موتورهای هواپیمـــــا

مخصوص کارگاه موتورهای هوایی

موتور توربینی : خلاصه‌ی بخش‌های : معرفی موتورهای جت، عملکرد موتور توربینی، انواع کمپرسور و عملکرد آنها و واماندگی کمپرسور

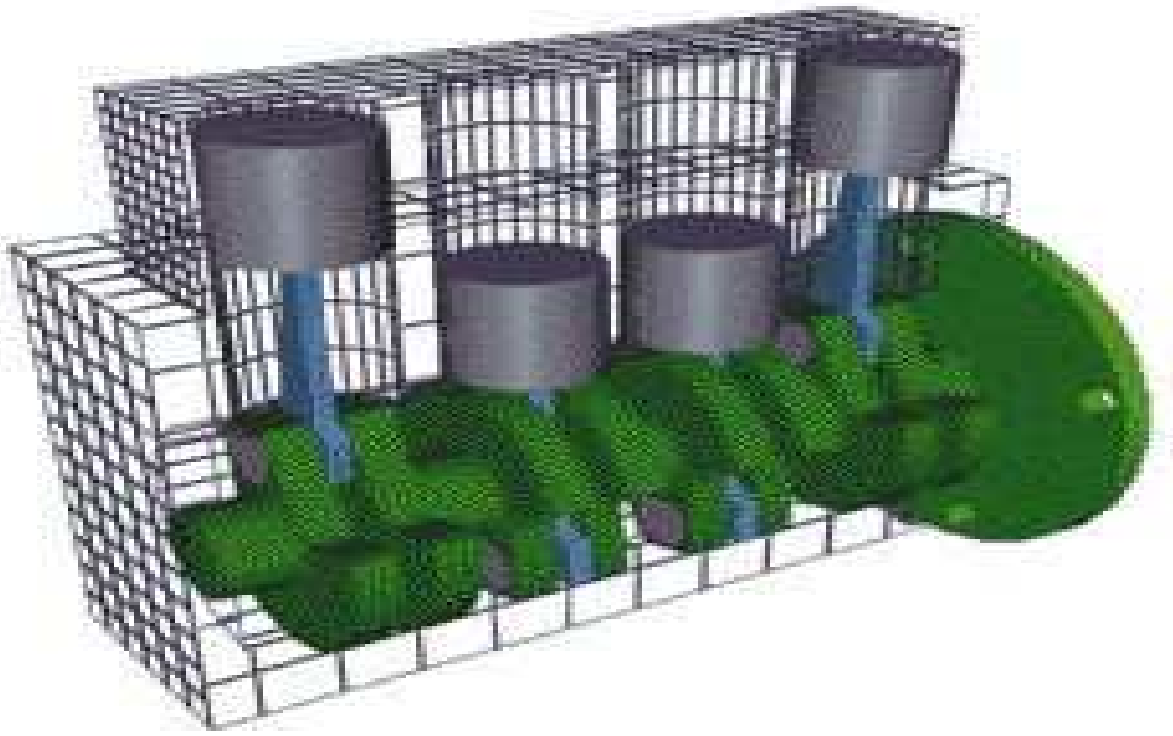
موتور پیستونی : عملکرد موتور پیستونی و قطعات آنها، مکانیزم عملکرد سوپاپ‌ها

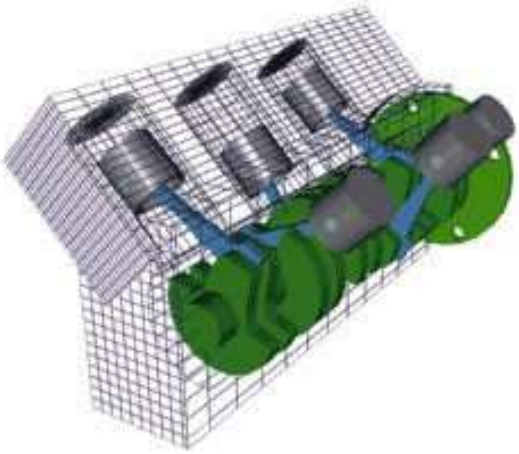
تالیف : مهندس پرویز نیکپور

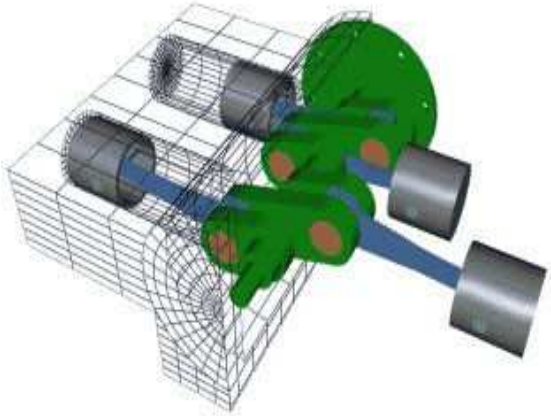
مهندس مسعود شاه‌حیدری

PISTON ENGINE

THEORY







فصـــــــل اول

اصول کـار موتور درون سوز

در ابتدای بحث لازم به تذکر است که مراد از واژه موتـور در اینجـا موتورهـــــای احتراقـی اسـت زیـرا موتورهـــــای الکتریکی نیز وجود دارند که هیچ رابطه‌ای با احتراق ندارنـد. موتورهـای احتراقـــــی از نظـر احتـراق بـه دو گـــــروه برون‌سوز **external combustion eng.** و درون سوز **(ICE) internal combustion eng.** تقـسیم مـی‌گردنـد که مورد بحث ما در این دوره چه به شکل موتور پیستونی و چه جت موتورهای درون سوز می‌باشند.
در موتورهای پیستونی چون پیستون در داخل سیلندر حرکت رفت و برگشتی دارد به آنها **reciprocating engine** می‌گویند و مورد بحث ما در این درس موتورهای چهار زمانه بنزینی هستند زیرا که سیکل کار آنهـا بـا چهـار حرکـت پیستون به ترتیب زیر در داخل سیلندر کامل می‌گردد.

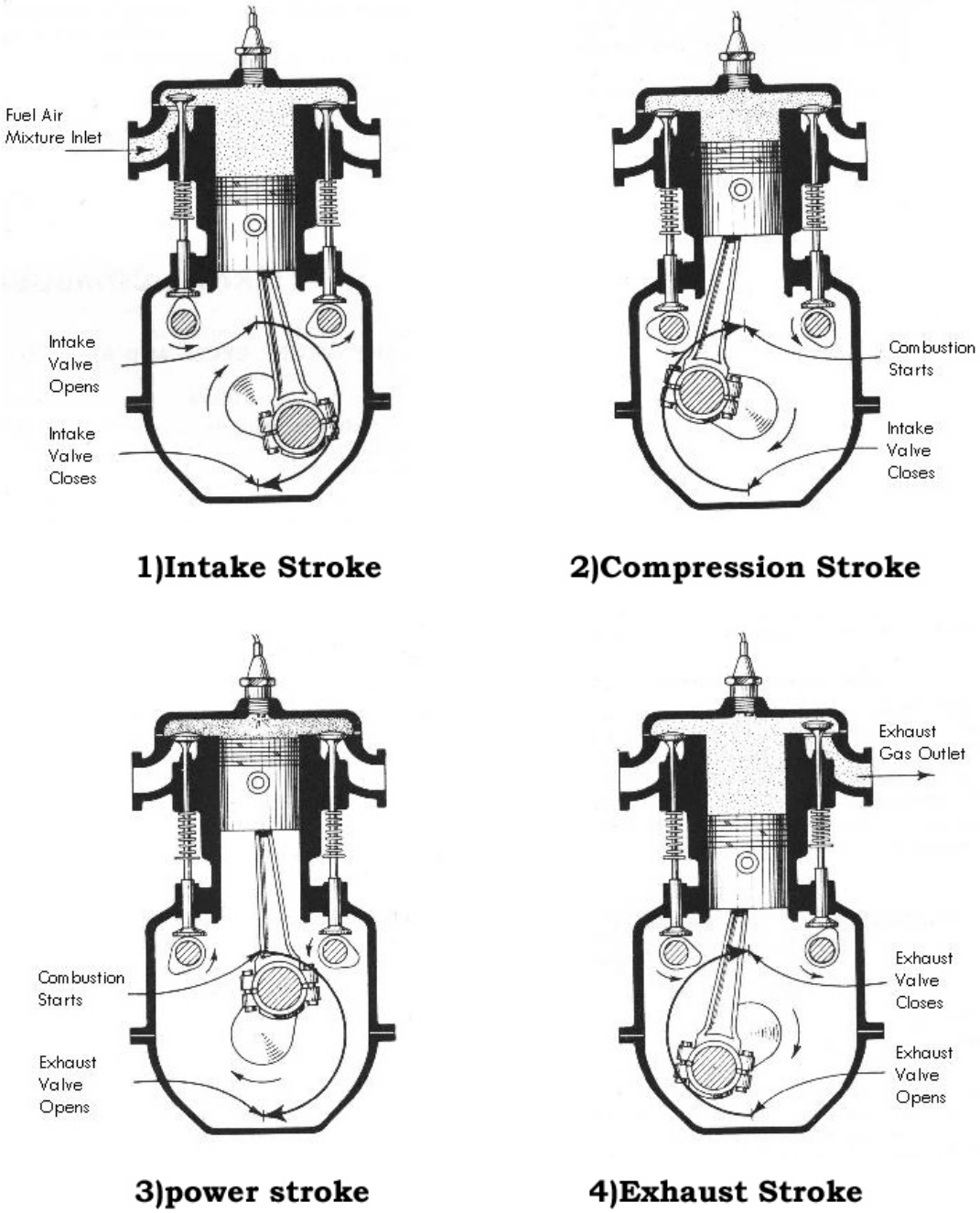
1. **intake stroke :** پیستـون از **TDC = top dead center** به سـمت پـایین سـیلندر حـرکت و چـون **intake valve** بـاز اسـت **fuel air mixture** بـه داخـل سـیلندر مکیـده مـی‌شـود. ایـن عمـل تـا نقطـه **BDC=bottom dead center** ادامه دارد.

