العاده افزایش می‌یابد پس سرعت صوت نیز در آن محیط افزایش یافته و امکان افزایش سرعت گازهای خروجی را به میزانی به مراتب بیشتر از قبل فراهم می‌آورد.



Principle of afterburning

سیستم پس سوز برای مدتی کوتاه هنگام برخاست یا مانورهای مخصوص روشن میگردد و در سایر مواقع خاموش است. همانطوری که گفته شد پس سوز در واقع یک **ramjet** است پس چون تقریباً فاقد **compression** است **sfc** آن بالاست و به هنگام روشن بودن مصرف سوخت را حدود **2.5** برابر افزایش میدهد ولی چون عمل کرد آن کوتاه مدت است محسنات آن بر کاستی‌هایش می‌چربد. ضمناً **jet nozzle** موتورهائی که دارای پس سوز هستند **variable** است لذا وقتی که پس سوز روشن است **jet nozzle** به طور اتوماتیک باز شده و **area** را افزایش میدهد تا آن را با افزایش حجم گازها حاصل از حرارت زیاد وفق دهد.

در جنگنده‌های مدرن طبق تصویر دهانه خروجی موتور در جهات مختلف بالا و پائین به فرمان خلبان قابل تغییر بوده و قابلیت برخاست و نیز مانور در سرعت کم هواپیما را بهبود می‌بخشد و همانطور که ملاحظه میشود قادر به **reverse** کردن گازهای خروجی بمنظور کمک به توقف سریع هواپیما بعد از فرود نیز میباشد.



New type vectoring afterburner exhaust nozzle.

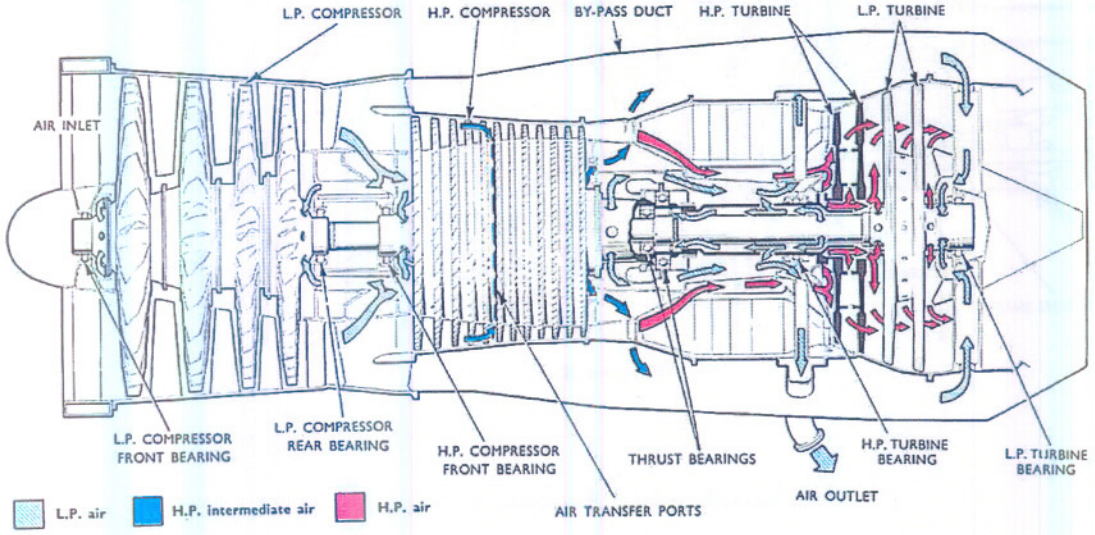
فصل نهم

خنک کاری و آب بندی توسط هوا[2]

منظور از **air cooling** خنک کردن قسمت‌های داخلی و خارجی موتور توسط هوا می‌باشد. میدانیم که موتورهای جت از نوع درون سوزند که محفظه احتراق در داخل موتور قرار دارد بنابراین مقداری از حرارت به داخل و خارج از موتور منتقل میشود که با خنک کردن موتور توسط هوا این گرما را به خارج میفرستیم. منظور از **air sealing** آب بندی محفظه یاتاقان های موتور به کمک هواست تا از نشط روغن به خارج از **bearing housing** جلوگیری شود.

خنک کردن موتور به دو بخش تقسیم میگردد :

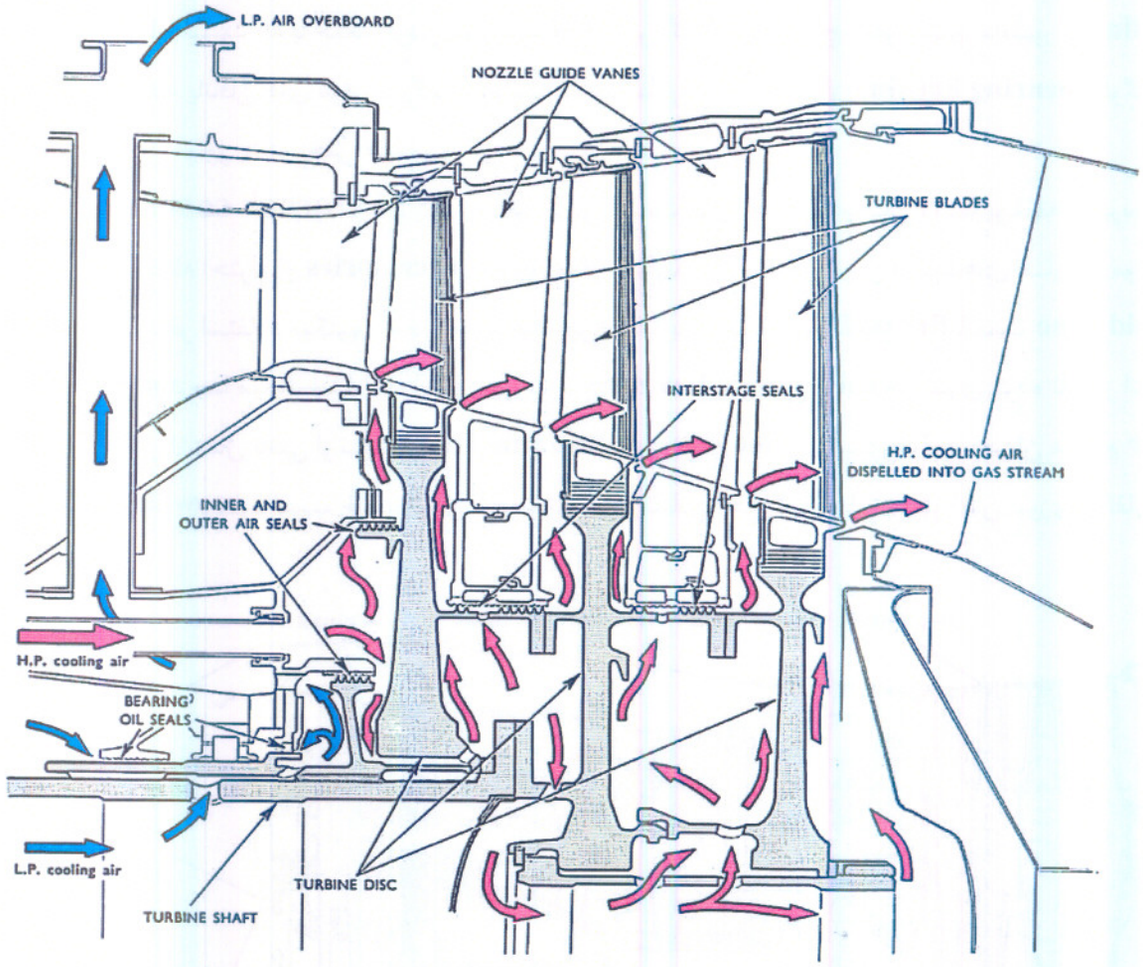
a) external cooling : یعنی خنک کردن قسمت‌های خارجی موتور مانند پوسته کمپرسور و پوسته محفظه احتراق و **accessories** که روی موتور سوارند. برای خنک کردن قسمت‌های خارجی موتور از هوای اتمسفر استفاده میکنیم که در تصویر مشخص است. یک دیواره بنام **fire wall** قسمت **cold zone** را از **hot zone** جدا میکند لذا اولاً از انتقال حرارت از **hot zone** به **cold zone** جلوگیری کرده ثانیاً از انتقال بخارات قابل اشتعال ناشی از نشت لوله‌ها از **cold zone** به **hot zone** جلوگیری میکند. جریان مداوم **ramair** زیر **cowling** اولاً سبب خنک کردن شده و ثانیاً با فرستادن بخارات به خارج خطر آتش سوزی را تقلیل میدهد.



b) internal cooling and sealing : منظور از عنوان فوق خنک کردن دیسک و تیغه های توربین، یاتاقان ها و شفت ها و نیز آب بندی یاتاقان ها به منظور جلوگیری از نشطی روغن میباشد. برای خنک کردن یاتاقان ها و آب بندی آنها و خنک کردن شغت ها از هوای کمپرسور (ردیف‌های وسط) استفاده میشود. این هوا

[2] air cooling & sealing

پس از خنک کـــــردن از طریـق یـک لولـه بـه بیـرون از موتـور و بـه اتمـسفر فرسـتاده میـشود کـه بـه آن **breathing air** میگویند. آب بندی کردن **bearing housings** توسط **thread type oil seal** کـه اسـم دیگر آن **labyrinth type oil seal** است به کمک هوای کمپرسور انجام میشود. مقداری از این هوا دائماً بـه داخل یاتاقان ها از طریق این **seal** ها نفوذ کرده و در نتیجه از خروج روغن از یاتاقـان هـا جلـوگیری میـشود. یاتاقان هائی را که بدین طریق آب بندی میشوند اصـطلاحاً **pressurized** میگوینـد. در مـورد خنـک کـردن دیسک و تیغه‌های توربین و **NGVs** قبلاً صحبت کرده‌ایم.



Turbine cooling

جعبـــــه دنده هـــا [3]