2. **compression stroke :** پیستون از **BDC** به سمت بالا حرکت می‌کند و هر دو سوپاپ بسته هستند و چون حجم کم می‌شود فشار افزایش یافته یعنی عمل تراکم صورت می‌پذیرد. **20** الی **25** درجه قبـل از اینکـه پیستون به **TDC** برسد شمع جرقه زده و احتراق آغاز گشته و تا پیستون به **TDC** برسد احتراق کامل گشته و حداکثر انرژی حرارتی آزاد گشته و حداکثر فشار در بهترین لحظه برای راندن پیستون به سمت پایین مهیـا می‌گردد. اگر دقت کنید در این نوع موتورها احتراق تقریباً در حجم ثابت صورت می‌گیرد و به آن **otto cycle** می‌گویند.

Otto cycle = combustion at constant volume.

3. **power stroke :** هر دو **valve** بسته هستند. در اثر فشار حاصل از احتراق پیـستون از **TDC** بـه پـایین رانده می‌شود و انرژی حاصل از احتراق از طریق **connecting rod** به **crankshaft** منتقل مـی‌شـود. ایـن **stroke** چون تولید کننده **power** است به آن **working stroke** نیز می‌گویند.

4. **exhaust stroke :** پیستون از **BDC** به سمت بالا حرکت می‌کند، **exhaust valve** باز است. پس گازهای سوخته از طریق آن به خارج رانده می‌شوند و این عمل تا **TDC** ادامه دارد و بدین ترتیب سیکل کامل گشته و سیکل دیگری آغاز خواهد گردید.

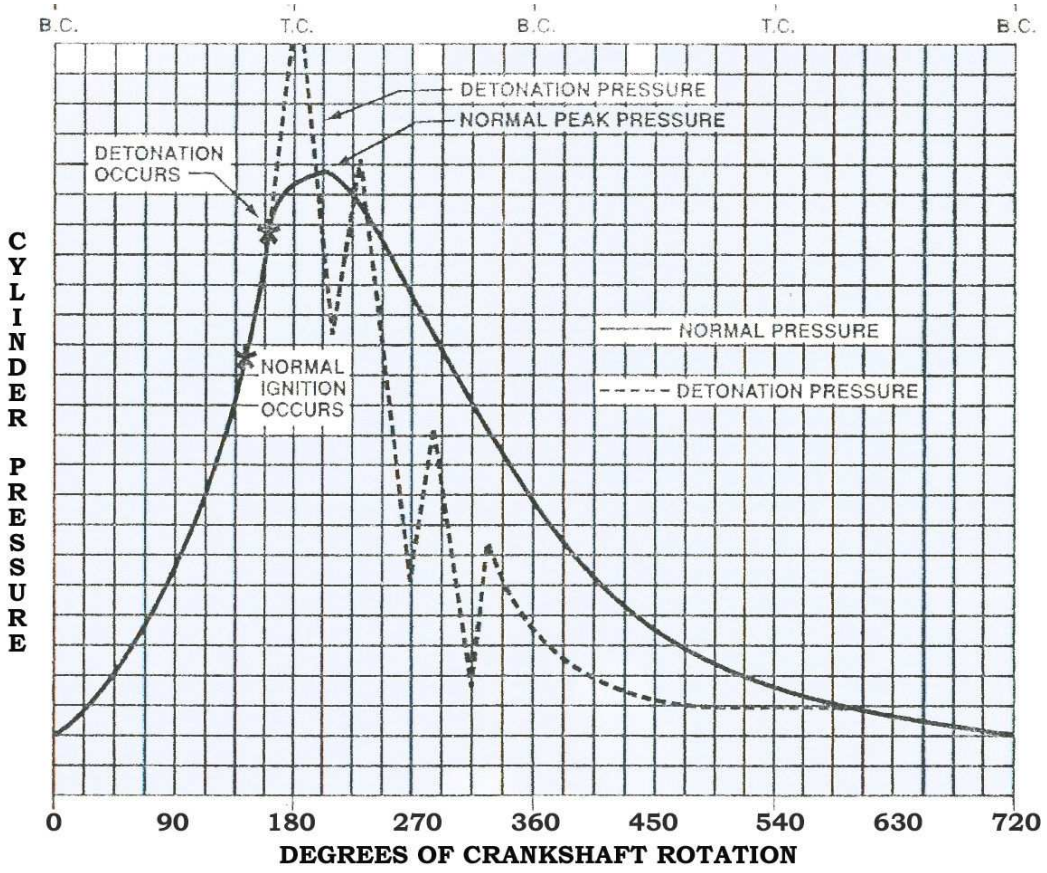


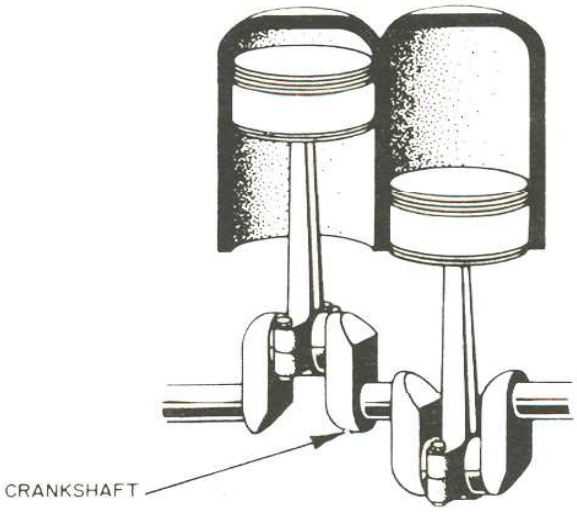
در اینجا ذکر چند نکته ضروری بنظر می‌رسد:

اولاً چون برای تکمیل سیکل پیستون چهار بار باید طول سیلندر **(stroke)** را طی کند به آن **four stroke** می‌گویند. ثانیاً در طول این چهار حرکت پنج واقعه **(event)** رخ می‌دهد که جرقه **(ignition)** نیز یکی از آنهاست

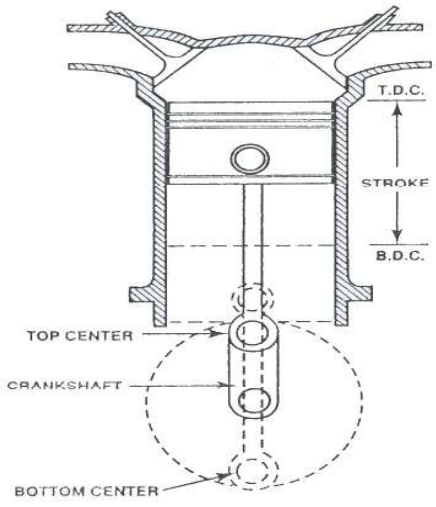
پس به این نوع موتورها **four stroke –five event** نیز می‌گویند. ثالثاً اگر دقت کنید به ازاء هر **stroke** میـل‌لنـگ نیم دور (**180** درجه) می‌چرخد، پس برای تکمیل سیکل میل‌لنگ **4×180 =720** درجه، یعنی دو دور می‌چرخد.

بطور کلی لازم به تذکر است که موتورهای احتراقی انرژی حرارتی **fuel** را (البته نه همه آنرا) به انرژی مکانیکی تبدیل می‌کنند و در موتورهای پیستونی این تبدیل به شکل چرخش میل‌لنگ صرف دوران ملخ **(propeller)** می‌شود، ضمناً منظور از واژه **combustion** احتراق است و نباید آنرا انفجار **(detonation)** که بسیار مخرب است نامید.





Basic parts of a gasoline engine.



One Stroke

الزامات موتور[1]

الزامات یک موتور برای استفاده در هواپیما عبارتند از :

1. **Reliability :**

منظور از این واژه این است که موتور قادر به انجام هر آنچه سازنده مقرر کرده است باشد و نیز باید دارای عمر طولانی **(long life)** بوده و زمان بین تعمیرات اساسی آن **TBO=time between overhaul** بالا باشد.

2. **Light weight :**

طبیعی است که در هواپیمائی وزن کم همیشه در الویت قرار داشته و این نکته موتور را نیز شامل می‌شود. کاهش وزن موتور از طریق استفاده از **material** سبک وزن و **good design** امکان پذیر است. مثلاً به طوری که در آتیه خواهیم دید موتورهای **radial** سبک‌تر از انواع دیگر هستند. وزن یک موتور باید در رابطه با قدرتش مطرح گردد و در این رابطه ملاک نسبت قدرت به وزن **power to weight ratio** است.

3. **Economy :**

موتور باید اقتصاد عملیاتی داشته باشد و در این میان مصرف **fuel** عامل مهمی است و این عامل نیز در رابطه با قدرت تولیدی مطرح می‌شود و در این رابطه ملاک **SFC** است که عبارت از مصرف سوخت به ازاء یک اسب بخار قدرت در یک ساعت می‌باشد. همچنین موتور نباید نیاز مکرر به تعمیر داشته و به اصطلاح خرج روی دست ما بگزارد.

4. **Flexibility :**

موتور هواپیما باید در هر دوری چه کم چه متوسط چه زیاد، در هر ارتفاعی، در هر فصلی و در هرگونه هوائی به خوبی کار کند.

5. **Balance :**

منظور از این واژه عاری بودن از لرزش است زیرا که **vibration** دشمن بزرگی برای ساختمان هواپیماست و علاوه بر توازن قطعات، طراحی خوب نیز در کاهش لرزش موتور موثر است. مثلاً فلسفه کار موتورهای جت به گونه‌ای است که لرزش آنها کمتر از موتورهای پیستونی است یا موتورهای پیستونی ستاره ای لرزش شان کمتر از انواع دیگر موتورهای پیستونی است.

---

[1] engine requirements

فصـــــل دوم

عوامل موثر بر قدرت موتور

عوامل متعددی بر قدرت تولیدی یک موتور اثر می‌گذارند که به ترتیب عبارتند از:

1. **حجم موتور :** طبیعی است که هر چه حجم موتور بیشتر باشد چون **charge** بیشتری را می‌تواند مصرف نماید قدرتش نیز بیشتر خواهد شد. حجم یک سلیندر به کورس پیستون **(stroke)** و قطر **(bore)** بستگی دارد بنابر این حجم کل مفید موتور **(total piston displacement)** به **stroke** و **bore** و تعداد سیلندرها بستگی دارد.