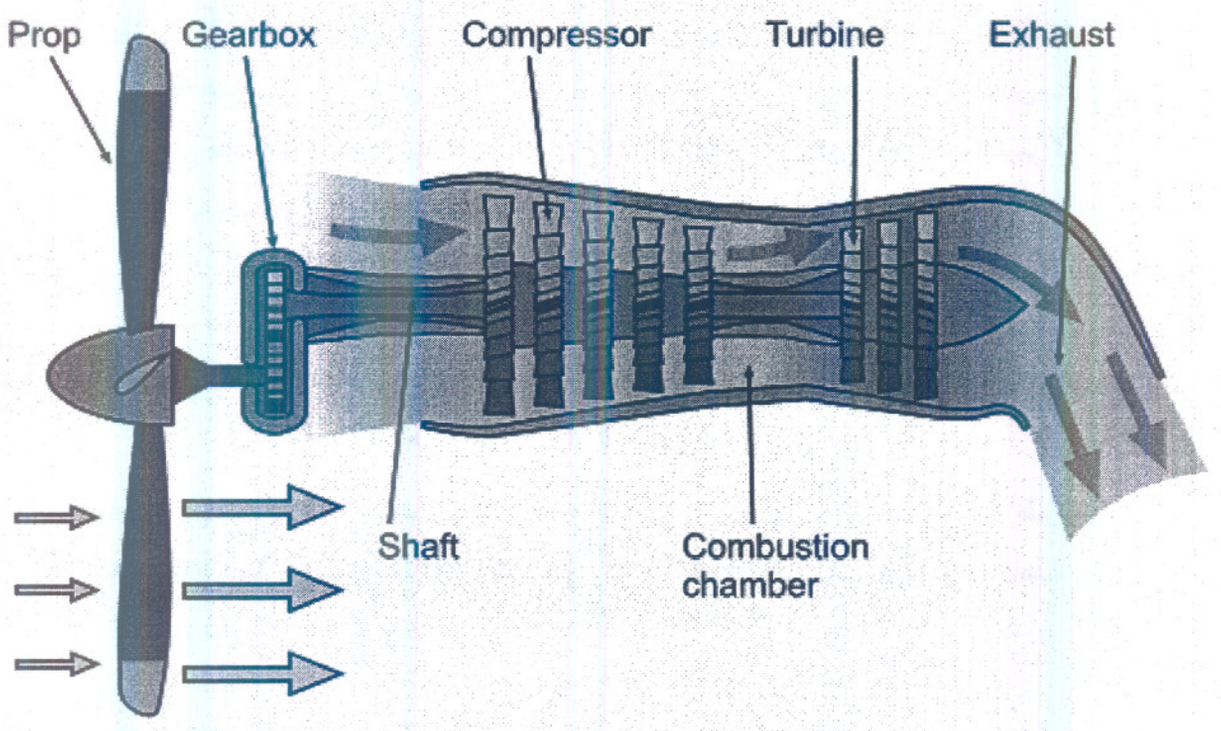
جعبه دنده مجموعه چرخ دنده‌هائی است که در داخل یـک **box** قـرار داشـته و **accessories** کـه روی جعبـه دنـده سوارند توسط آنها به حرکت درمی‌آیند. هر موتور معمولاً دو جعبه دنده دارد که در بغل در زیر پوسـته کمپرسـور قـرار دارند. واضح است که با مطالعه جزئیات ساختمانی هر موتور بخصوصی میتوان به آسانی به موقعیت و نقش قسمت‌های مختلف آن از جمله جعبه دنده ها واقف شد.

[3] gearboxes

فصل دهم

موتور توربوپراپ

همان طور که قبلاً تشریح شد برای سرعت‌های پائین،ملخ دارای راندمان بیشتری نسبت به موتور جت خالص است از این رو توربوپراپ،موتور ملخ داری است که در آن انرژی لازم برای چرخش ملخ توسط موتوری جت تأمین میگردد و این موتورها حدود **90%** نیروی تراست توسط **prop** و **10%** بقیه توسط گازهای خروجی اگزوز تولید میشود که به **residual thrust** موسوم است. همان طور که در ابتدای بحث موتور جت عنوان شد ملخ به جرم زیادی از هوا شتاب کمی میدهد بنابراین در تولید تراست عمدتاً به جرم هوا متکی است از این رو سقف پرواز[1] موتور ملخ دار محدود است زیرا در ارتفاعات بالاتر به علت کاهش دانسیته هوا تراست ملخ کاهش می‌یابد. بایستی در نظر داشت با اینکه ملخ به هر حال ملخ است ولی خوراندن ملخ به موتور جت پیچیده‌تر از ترکیب ملخ و سیلندر است زیرا که در موتور پیستونی در پشت ملخ سیلندرها قرار داشته و چندان حرفی برای گفتن ندارند ولی در یک موتور توربوپراپ در پشت ملخ موجودی بسیار سختگیر و مشکل پسند بنام کمپرسور قرار دارد که با کوچکترین ناملایمات چهره درهم کشیده و مشکل آئرودینامیکی خواهد آفرید به همین سبب در حالیکه در موتورهای پیستونی یک دسته برای **throttle** و یک دسته برای گاورنر در کابین قرار داده‌اند معمولاً در هواپیماهای توربوپراپ مدرن در داخل خود موتور **FCU** و **PCU** را بهم مرتبط کرده و در کابین **single lever** داریم.



[1] ceiling

با توجه به اینکه قسمت اعظم تراست موتور توربوپراپ توسط ملخ تأمین میشود باید حداکثر انرژی گازهای خروجی جذب گشته و صرف راندن ملخ گردد از این رو اولاً توربین‌های این نوع موتورها از نوع **impulse type** هستند ثانیاً تعداد **stage** های توربین بیشتر میباشد به همین دلیل درجه حرارت و فشار گازهای اگزوز در **jet pipe** یک موتور توربوپراپ کمتر از توربوجت است.

Hint : به قدرت حاصل از **shaft** موتورهای توربوپراپ که به ملخ منتقل میشود اصطلاحاً **SHP=Shaft Horse Power** گویند حال اگر **residual thrust** (F_n) را نیز به قدرت تبدیل کرده و به **SHP** بیفزائیم **eshp=equivalent shp** بدست می‌آید که فرمول تجربی آن چنین است:

$$eshp = shp + \frac{Fn}{2.5}$$

دیدیم که ملخ **SHP** را به تراست تبدیل میکند (البته نه با راندمان **100%**) در اینجا نیز واژه راندمان رانشی[1] به گونه زیر تعریف میشود.