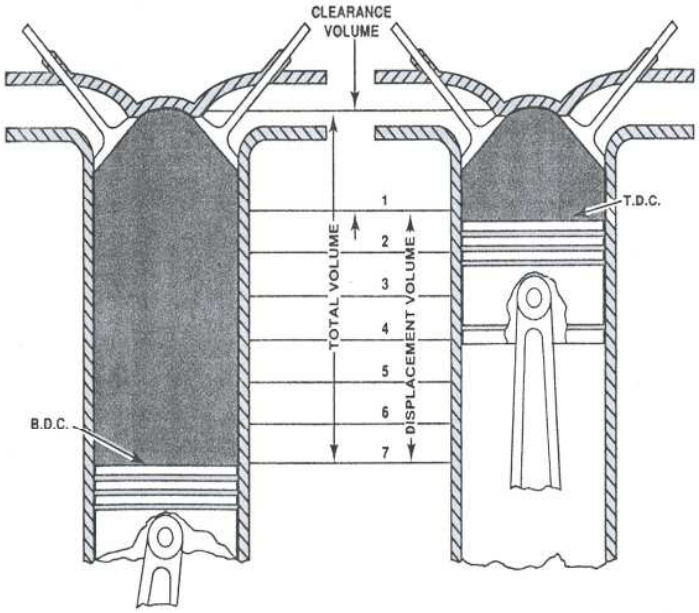
2. **ضریب تراکم :** طبق تعریف نسبت حجم سیلندر وقتی پیستون در **BDC** است به حجم سیلندر وقتی پیستون در **TDC** (حجم **combustion chamber**) را ضریب تراکم گویند و هر چه این ضریب بیشتر باشد قدرت موتور نیز بیشتر خواهد شد زیرا انرژی حرارتی بیشتری از همان مقدار **charge** آزاد خواهد گردید و معنای این در واقع کاهش **SFC** است. حداکثر ضریب تراکم ایده‌آل موتورهای پیستونی حدود **11:1** است و دلیل محدودیت آن **preignition** است و برای افزایش آن درجه اکتان بنزین باید بالا باشد و به همین دلیل است که اتومبیل‌های با ضریب تراکم بالا باید از بنزین سوپر استفاده کنند. واضح است که پی‌آمد **preignition** افت قدرت موتور **(loss of power)** و **overheating** خواهد بود که می‌تواند به **detonation** نیز منجر گردد.

* **مثال ـ piston displacement** یک سیلندر **80** اینچ مکعب و حجم **combustion chamber** آن **10** اینچ مکعب است **C.R** آن چقدر است؟

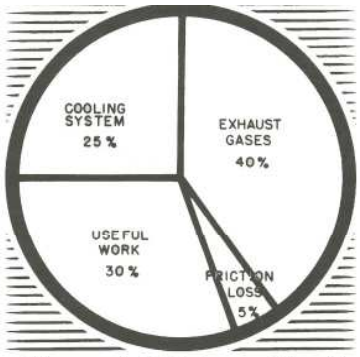
80+10=90 , 90:10=9:1

3. **RPM :** واضح است که هر چه دور موتور بیشتر گردد قدرت آن نیز بیشتر خواهد شد اما نباید از نظر دور داشت که برای آن نیز محدودیتی وجود دارد.

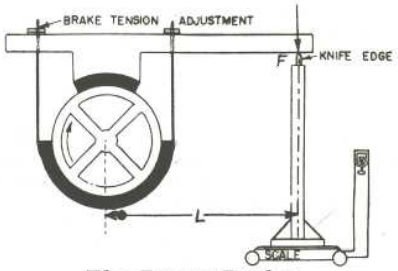
4. **combustion efficiency :** شکل محفظه احتراق در انتشار شعله **(flame propagation)** و در نتیجه راندمان احتراق بی‌نهایت موثر است و این نکته‌ای است که در طرح و ساخت موتور چه جت و چه پیستونی مورد توجه است.



Compression Ratio 7:1



Thermal Efficiency Chart



The Prony Brake

5. **thermal efficiency :** طبق تعریف نسبت بین انرژی حرارتی تبدیل شده به کار مفید و کل انرژی حرارتی **fuel** را گویند. در کل حداکثر راندمان حرارتی موتورهای پیستونی هواپیما در حدود **35**٪ است که در **take off** به **25**٪ کاهش می‌یابد زیرا که در این برهه برای اجتناب از **overheat** شدن موتور مخلوط **rich**تر از حد مطلوب است و این نکته افت در راندمان حرارتی را به دنبال دارد.

6. **Mean Effective Pressure** : در طول **power stroke** فشاری که پیستون را به سمت پایین میراند مرتباً کاهش می‌یابد از این‌رو برای محاسبه فشار موثر بر سر پیستون و نهایتاً محاسبه قدرت موتور باید میانگین فشار موثر را در نظر گرفت.

7. **friction :** مسلم است که هر چه اصطکاک داخلی موتور و قدرت مورد نیاز برای گرداندن **accessories** و ... بیشتر باشد از قدرت مفید موتور کاسته خواهد شد پس باید با روغنکاری و طراحی مناسب آنها را به حداقل کاهش داد و در این راستا فرمول کلی زیر بدست می‌آید.

IHP = BHP+FHP

IHP = Indicated Horse Power = Power Developed in the cylinders.

BHP = Brake Horse Power = Power Delivered to the propeller.

FHP = Friction Horse Power = Power used in overcoming friction, running accessories, sucking in the charge, pushing out exhaust gases ……

8. **mechanical efficiency :** طبق تعریف نسبت بین **BHP** و **IHP** را راندمان مکانیکی گویند.

$$M.E. = \frac{BHP}{IHD}$$

9. **اثر عوامل جوّی :** اگر فشار هوای محیط زیاد شود با توجه به ثابت بودن حجم موتور، جرم و وزن هوای مصرفی بیشتر شده و در نتیجه قدرت موتور افزایش خواهد یافت و **manifold pressure gage** در همین راستا مورد استفاده است اگر **air temp** افزایش یابد، هوا رقیق شده و **MAP(manifold absolute pressure)** کاهش یافته و **power developed** نیز کاهش خواهد یافت. اگر **humidity** هوا افزایش یابد **density** هوا کاهش یافته پس قدرت موتور پیستونی کاهش خواهد یافت.

محاسبه قدرت موتور

کار انجام شده در واحد زمان را قدرت یا توان گویند و خود کار نیز حاصلضرب نیرو در فاصله است پس برای تعیین و محاسبه قدرت یک موتور کار انجام شده در یک سلیندر در واحد زمان را محاسبه و در تعداد سیلندرها ضرب می‌نمائیم و در این راستا فرمول زیر بدست می‌آید:

$$IHP = imePLANK \Big/ \mathbf{33000}$$
$$imeP = indicated\ mean\ effective\ pressure(psi)$$
$$L = stroke(ft)$$
$$A = piston\ area(in^2)$$
$$N = No.\ of\ power\ strokes \Big/ \min = RPM \Big/ \mathbf{2}$$
$$K = No.\ of\ cylinders$$
$$\mathbf{1}\ hp = \mathbf{33000}\ ft - lb/\min = \mathbf{75}\ kg - m/\sec$$

قدرت عملی موتور[1]

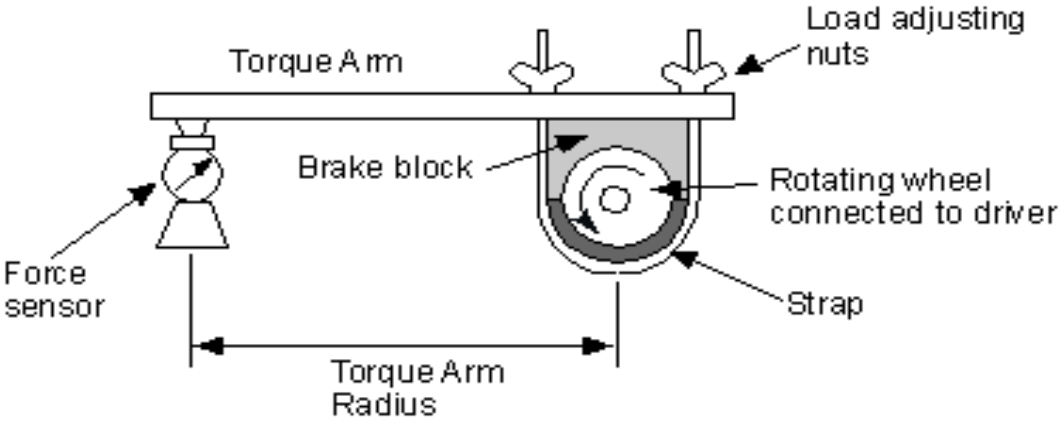
برای محاسبه قدرت عملی موتور از دستگاه قدرت سنج **(dynamometer)** موسوم به **prony brake** (لگام پرونی) استفاده می‌شود که طبق محاسبات آن فرمول مهم زیر بدست می‌آید. البته در این محاسبه فقط **power stroke** منظور گردیده است زیرا نباید **strokes** مصرف کننده باشد.

$$BHP = \mathbf{2}\pi \Big/ \mathbf{33000}(Torque)(RPM)$$

[1] determination of brake horsepower

از این فرمول مهم به فوریت مشاهده می‌شود که قدرت عملی حاصل از یـک موتـور فقـط بـه دو فـاکتور مهـم **rpm** و **torque** بستگی دارد و به همین خاطر است که دو نـشان‌دهنـده **ind. rpm(tachometer)** و **torquemeter** در کابین نصب می‌گردند. البته در موتورهای پیستونی بدلیل وجود **manifold press. gage** نیازی به **torquemeter** نیست ولی در موتورهای **turboprop** و **turboshaft** وجود آن الزامی است.

Hint : به دستگاه قدرت سنج **dynamometer** می‌گویند و در کارخانجات تعمیر موتور از یـک ملـخ **fixed pitch** بنام **club propeller** نیز بدین منظور استفاده می‌شود.



prony brake

درجـــــه بندی قدرت موتور[1]

قدرت حاصل از یک موتور به ترتیب زیر طبقه‌بندی می‌گردد :

1. take off power **:** به هنگام برخاستن هواپیما از حداکثر قدرت موجود بدین نام استفاده می‌کنیم.