$$P.E. = \frac{THP}{SHP}$$

در اینجا لازم به تذکر است که این راندمان برای ملخ عدد ثابتی نیست و با توجه به گام ملخ و سرعت هواپیما تغییر خواهد کرد. میدانیم که در آئرودینامیک زاویه حمله حرف اول را میزند و بهترین زاویه حمله برای ایرفویل های مختلف **2** تا **4** درجه میباشد زیرا که در این زاویه حمله **L/D** ماکزیمم است. ملخ نیز یک ایرفویل بوده و با توجه به اینکه زاویه حمله ملخ و کمپرسور تابعی از **rpm** و **forward velocity** است پس در هر شرایطی ملخ زاویه حمله معینی را خواهد داشت از این رو طراحان در سال‌های پیشین تصمیم گرفتند که ملخ‌ها را **variable pitch** بسازند تا برای هر حالت بخصوصی خلبان با تغییر گام ملخ که در واقع همان تغییر **blade angle** است بهترین زاویه حمله را ایجاد و حفظ نماید و متعاقب آن ملخ‌های معروف **constant speed** در صحنه پدیدار گشتند که در این ملخ‌ها دور ثابت بوده و وقتی مثلاً خلبان گاز میدهد که با سرعت بیشتری پرواز نماید به جای دور گام زیاد گشته (و در نتیجه **torque**) از اینرو با همان دور جرم هوای بیشتری جابه جا شده و تراست افزایش می‌یابد بنابراین بدون اینکه وارد جزئیات شویم متذکر میشویم که در چنین ملخی خلبان فقط گاز داده و ملخ بطور اتوماتیک با تغییر گام همیشه سعی در حفظ بهترین زاویه حمله و بهره بردن از راندمان ماکزیمم دارد که حدود **86%** است.

چرخ دنده کاهنده دور[2]

همان طور که میدانیم دور ملخ باید به گونه‌ای باشد که سرعت **tip** آن به سرعت صوت نرسد از طرف دیگر دور در موتورهای جت معمولاً بسیار زیاد است لذا بین شفت ملخ و شفت کمپرسور سیستم جعبه دنده کاهنده سرعت قرار داده میشود که به دو نوع زیر یافت میشود :

---

[1] propulsive efficiency
[2] reduction gear

1) Integral or internal reduction gear

این نوع بیشتر در موتورهای **centrifugal** یا **axial** با قدرت کم مورد استفاده قرار میگیرد و شبیه سیستمی است که در موتور پیستونی تشریح گردیده است **(planetary type)**. مثلاً در موتور رولزرویس **Dart** در دو مرحله دور ملخ نسبت به کمپرسور $\frac{1}{10}$ کاهش می‌یابد. به این نوع **two stage** میگویند.

2) External reduction gear

این نوع بیشتر در موتورهای **high power axial flow** مانند **Allison 501** مورد استفاده در هواپیمای **C-130** مورد استفاده قرار می‌گیرد که برخلاف نوع قبل در خارج از موتور قرار دارد. در این موتور قدرت شفت کمپرسور بوسیله یک **extension shaft** به چرخ دهنده کاهنده منتقل میشود. این سیستم نیز از نوع دو مرحله‌ای **two stage=two step** است یعنی کاهش دور در دو مرحله صورت می‌پذیرد و اصولاً دلیل آن دور زیاد شفت موتورهای جت است که کاهش شدید آن در یک مرحله نمیتواند تحقق یابد. سیستم **external R.G.** حسن‌اش این است که چون در خارج و تا حدی بالای موتور قرار دارد مزاحمتی برای قسمت **intake** فراهم نکرده و این برای موتورهای پر قدرت با مصرف زیاد هوا امتیازی محسوب میشود.

Safety Features

موتورهای توربوپراپ معمولاً دارای سیستم‌های ایمنی زیر میباشند :

1) prop brake **:** هرگاه موتور در حین کار و پرواز به هر دلیلی خاموش شود این سیستم ملخ را قرمز کرده و از چرخش آن جلوگیری میکند. این سیستم هم چنین بعد از نشست و توقف هواپیما و خاموش کردن موتورها باعث میشود که **run down time** ملخ کوتاه شده و نیز از چرخش ملخ توسط باد در روی **Ramp** به هنگام پارک بودن هواپیما جلوگیری مینماید. به چرخیدن ملخ توسط باد **wind milling** گویند.

2) negative torque signal system : همانطور که میدانید در حالت عادی این توربین است که به ملخ **torque** وارد کرده و آن را می‌چرخاند که باین حالت **positive torque** میگویند. حال اگر حالت **negative torque** پیش آید یعنی ملخ بخواهد توربین را بچرخاند نتیجه کار پسا خواهد بود. در چنین مواردی این سیستم که مکانیزم آن در قسمت چرخ دنده کاهنده قرار دارد وارد عمل شده و زاویه ملخ را بلافاصله افزایش میدهد و در نتیجه **torque** منفی از بین رفته و موتور کار عادی خود را انجام خواهد داد.

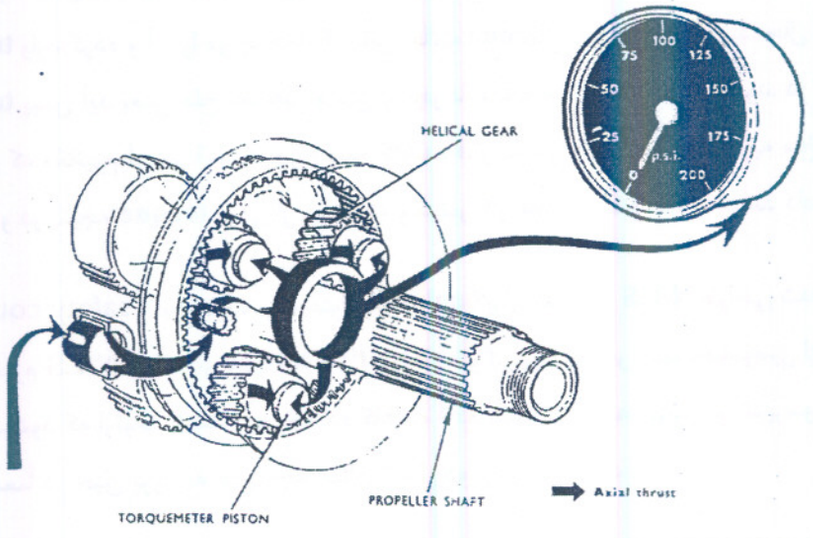
3) safety coupling : این سیستم به عنوان **back-up** برای سیستم **N.T.S** طراحی شده است و در مواردی که مکانیزم **N.T.S** نتواند از **negative torque** جلوگیری کند در حد بخصوصی از **negative torque** سبب میشود که ارتباط شفت و چرخ دنده کاهنده قطع شده در نتیجه توربین و کمپرسور سالم باقی خواهند ماند. ضمناً در حین پرواز به هیچ وجه امکان اتصال دوباره وجود ندارد.

Hotel Mode

اشاره به ابتکار جالبی است که در هواپیمای توربوپراپ **ATR** که در خدمت شرکت آسمان نیز هست، زده شده است. این هواپیمای دو موتوره، مجهز به موتورهای سری **PWC 120-127** که **triple spool** بوده و تصویر آن در صفحه **2-29** ارائه کرده ام و همانطور که می بینید ملخ آن توسط **free power turbine** چرخانده میشود. موتور شماره **2** در این هواپیما دارای **prop brake** است که اگر در روی زمین آنرا بزنیم، ملخ متوقف شده ولی میتوان موتور را روشن نگه داشته و با توجه به فعال بودن **accessories** همچون دینام، پمپ هیدرولیکی و ... به هواپیما خدمات ارائه کرده و نقش **APU** را ایفا نمود. بنابراین در وزن، قیمت، جا و هزینه **APU** صرفه جویی شده است. علت انتخاب موتور شماره **2** برای این منظور این است که به دلیل ایمنی از درب مسافرین که در قسمت چپ هواپیما قرار دارد، به دور باشد. ضمنا برای اینکه فرسایش هر دو موتور یکسان باشد، هر از چند گاهی باید آنها را جابجا کرد. آیا میتوانید بگویید چگونه ممکن است ملخ ترمز بوده ولی موتور بتواند بچرخد ؟

Torquemeter System

قبلاً به هنگام بحث در مورد **power** ثابت کردیم که قدرت عملی یک موتور به دو عامل **torque** و **rpm** بستگی دارد و چون در موتورهای مدرن دور ثابت است پس تغییرات قدرت به صورت تغییرات **torque** (تغییر گام ملخ) ظاهر خواهد شد از این رو وجود نشان دهنده **torquemeter** در موتورهای توربوپراپ و توربو شفت الزامی است و خلبان از این نشان دهنده در موارد مختلف پروازی برای **power setting** توسط **throttle** یا اصطلاحاً **power lever** استفاده میکند سیستم کار این نشان دهنده همانطور که در موتور پیستونی تشریح گردیده معمولاً از قسمت **fixed reduction gear gear** بهره جسته و بدو صورت هیدرولیکی و الکترونیکی یافت میشود. مثلاً در موتور **Dart** سیستم آن هیدرولیکی است و با روغن خود موتور کار میکند و نشان دهنده برحسب **psi** درجه بندی شده است ولی سیستم نشان دهنده آلیسون **501 (T56)** مورد استفاده در **C-130** از نوع الکترونیکی است و اصولاً این نوع نسبت به نوع هیدرولیکی از دقت بیشتری برخوردار است.



Hint➤➤➤- در موتور آلیسون **501** که موتور پر قدرتی محسوب میشود نوع روغن **R.G.** با روغن موتور متفاوت است و روغن به طور جداگانه به داخل خود **R.G.** ریخته میشود و سیستم روغنکاری آن دارای یک عدد **pressure pump** و دو عدد **scavenge pump** است. دلیل اختلاف روغن **R.G.** با روغن خود موتور به علت **torque** زیاد این موتور است که بر قسمت **R.G.** وارد شده پس روغن مخصوصی را می‌طلبد تا بتواند **load** زیاد را تحمل نماید. در موتور **Dart** نوع روغن **R.G.** با موتور یکسان است. در دنباله این قسمت برای کمک به دانشجویان عزیز بصورت فشرده موتور توربوپراپ و تجهیزات آنرا به زبان انگلیسی گنجانده ام، که نکات جالبی در آن مطرح شده است. باشد که با مطالعه دقیق آن به دانش خویش چه از بعد فنی و چه از بعد انگلیسی بیفزایند.

Turbopropellers

The turboprop propeller is operated by gas turbine engine through a reduction-gear assembly. It has proved to be an extremely efficient power source. The combination of propeller, reduction gear assembly, and turbine engine is referred to as a turboprop powerplant.

Turboprop engines are used on aircraft ranging in size from large 4-engine transports to medium-size, executive and relatively small twin-engine aircraft. The following discussion is directed toward a turboprop that consists of components and assemblies typical of many turboprop a/c.

Unlike the turbojet engine, which produces thrust directly, the turboprop engine produces thrust indirectly, since the compressor and turbine assembly furnishes torque to a propeller, which, in turn, produces the major portion of the propulsive force which drives the a/c. The turboprop fuel control and the propeller governor are connected and operate in coordination with each other. The power lever directs a signal from the cockpit to the fuel control for a specific amount of power from the engine. The fuel control and the propeller governor together establish the correct combination of rpm, fuel flow and propeller blade angle to create sufficient propeller thrust to provide the desired power.

Turboprop provides an efficient and flexible means of using the power produced by the turbine engine. The propeller assembly together with the control assembly,

maintain a constant rpm of the engine at any condition in flight idle (alpha range). For ground handling and reversing (beta range), the propeller can be operated to provide either zero or negative thrust.