2. rated power **:** قدرت مجازی است که بطور پیوسته و نامحدود می‌توانیم از موتور بکشیم و توسط سـازنده **guarantee** شده است و به **METO(Maximum Except Take-Off power)** معروف است.

3. maximum power **:** حداکثر قدرت ممکنی است که یک موتور می‌تواند تولید نماید.

Hint : استفاده از **take off power** محدودیت زمانی دارد.

[1] power ratings

فصل ســـــــــوم

طبقـــــه بندی موتـــور

موتورهای پیستونی را به طرق مختلف می‌توان طبقه‌بندی کرد مثلاً از نظر احتراق به دو گروه برون سـوز و درون سـوز تقسیم می‌شوند و یا از نظر تعداد **stroke** در سیکل در دو گـروه دو زمانـه و چهارزمانـه جـای گرفتـه و از نظـر نحـوه **cooling** آنها را می‌توان در دو گروه **air-cooled** و **water cooled** جای داد ولی بهتـرین روش بـرای طبقـه‌بنـدی موتورهای پیستونی ترتیب قرار گرفتن سیلندرها **(cylinder arrangement)** است که ما در این فـصل انـواع مـورد استفاده در هواپیما را مورد بررسی قرار می‌دهیم.

1) **Inline Engines**

در اینگونه موتور سلیندرها در یک خط پشت سر هم قرار می‌گیرند و چون فقط یک سـیلندر در معـرض هـوا قرار دارد **drag** آن کم است ولی چون طول موتور زیاد می‌شود وزن آن نسبتاً زیاد می‌گردد در ضمن به علـت طویل شدن موتور خنک شدن سیلندرهای عقب با اشکال مواجه است به همین سبب تعداد سیلندرها محـدود به نهایت 6 است. در ضمن نوع مورد استفاده در هواپیمائی از نوع معکـوس **(inverted)** بـوده تـا میـل لنـگ **((C/S)crankshaft)** در بالا قرار گرفته و ملخ از زمین فاصله کافی **(clearance)** داشته باشد.

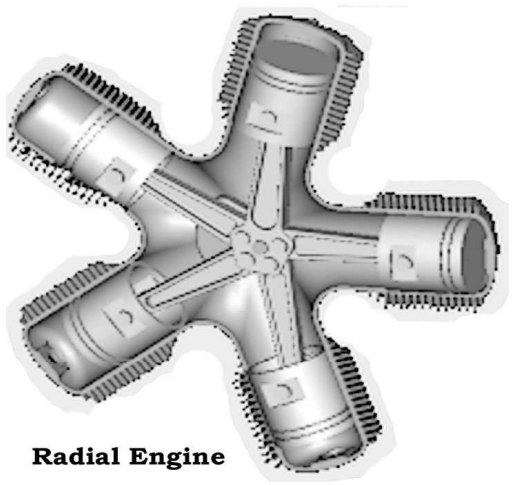
2) **(O)Opposed Engines**

این نـوع موتـور بـه صـورت **flat** بـوده و سـیلندرها بـه صـورت خوابیـده دو بـه دو روبـروی همـدیگر (البتـه **staggered**) قرار می‌گیرند. با توجه به کوتاه شدن **crankcase** وزن موتور کم شده و نسبت قدرت بـه وزن خوبی دارد. به علت شکل تخت حالـت آئرودینـامیکی (**streamlining**) خـوبی بـه خـود گرفتـه و چـون دو سیلندر آن در معرض هوای برخوردی است نسبت به نوع قبلی بهتر خنک می‌شـود. ایـن نـوع موتـور نیـز بـه اشکال چهار و شش سیلندر ساخته شـده و بـرای قـدرت **100** تـا **400** اسـب بخـار تولیـد مـی‌شـود و بـرای هواپیماهای کوچک بهترین بوده و امروزه رایج‌ترین موتور پیستونی مورد استفاده است. به عنوان مثال **0-320** یک موتور **opposed** چهار سیلندر ساخت **lycoming** است کـه **total piston displacement** آن **320** اینچ مکعب است پس **piston displacement** هر سیلندر آن **80 = 4 ÷ 320** اینچ مکعب است.

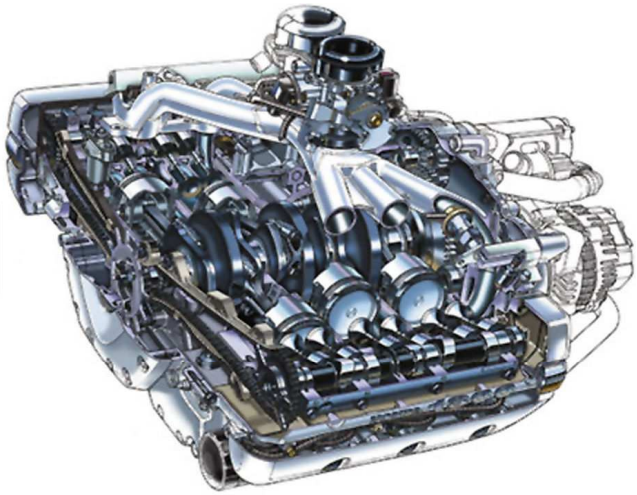
3) **(R)Radial Engines**

در این نوع سیلندرها به صورت شعاعی در صفحه پراکنده‌اند و چون همه در معرض هوای برخوردی قرار دارند **cooling** آن عالی است ولی **drag** آن بیشتر است. اگر دقـت کنـیم بـه علـت سـتاره‌ای بـودن **crankcase**

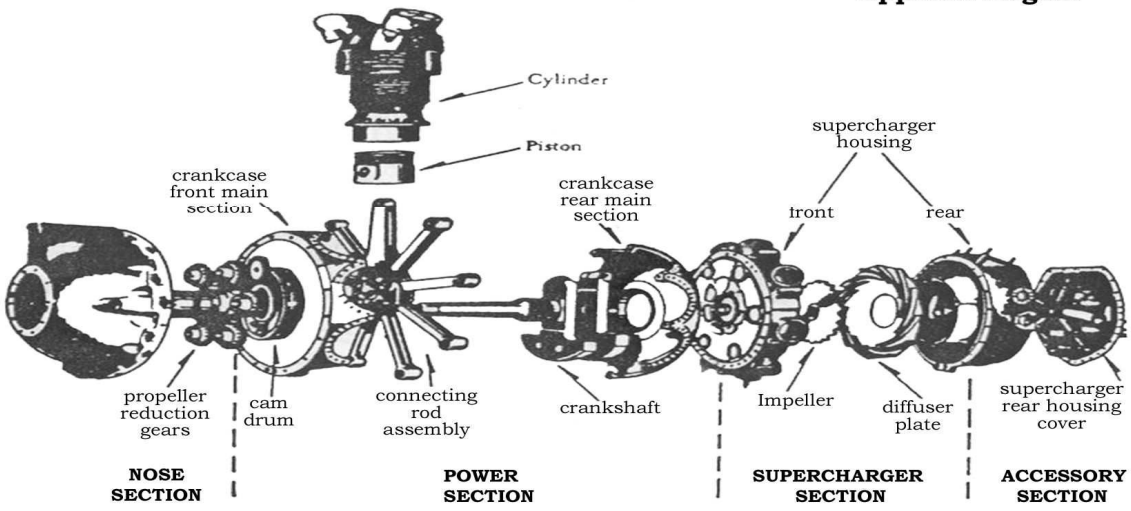
کوچک بوده وزن کل موتور کاهش یافته و بهترین نسبت قدرت به وزن را داراست، در ضمن کمترین لرزش را داشته و بهترین موتور برای قدرت‌های زیاد است هر چند که امروزه جای خود را به موتورهای جت **turboprop** سپرده است. نکته قابل ذکر در این نوع موتورها آن است که در هر ردیف باید تعداد سیلندرها فرد **(odd)** باشد و در نوع یک ردیفه **(single row)** به اشکال **9,7,5** سیلندر ساخته شده است. برای قدرت‌های بیشتر به صورت دو ردیفه **(double row)** به اشکال **14** سیلندر (**7×2**) و **18** سیلندر (**9×2**) ساخته شده و در نوع دو ردیفه برای تضمین **cooling** مناسب دو ردیف بصورت **staggered** قرار می‌گیرند. یک نوع پرقدرت **4** ردیفه **28** سیلندر (**7×4**) نیز از این موتور ساخته شده است.