The propeller control system is divided into two types of control : one for flight and one for ground operation. For flight, the propeller blade angle and fuel flow for any given power lever setting are governed automatically according to a predetermined schedule. Below the "flight idle" power lever position the coordinated rpm blade angle schedule becomes incapable of handling the engine efficiently. Here the ground handling range, referred to as the beta range, is encountered. In the beta range of the throttle quadrant, the propeller blade angle is not governed by the propeller governor, but is controlled by the power lever position. When the power lever is moved below the start position, the propeller pitch is reversed to provide reversed thrust for rapid deceleration of the a/c after landing.

A characteristic of the turboprop is that changes in power are not related to engine speed, but to turbine inlet temperature. During flight the propeller maintains a constant engine speed. This speed is known as the 100% rated speed of the engine, and it is the design speed at which most power and best overall efficiency can be obtained. Power changes are effected by changing the fuel flow. An increase in fuel flow causes an increase in turbine inlet temperature and a corresponding increase in energy available at the turbine. The turbine absorbs more energy and transmits it to the propeller in the form of torque. The propeller, in order to absorb the increased torque, increases blade angle, thus maintaining constant engine rpm.

The NTS (negative torque signal) control system provides a signal which increases propeller blade angle to limit negative shaft torque. When a predetermined negative torque is applied to the reduction gearbox, the stationary ring gear moves forward against the spring force due to a torque reaction generated by helical splines. In moving forward, the ring gear pushes two operating rods through the reduction gear nose. One or both of the rods may be used to signal the propeller and initiate an increase in propeller blade angle. This action (towards high blade angle) continues until the negative torque is relieved, resulting in the propeller returning to normal operation. The NTS system functions when the following engine operating conditions are encountered : temporary fuel interruption, air gust loads on the propeller, normal descents with the lean fuel scheduling, high compressor air bleed conditions at low power setting and normal shut-downs.

The TSS (thrust sensitive signal) is a safety feature which actuates the propeller feather lever. If a power loss occurs during take-off, propeller drag is limited to that of a feathered propeller. Reducing the hazards of yawing in multi-engine a/c. this device automatically increases blade angle and causes the propeller to feather.

A safety coupling disengages the reduction gear from the power unit if the power unit is operating above a preset negative torque value considerably greater than that required to actuate the NTS. Thus, when a predetermined negative torque is exceeded, the coupling members disengage automatically. Reengagement is also automatic during feathering or power unit shot-down. The safety coupling will operate only when negative torque is excessive. The propeller brake is designed to prevent propeller from windmilling when it is feathered in flight, and to decrease the time for the propeller to come to a complete stop after engine shut-down (rundown time).

The propeller brake is a friction-cone type. Consisting of a stationary inner member and a rotating outer member which, when locked acts upon the primary stage reduction gearing. During normal engine operation, reduction gear oil pressure holds the brake in the released position. This is accomplished by the oil pressure which holds the outer member away from the inner member. When the propeller is feathered or at engine shut-down, as reduction gear oil pressure drops off, the effective hydraulic force decreases, and a spring force moves the outer member into contact with the inner member.

Antonov An-22, biggest turboprop cargo airplane of the world

فصل یازدهم

سیستم روغنکاری

از آنجایی که در موتورهای جت بخصوص انواع پر قدرت امروزی درجات حرارت معمولا بالا بوده و از **fire point** روغن های معدنی مورد استفاده در مو تورهای پیستونی بیشتر است، از این رو برای استفاده در این مو تورها روغن های مخصوص **synthetic** تهیه گردیده است. البته **load** در یاتاقان های موتور پیستونی نسبت به موتور جت هم قدرت خود بیشتر است. مصرف روغن در موتورهای جت کمتر از موتورهای پیستونی بوده و به غایت کم است و این حقیقت را از حجم مخازن روغن آنها میتوان فهمید. حجم این مخازن از **3** تا **5** لیتر در موتورهای کوچک هواپیماهای مشخصی تا **20** الی **30** لیتر در موتورهای هواپیماهای بزرگ **(airliners)** میرسد.

خصوصیات روغن موتور جت

1) روغن موتور جت بایستی حرارت های از **65-** تا **450°F+** را تحمل نماید.
2) روغن موتور جت میبایستی از نظر غلظت و تحمل **load** متناسب با **load** موجود در قطعه باشد، مثلا در **reduction gear** که معمولا **load** زیاد است ممکن است از روغن غلیظ تری استفاده شود.
3) چون روغن در موتور جت با حرارت های زیاد مواجه بوده و نیز به علت پرواز در ارتفاعات زیاد فشار کم و امکان تبخیر زیاد است، پس باید خاصیت **volatility** کمی داشته باشد تا به هدر نرود و در غیر این صورت دچار **oil loss** خواهیم شد.
4) روغن موتور جت نبایستی کف کند.
5) روغن موتور جت بایستی **nondestructive** باشد یعنی به **oil seals** و سایر قطعات موتور آسیب نرساند.
6) پایداری شیمیایی **:** از نظر شیمیایی در مقابل فشار و حرارت موجود در موتور پایدار بوده و به عناصر دیگر تجزیه نشود والا تولید رسوبات چسبنده روی قطعات موتور خواهد نمود.
7) در روغن موتور جت بایستی **flash point** و **fire point** بالا بوده و **pour point** پایین باشد.

چسبندگی

از نظر اندازه گیری غلظت روغن های **synthetic** موتور جت **№ SAE** ندارند و غلظت آنها برحسب **centistokes** سنجیده میشود که پایه اندازه گیری غلظت در سیستم بین المللی متریک است و دو نوع روغن

شماره 5 و 7 مورد استفاده اند و روغن شماره 7 به علت غلظت بیشتر در موتورهای **turboprop** و روغن شماره 5 در موتورهای توربوجت و توربوفن مورد استفاده است.

روغن های **synthetic** با توجه به ساختار مولکولی شان **multiviscosity** (چهار فصل) هستند.

انـــــواع روغـــــن جت

به طور کلی دو نوع روغن موتور جت وجود دارد :

1) **Type 1 (mill-7808) :** مورد استفاده در موتورهای قدیمی میباشد
2) **Type 2 (mil-l-23699) :** برای استفاده در موتورهای جت مدرن و با هدف براوردن نیازهـای عملیـاتی خاص آنان تولید شده است و طبیعی است که دمـای بیـشتری را میتوانـد تحمـل نمایـد زیـرا موتورهـای امروزی ضریب تراکم بمراتب بالاتری دارند. البته اصلاحات مستمر به عمل آمـده بـر روی روغـن **type 1** کیفیت آنرا در عمل در سطح روغن **type 2** حفظ کرده است. جایگزینی این دو نوع روغن مجاز نیست.

Warning : روغن های مصنوعی موتور جت حاوی مواد افزودنی هستند که به شدت سمی بوده و بـه سـهولت از طریق پوست جذب میگردند. از این رو از تماس طولانی پوست با آن باید اجتناب گردد.

Oil change

بسیاری از موتورهای جت هواپیماهای شخصی ممکن است در هر **200** الـی **300** سـاعت پـرواز یـک لیتـر روغـن کـم نمایند. بطور نمونه فاصله تعویض روغن در این نوع هواپیماها **300** الی **400** ساعت پروازی یا شش ماه فاصـله تقـویمی است. در **airliners** مقدار مصرف روغن به ازاء هر ساعت پرواز به **0.2** تـا **0.3** لیتـر میرسـد و بـسیاری شـرکت هـای هواپیمایی فاصله ای برای تعویض روغن مقرر نمینمایند. دلیل این امر اینست که با توجه به ظرفیت **20** الی **30** لیتری مخازن روغن این نوع موتورها، سرویس های روزمره بطور خودکار روغن را در واقع تعویض مینمایند. اصولا بایـد توجـه داشت که در موتورهای جت برخلاف پیستونی روغن تماسی با گازهای احتراق نداشته پس دیر کثیف خواهد شد.

Oil service

طبیعی است که بعد از هر پرواز موتور به علت کم کردن روغن سرویس شود. اولا باید توجه داشت تـا از امتـزاج روغـن اجتناب گردد و الا بایستی عمل پر دردسر **flushing** صورت پذیرد. ثانیا نکته مهم ایـن کـه سـرویس کـردن سیـستم روغنکاری بایستی اندکی بعد از خاموش کردن موتور صورت پذیرد تا از **oversevicing** اجتناب گردد چون در بعـضی موتورها ممکن است روغن به تدریج از مخزن به قسمت های پایین موتور حین اوقات خاموشی نفوذ و تـراوش نمایـد و در این صورت مکانیک اشتباها روغن بیش از نیاز به موتور خواهد افزود.

تغییر رنگ روغـــــــــن

تغییر رنگ روغن موتورهای جت امری عادی است و از این حقیقت ناشی میگردد کـه مـاده ضـد اکـسیداسیون افـزوده شده به روغن اکسیژن را جذب نموده و تیره میگردد. بنابراین تیره شدن تدریجی روغن نه تنها مایه نگرانی نبوده بلکـه

نشانگر انجام وظیفه درست ماده ضد اکسیداسیون در جذب اکسیژن موجود در هوایی است که بطور معمول در محفظه یاتاقان ها و گیربکس وارد میشود. لیک تغییر رنگ سریع و شدید روغن میتواند نشانگر مشکلات موتوز عمدتا ناشی از نشط بیش از حد هوا به داخل محفظه یا یاتاقان ها باشد که بایستی چاره اندیشی شود.

نمونه گیری روغـــــــن

بعد از خاموش کردن موتور و قبل از سرویس کردن آن بسیاری از شرکتها از مخزن روغن از سطحی عاری از رسوبات نمونه برداری میکنند. با آزمایش این نمونه میتوان به وجود آلوده کننده های معلق در موتور پی برد. شمارش این آلوده کننده ها توسط دستگاه **oil spectrometer** میتواند نشانه خوبی از سایش موتور بدست دهد و کاربر با استفاده از نتایج حاصله و انجام اقدامات مقتضی میتواند از وارد آمدن صدمات بیشتر به موتور ممانعت به عمل آورد. فاصله زمانی این نمونه برداری بستگی به حال و هوای موتور دارد.

انواع سیستم های روغنکـــــاری

سیستم روغن کاری موتور جت معمولا **dry sump** است ولی در گذشته سیستم **wet sump** هم مورد استفاده بوده و امروزه این نوع فقط در روی **APU** و **GPU** میتواند دیده شود که روغن آنها در محفظه **accessory gearbox** ذخیره میگردد. در موتورهای جت دو نوع سیستم روغن کاری یافت میشود :