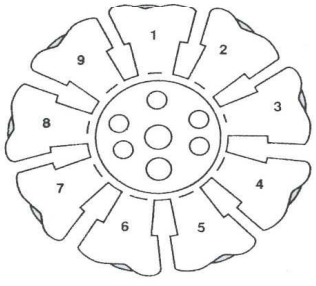


Radial Engine

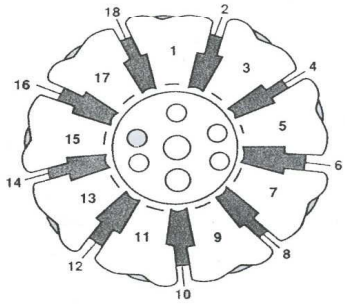


Opposed Engine

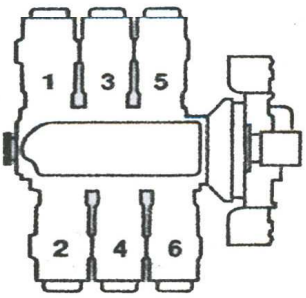




Single-Row Radial



Double-Row Engine



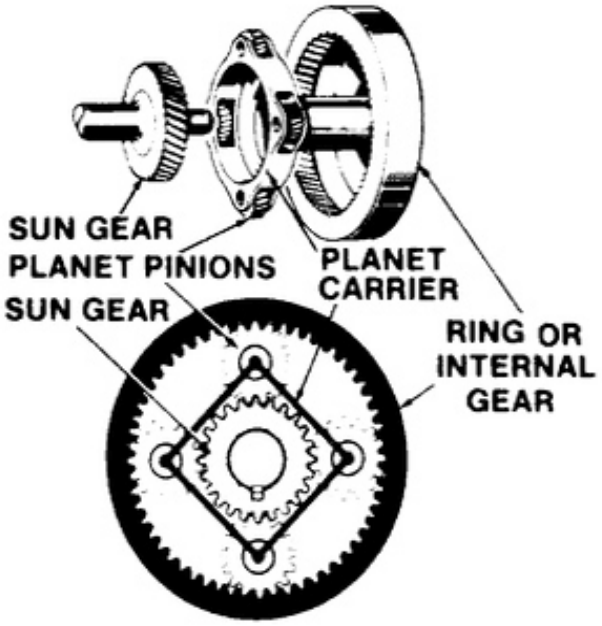
Lycoming Six Cylinder Engine

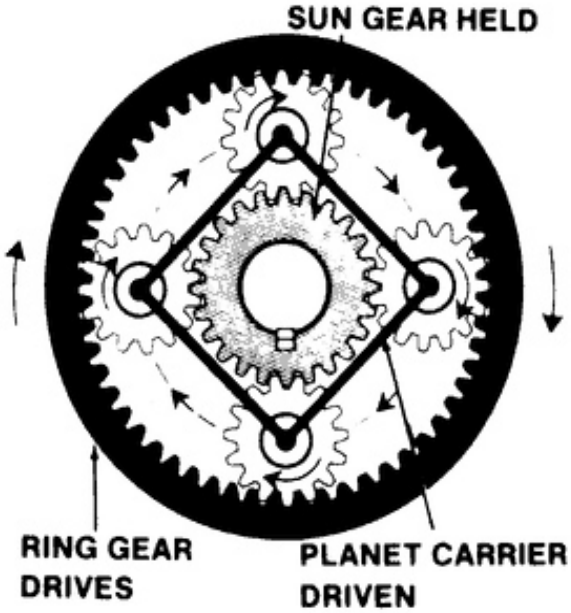
الزامـات خنک کـــاری

در فصل دوم در مورد راندمان حرارتی صحبت کرده و دیدیم که قدرت حاصل از یک موتور بستگی مستقیم به گرمـای حاصل از احتراق دارد لیکن نباید از نظر دور داشت که نمی‌توان همه این گرما را تبدیل بـه کـار مفیـد کـرده و درجـه حرارت خود موتور بایستی در حد قابل اطمینانی نگه داشته شود تا از وارد آمدن صدمات جدی به موتور اجتناب گـردد و از اینرو موتور بایستی به خوبی خنک گردد. در این راستا حدود **20**٪ از گرمای حاصله جذب سیستم **cooling** شده، حدود **40**٪ از طریق اگزوز بیرون رفته، حدود **10**٪ صرف **FHP** گشته پس حدود **30** الی **35** درصد صـرف کـار مفیـد می‌گردد. در صورتی که موتور به خوبی خنک نشده و به اصطلاح **overheat** شود عـلاوه بـر صـدمات سـاختمانی هـم چون تاب برداشتن سوپاپ ها **(warped valves)** و صدمه به سرسلیندر و ... **lubrication** نیز دچار مخاطره گـشته و نیز در اثر افزایش دمای هوای مصرفی موتور احتراق ممکن است بـه **detonation** منجـر گـردد. از اینـرو **proper cooling** موتور از اهمیت خاصی برخوردار بوده و در آینده در مورد آن صحبت خواهیم نمود.

جعبه دنده کاهنده دور[1]

همان طور که دیدیم یکی از عوامل موثر در افزایش قدرت موتور **rpm** است و اگر آنرا بالا بگیریم قدرت موتور افـزایش خواهد یافت ولی نباید از نظر دور داشت که چون قطر ملخ معمولاً زیاد است **tip** آن خیلی زود به سرعت صوت خواهد رسید از اینرو در موتورهای بزرگ پیستونی و نیز **turboprop** بین موتور و ملـخ مکـانیزم **reduction gear** را قـرار می‌دهند که از نوع **planetary** می‌باشد.

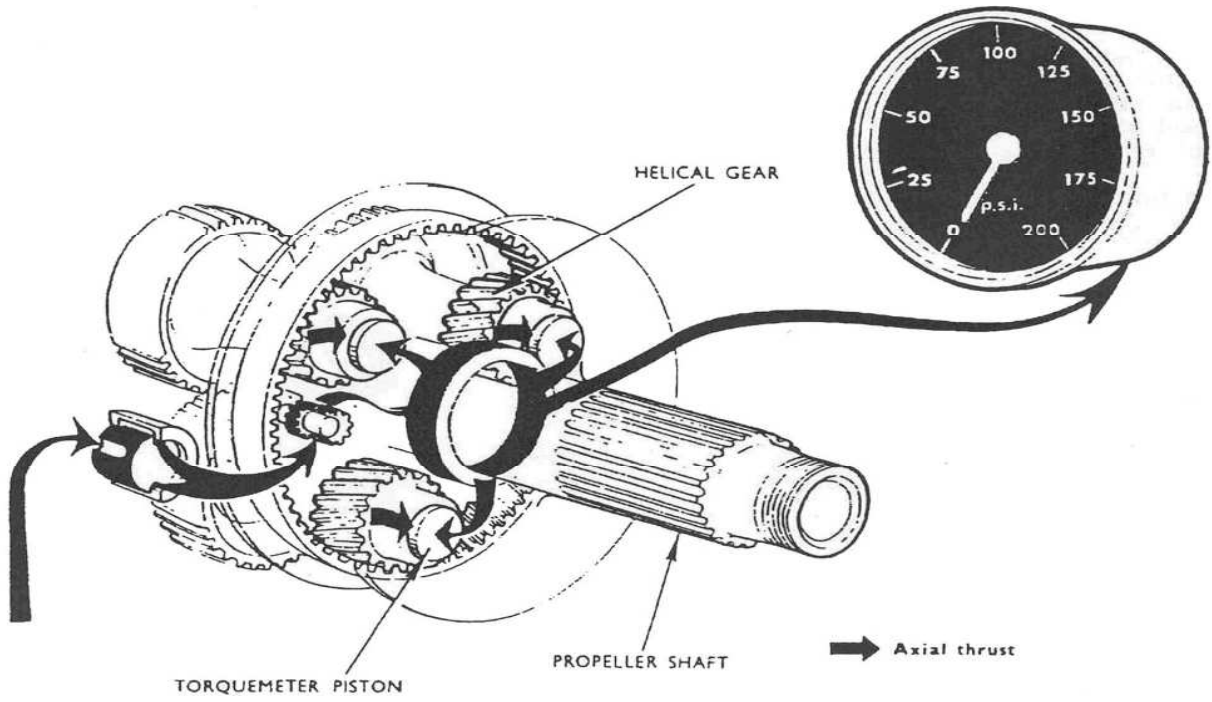




[1] reduction gear

گشتـــــاورسنـــــج[1]

در فصل دوم دیدیم که قدرت عملی حاصل از یک موتور **(BHP)** بستگی مستقیم به **torque** آن دارد و به همین علت نشان دهنده **torquemeter** در **cockpit** نصب می‌گردد. سیستم این نشان دهنده در انواع معمولی بطور روغنی کارکرده و **signal** خود را از **reduction gear fixed gear** گرفته و در اصل یک **pressure gage** است که صفحه آن برحسب درصد **torque** و یا **Ft-lb** و یا حتی **bmeP** می‌تواند مدرج باشد. در هواپیماهای مدرن این سیستم به صورت الکترونیکی کار می‌کند که برای آگاهی از نحوه کار آنها بهتر است به **manual** هواپیمای مربوطه مراجعه شود.



[1] torquemeter

فصل چهارم

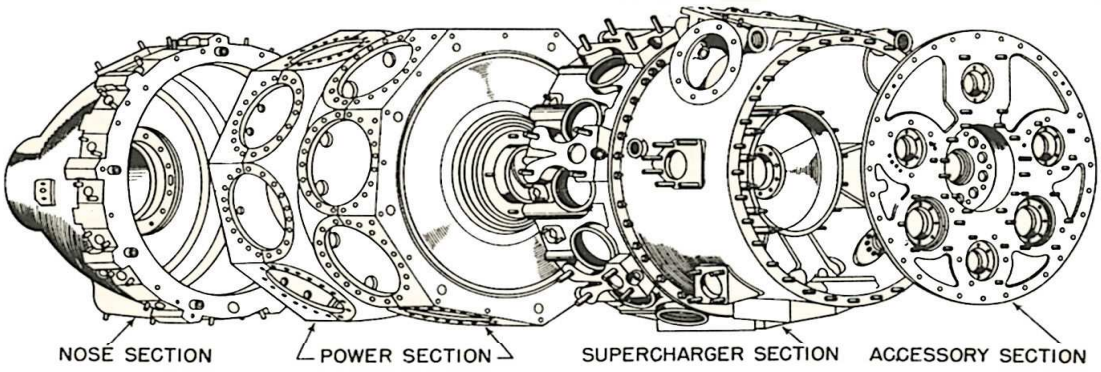
ساختمان موتور

قسمت‌های اساسی یک موتور پیستونی به ترتیب عبارتند از:

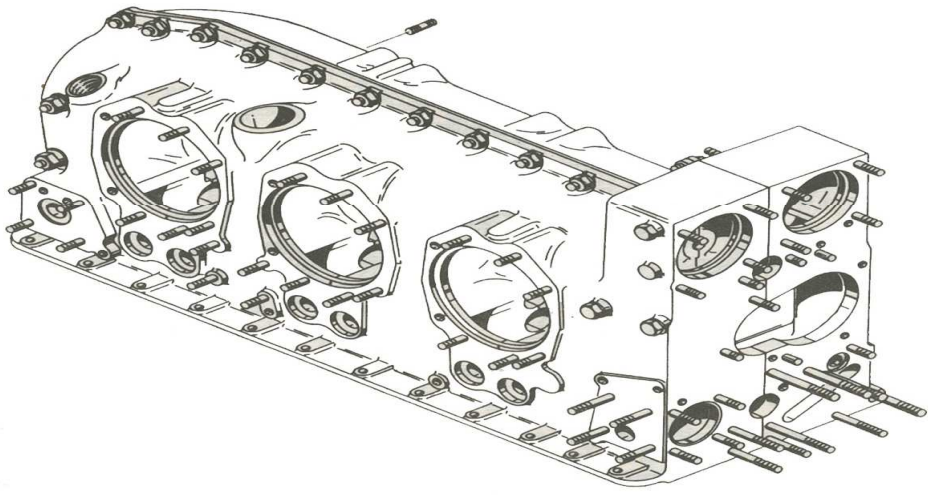
1-crankcase 2- cylinder 3- piston & rings 4- connecting rod 5- crankshaft

1. Crankcase :

این قسمت که در واقع پوسته و بدنه موتور است، بنیاد موتور **(foundation)** می نامند و معمولاً از چند قسمت تشکیل شده که بهم پیچ و مهره میشوند. بیشتر بدنه موتورهای پیستونی هواپیما از آلیاژ **Al** ساخته شده وبخاطر استحکام **forge** می‌شوند. درون**crankcase** مجراهائی برای عبور روغن ایجادگردیده و در موتور های تخت و خطی محفظه روغن به زیر آن بسته می‌شود و **accessory section** نیز در پشت قرار دارد.



Crankcase for Radial Engine.

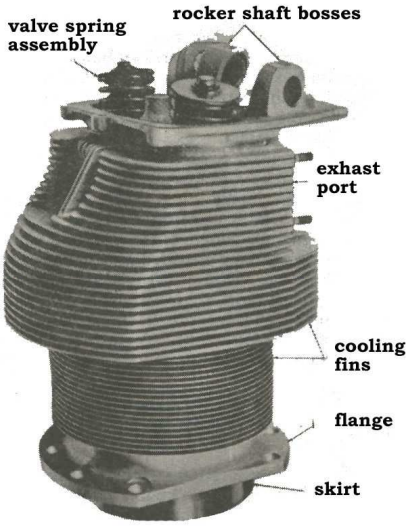


Crankcase for a Six Cylinder Opposed Engine.

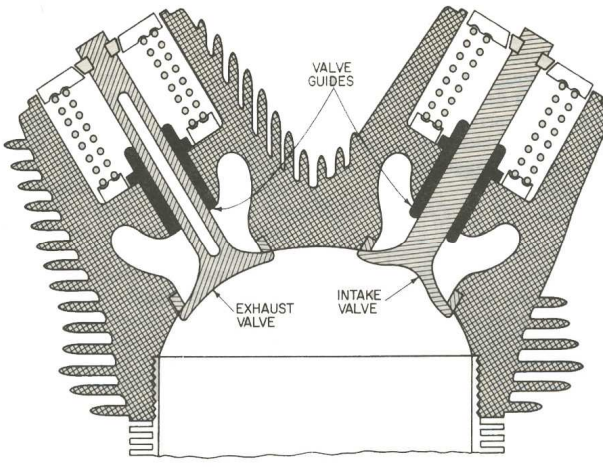
2. Cylinder :

سیلندر موتورهای هواپیما از دو قسمت **cylinder head** و **cylinder barrel** تشکیل شده است و الزامات یک سیلندر خوب عبارت است از استحکام کافی، وزن سبک، هدایت خوب گرما و طراحی مناسب که ساخت ارزان و بازرسی و تعمیر نگهداری آسان را امکان پذیر سازد. سرسیلندر به منظور سبکی و هدایت گرمای خوب معمولاً از آلیاژ آلومینیوم **cast** ساخته می‌شود در حالی که بدنه سیلندر را از آلیاژ فولاد ساخته و سطح داخلی آنرا به منظور افزایش استحکام و جلوگیری از سایش با روش **nitriding** یا **chrome-plating** به اصطلاح **case-harden** می‌کنند. اتصال دو قسمت فوق به طریق **shrink & screw** می‌باشد بدین شکل که سرسیلندر را گرم کرده و بدنه سیلندر را سرد (**chilled**) و سپس ایندو را بهم پیچ می‌کنند. در روی سیلندر و سرسیلندر به منظور **cooling**، پره‌ها **(fins)** ساخته شده‌اند و جالب است که در قسمت **intake valve** روی سرسیلندر **fin** وجود ندارد چون به علت عبور مخلوط هوا و بنزین خنک نیازی به خنک شدن ندارد. در انتهای سیلندر لبه (**flange**) و پس از آن دامنه **(skirt)** قرار دارد. در روی سرسیلندر دو سوراخ برای شمع وجود دارد که دنده‌های داخل آن به صورت **bush** قابل تعویض و یا **helicoil** هستند. در سرسیلندر دو حلقه فولادی به روش فشاری **(shrink fit)** نصب می‌شود که به آنها **valve seat** می‌گویند، در ضمن طبق تصویر دو بوش برنزی **valve-stem** را در برمی‌گیرند که به آنها اصطلاحاً **valve guide** گویند که به هنگام تعمیر اساسی موتور تعویض می‌گردند.

Hint : چون قسمت بالای سیلندر حرارت بیشتری نسبت به پائین می‌بیند انبساطش بیشتر است از اینرو سیلندرها را کمی مخروطی در بالا می‌سازند و پس از گرم شدن موتور انبساط بیشتر بالا باعث می‌شود که سیلندر به صورت عادی درآید (استوانه کامل). به این نوع سیلندرها **choked cylinders** می‌گویند.



A Cylinder Assembly



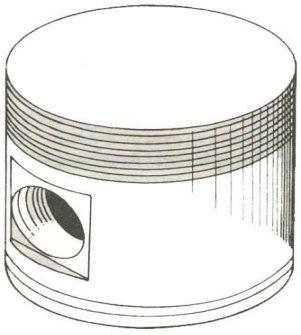
Installation Arrangement of Valve Guides.

3. Piston :

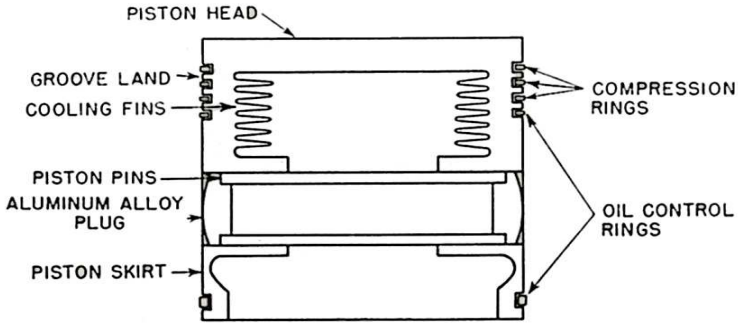
پیستون به صورت یک **plunger** در داخل سیلندر از **TDC** به **BDC** و بالعکس حرکت رفت و برگشتی داشته و بخاطر سبکی و دفع بهتر حرارت آنرا از آلیاژ آلومینیوم به صورت **cast** یا **forged** می‌سازند. چون پیستون گرمای زیادتری را نسبت به سیلندر به خود می‌بیند پس انبساط بیشتری داشته و سریعاً به سیلندر خواهد چسبید. برای اجتناب از این حالت پیستون را اندکی کوچکتر ساخته و در شیارهای دیواره آن رینگهای روغنی و کمپرسی قرار می‌دهند. رینگ‌های کمپرسی در شیارهای بالایی قرار گرفته و از فرار کمپرس **(blow-by)** جلوگیری می‌کنند و رینگ‌های روغنی در شیارهای پایین قرار گرفته و از فرار روغن به سمت بالا و سوختن آن جلوگیری می‌کنند.

Hint : پیستون‌ها غالباً به صورت **cam ground** ساخته می‌شوند و سیلندرها به صورت **choked** یعنی قطرشان در بالا اندکی کمتر از پایین است.

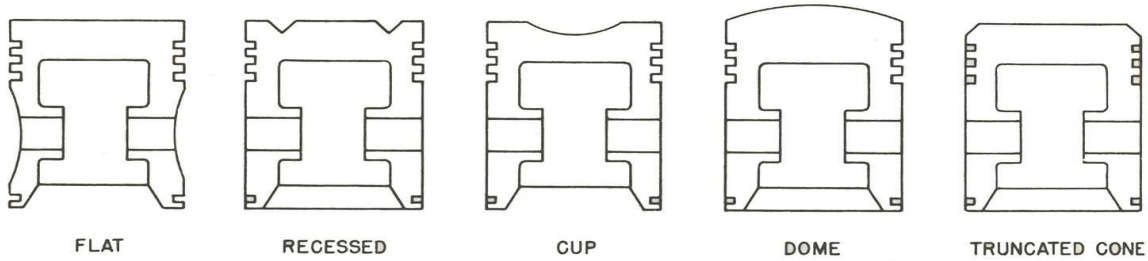
جنس رینگ‌ها از **high grade grey cast iron** بوده به منظور انبساط دارای **gap** و به منظور اتکا به بدنه سیلندر دارای فنریت هستند. در موقع نصب رینگها باید دقت کنیم **gap** ها در راستای هم قرار نگیرند و الا با ایجاد کانال سبب نشطی خواهند شد. پیستون از طریق رینگ‌ها گرمای خود را به سیلندر منتقل می‌کند از طرفی مقداری از خنک شدن پیستون توسط روغن انجام می‌شود از اینرو در داخل پیستونها معمولاً تعدادی **fin** وجود دارد. بر سر پیستون ممکن است به اشکال مختلف چون صاف **(flat)**، گنبدی **(dome)**، مقعر **(cup)** فرو نشسته **(recessed)** و یا مخروط ناقص **(truncated cone)** باشد. پیستون به شاتون توسط **piston pin** وصل می‌شود که جنس آن از آلیاژ فولاد بوده و به خاطر سبکی **hollow** و به خاطر افزایش استحکام **surface hardened** می‌باشند و انواع مورد استفاده در موتورهای هواپیما چون کمی جای بازی دارند به **full floating** موسومند.



A Piston.



Cross section of an assembled piston.