I. Expendable (total loss system)

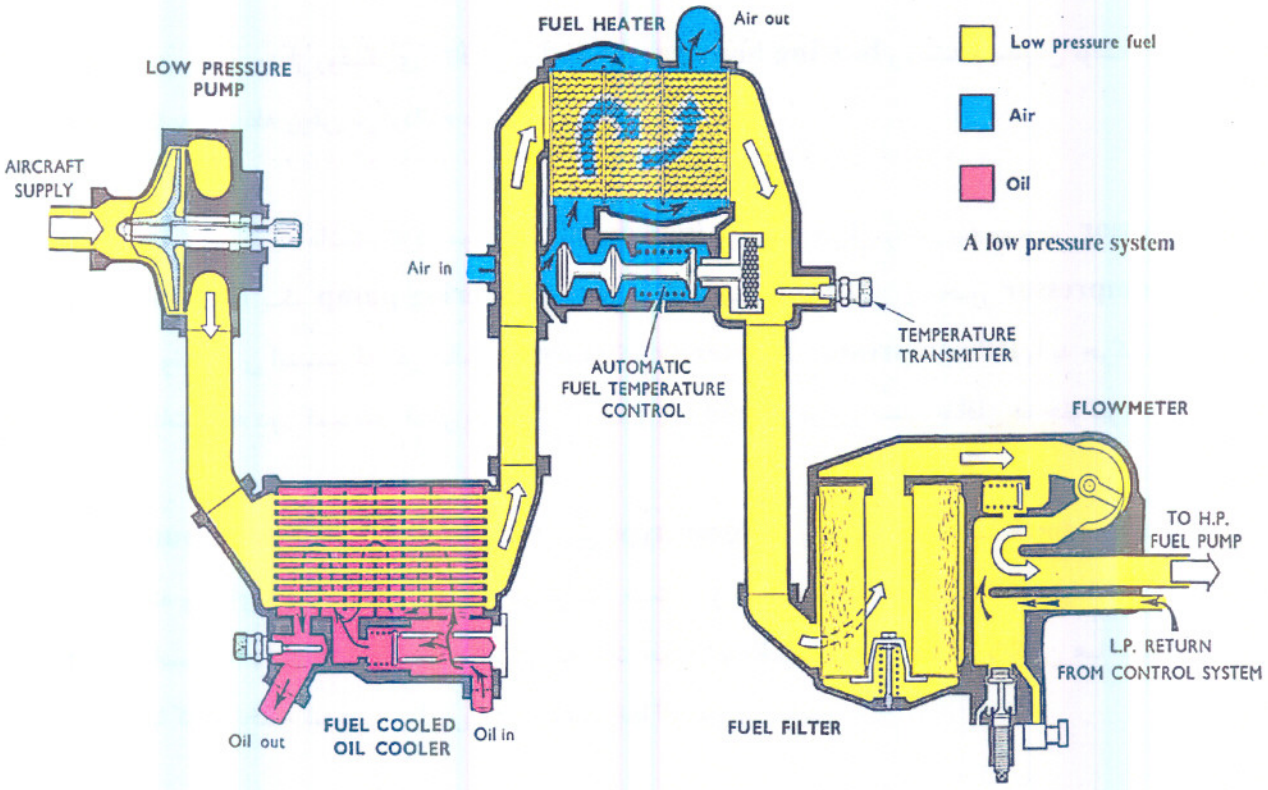
در این نوع روغن بعد از **lubrication** موتور **return** نداشته و مستقیما به خارج پاشیده میشود. از این نوع در روی موتورهایی استفاده میشودکه برای مدت کوتاهی مورد استفاده قرار میگیرند.

II. Recirculatory lubrication system

در این سیستم روغن بعد از روغنکاری قسمت های مختلف موتور توسط **scavenge pump** به محفظه روغن بازگشته و این سیکل مرتب تکرار میگردد. قطعات اصلی این سیستم به ترتیب عبارتند از :

① Oil tank : روغن موتور در این قسمت ذخیره شده و برای تشخیص مقدار روغن موجود در آن معمولا دارای **sight glass** است. در داخل **oil tank** قطعه ای به نام **de-aerator tray** وجود دارد که روغن برگشتی از موتور بر روی این قطعه پخش شده و هوا و بخارات از روغن جداگشته و این بخارات از طریق یک لوله **(vent line)** به **gearbox** ریخته و هوا را به اتمسفر میفرستد.

② Pressure pump : پمپ روغن موتورهای جت از نوع **gear type** یا در مواردی **gerotor** است که توسط موتور چرخیده و روغن را تحت فشار به نقاط مورد نیاز میفرستد و همچون موتور پیستونی برای تنظیم فشار دارای **relief valve** میباشد. این پمپ همراه با **scavenge pumps** در داخل گیربکس قرار داشته و توسط محور مشترک می چرخند.



③ Oil cooler : چون روغن بعد از روغنکاری گرم و داغ میشود پس نیاز به خنک کننده روغن دارد که در موتورهای توربوپراپ از نوع **air-cooled** است، یعنی بوسیله **ramair** همچون موتورهای پیستونی خنک میشود و در **return line** قرار داشته لذا به **tank** همیشه روغن خنک وارد میشود، لذا به این سیستم **cold tank oil system** میگویند. ولی در موتورهای توربوجت و توربوفن به علت سرعت زیاد، چنین **oil cooler** هایی به علت پسای زیاد نمیتواند قابل قبول باشد. از اینرو از **fuel cooled oil cooler** استفاده میشود که در خط **pressure line** سیستم روغن کاری قرار داشته لذا روغن برگشتی از موتور بصورت داغ وارد **tank** میشود و به این سیستم **hot tank lubrication system** میگویند. در قسمت ورودی روغن معمولا ترموستات وجود دارد که اگر روغن خنک باشد از ورود به مرکز **cooler** جلوگیری میکند. در ضمن بعد از **oil cooler** قطعه **oil temperature transmitter** قرار دارد که درجه حرارت روغن را به **oil temperature indicator** میفرستد.

④ Pressure filter : این قطعه مواد خارجی موجود در روغن که قطر آنها حدود چند میکرون باشد را میگیرد و از اینرو به آنها **micronic filter** نیز گفته میشود. هر فیلتر دارای یک **bypass valve** است که در صورت **clog** شدن فیلتر باز شده و روغن جریان عادی خود را داشته و بدین ترتیب از **oil starvation** جلوگیری میشود. بعد از فیلتر روغن عازم روغنکاری یاتاقان ها و گیربکس میشود. یاتاقان های موتور جت و بعضی از چرخ دنده های گیربکس توسط **oil jets** به صورت **spray** روغنکاری میشوند و قبل از هر **oil jet** یک **last chance filter**