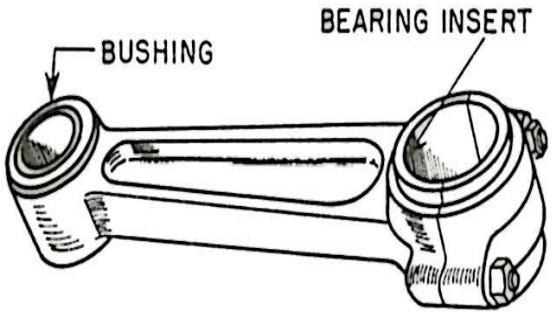


4. Connecting Rod :

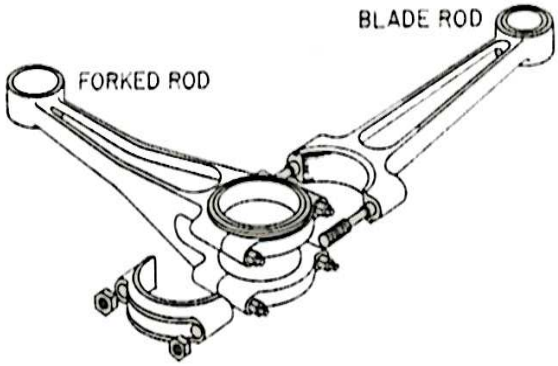
این قطعه مهم پیستون را به **C/S** مرتبط می‌سازد و جنس آن از آلیاژ فولاد **forged** است. انواع شاتون مورد استفاده در هواپیمایی عبارتند از :

a) **plain type :** این نوع در موتورهای **O** و **I** مورد استفاده است و به خاطر سبکی و نیز افزایش استحکام سطح مقطع آن به صورت **I** یا **H** است. یک سر آن **split** بوده و **plain bearing** داشته و به **C/S** بسته می‌شود و سر دیگر آن گرد یک تکه بوده و بوش برنجی داشته و توسط گژن پین به پیستون مرتبط می‌گردد.

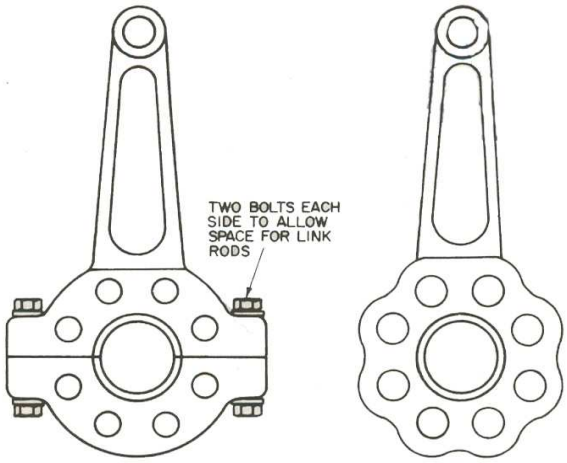
b) **master rod :** در موتورهای **radial** از این نوع استفاده می‌شود. در این نوع موتورها طبق تصویر یکی از شاتون‌ها بزرگتر و قویتر بوده و به **master** موسوم است و بقیه مفصلی **(articulated)** بوده و توسط **knuckle pins** به **master rod** مرتبط می‌گردند. سر بزرگ **master rod** معمولاً **split** است تا به **C/S** یکپارچه درگیر شود. در بعضی از موتورهای **radial** که **C/S** دو تکه است **master rod** طبق تصویر یک تکه است.



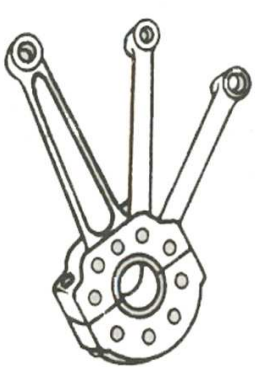
Plain-type connecting rod.



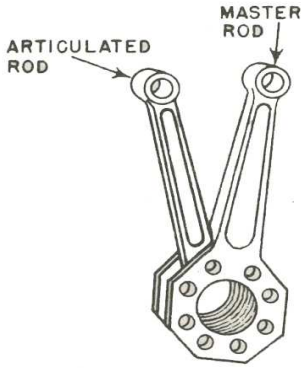
Fork-and-blade connecting rod.



Type of Master rods.



SPLIT TYPE CONNECTING ROD USED ON RADIAL ENGINES



SOLID TYPE CONNECTING ROD USED ON RADIAL ENGINES

5. Crankshaft :

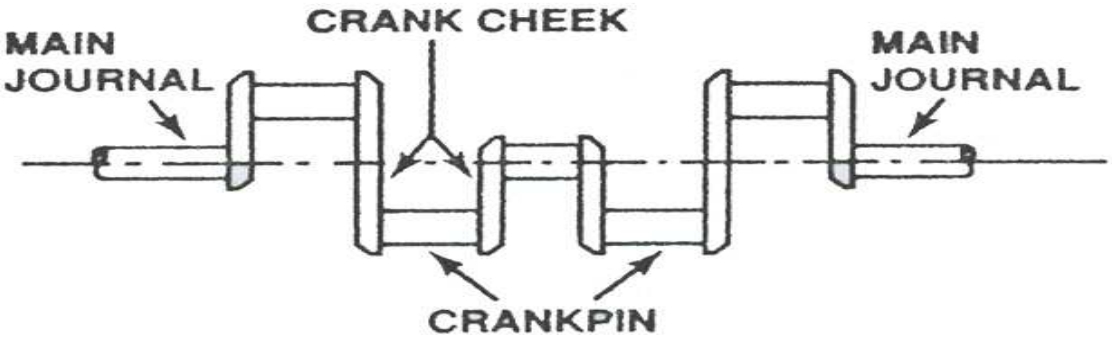
میل‌لنگ بدون شک ستون فقرات موتور **(backbone)** است و انرژی حاصل از احتراق را به دوران برای چرخش ملخ تبدیل می‌نماید و از بهترین آلیاژهای فولاد (**steel alloy**) بصورت **forged** ساخته شده و طبق تصویر از قسمتهای زیر تشکیل شده است.

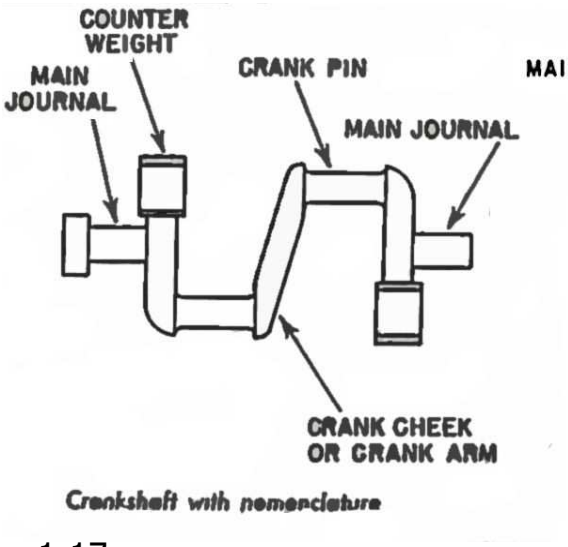
a) **main journal :** تکیه‌گاههای **C/S** روی **crankcase** را یاتاقان ثابت نامیده و بین این قسمت و بدنه **plain bearing** قرار گرفته و روغنکاری می‌شود.

b) **crank pin :** به قسمتی که شاتون بدان وصل می‌شود گویند و در این قسمت نیز **plain bearing** قرار گرفته و روغنکاری می‌شود. دو قسمت فوق دقیقاً **machine** شده‌اند.

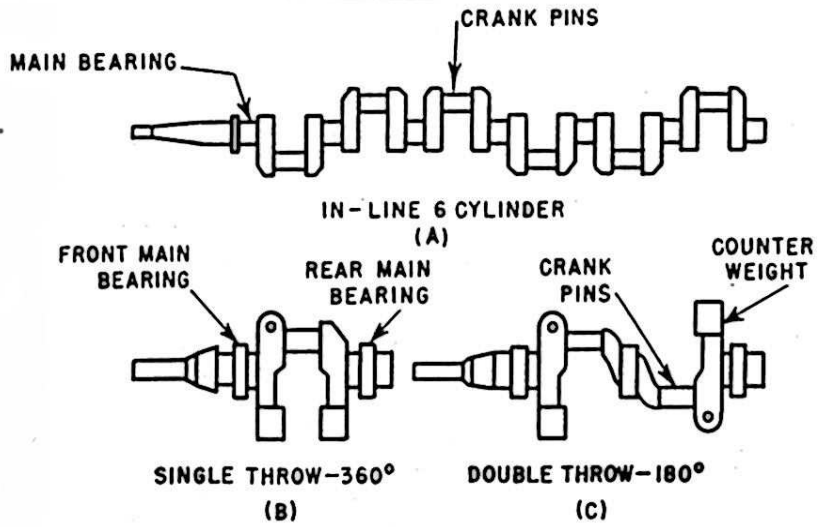
c) **crank cheek :** قطعه عرضی رابط بین یاتاقان ثابت و متحرک را گویند.

d) **throw :** یک لنگ کامل را **throw** نامند مثلاً موتور خطی چهار سیلندر **4** لنگ دارد.





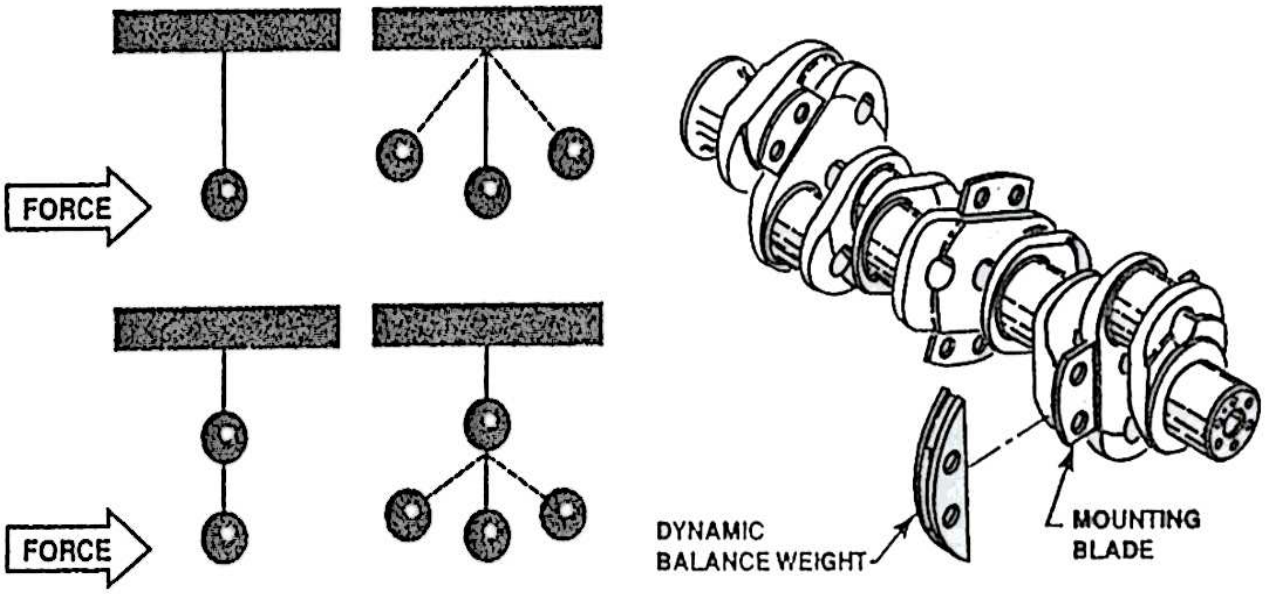
Crankshaft with nomenclature



در **C/S** مجراهایی برای عبور **oil** تعبیه شده و روغن از طریق سوراخ **main journal** وارد **C/S** شده و به سمت **crankpin** رفته و **bearing** آنرا روغنکاری کرده و به **sump** می‌ریزد.

در بعضی موتورها در داخل **crankpin** محفظه‌ای به‌نام **sludge chamber** قرار داشته که با استفاده از نیروی گریز از مرکز کثافات روغن در آن انباشته می‌شود. میل‌لنگ موتور **radial** با موتورهای **O** و **I** فرق دارد در این دو نوع موتور میل‌لنگ به تعداد سیلندرها دارای **throw** است ولی در موتورهای **R** چون همه سیلندرها و در نتیجه شاتون‌ها به یک مرکز ختم می‌شوند پس در نوع **single row** تعداد سیلندر هر چه باشد یک **throw** بیشتر نداریم که به **master rod** وصل شده و بقیه شاتون‌ها همانطور که قبلاً اشاره شد به **master rod** وصل می‌شوند. طبیعی است که در نوع **double row** دو **throw** خواهیم داشت.

چون میل‌لنگ موتور **R** یک ردیفه یک **throw** بیشتر ندارد پس نمی‌تواند **balance** باشد از اینرو برای تامین بالانس در طرف مقابل **throw** دو عدد **counterweight** گذاشته و بدین ترتیب **static balance** فراهم می‌آید و در داخل **counterweights** طبق اصل پاندول مرکب **damper** وجود دارد که شرایط **dynamic balance** را تامین می‌سازد تا لرزش **C/S** حاصل از **firing impulses** گرفته شود.



فصل پنجم

مکانیزم عملکرد سوپاپ

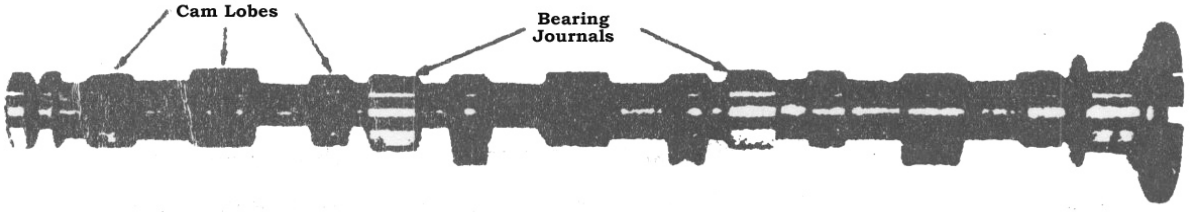
همانطور که دیدید هر سیلندر دارای دو **valve** است. هر **valve** از سه قسمت **head , stem , tip** تشکیل شده و **head** روی **valve seat** می‌نشیند و نشیمن گاه به صورت محیطی با زاویه **30** یا **45** درجه تراش خورده و به **valve face** موسوم است که در موقع سنگ زدن برای آب بندی نباید نازک (**feather edge**) شوند و الا سرخ گشته و موجب **pre-ignition** خواهد شد.

valves از بهترین آلیاژهای فولاد به صورت **forged** ساخته می‌شوند. از نظر ظاهر **intake valve head** بزرگتر از **exhaust valve** است ولی **stem** سوپاپ دود کلفت‌تر است و این بخاطر تحمل حرارت بسیاری است که با آن مواجه است. البته در بعضی موتورهای **high performance** سوپاپ دود ساقه‌اش **hollow** بوده و در داخل آن املاح سدیم یا جیوه برای کمک به **cooling** قرار دارد ضمن اینکه **valve-face** با لایه‌ای از آلیاژ **stellite** مقاوم در برابر گرمای شدید پوشانده شده است.

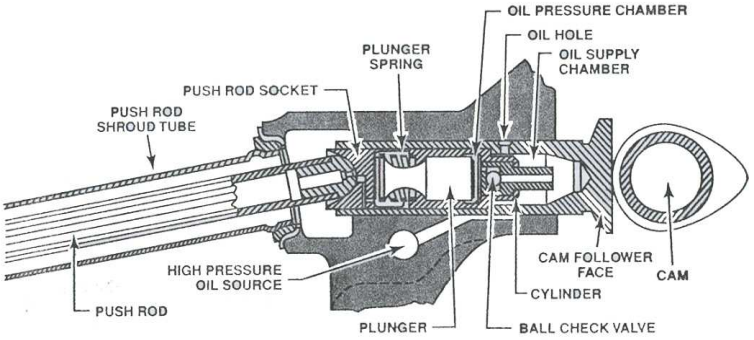
سوپاپ‌ها بوسیله مکانیزمی که ذیلاً شرح داده می‌شود باز شده توسط فنرهایشان بسته می‌شوند. هر سوپاپ حداقل دارای دو فنر است و دلیل این امر **safety**، قدرت بیشتر و نیز جلوگیری از **surge** سوپاپ به هنگام بسته شدن است.

مکانیزم عملکرد سوپاپ موتورهای تخت

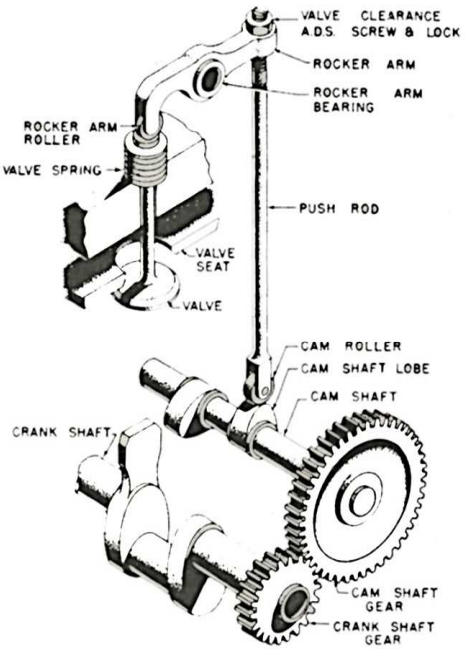
در این موتورها **camshaft** که دارای تعدادی بادامک **(cam lobe)** است با **C/S** درگیر است و دور آن نصف **C/S** بوده پس دنده آن دوبرابر بزرگتر از دنده ته **C/S** است. چرخش **camshaft** باعث می‌شود که بادامک **push rod** را حرکت داده و **pushrod** به نوبه خود **rocker-arm** را چرخانده و سر دیگر آنرا بر ضد **valve tip** پایین برده و سوپاپ را باز نماید. وقتی بادامک از زیر **push rod** رد می‌شود فنرها سوپاپ را خواهند بست.



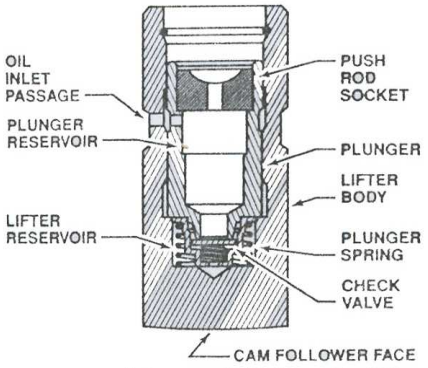
اگر دقت کنیم انبساط حرارتی سیلندر که حامل سوپاپ‌هاست از **pushrod** که در بیرون واقع شده و حرارت چندانی نمی‌بیند بیشتر بوده و سبب می‌شود که سوپاپ به اصطلاح بزند که معمولاً برای رفع این مشکل با فیلرزن اقدام به تنظیم سوپاپ می‌نمایند. در موتورهای هواپیما از **hydraulic tappets** که با فشار روغن موتور عمل می‌کنند و به **hydraulic valve lifter** نیز موسوم‌اند استفاده کرده و لقی **(lash)** را به صفر می‌رسانند. این قطعه بین **camshaft** و **pushrod** قرار گرفته و به **zero lash lifter** نیز موسوم است و به تنظیم نیازی ندارد.



Hydraulic lifter

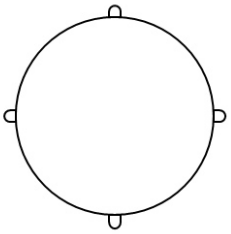


Valve operating mechanism.



a second type of hydraulic lifter uses a disk type check valve

مکانیزم عملکرد سوپاپ موتورهای ستاره ای



در موتورهای رادیال به علت شکل خاص دایره‌ای آنها **camshaft** نیز به شکل دایره بوده و به **camplate** یا **cam-ring** موسوم است و دارای دو لبه یا **double track** است که یک لبه سوپاپهای بنزین و لبه دیگر سوپاپ های دود را باز مینماید.

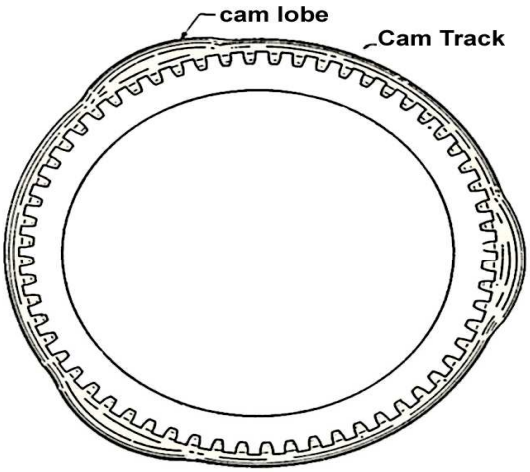
قانون اول: تعداد بادامک‌ها روی **camplate** طبق قانون زیر تعیین می‌گردد. مثلاً موتور رادیال **9** سیلندر طبق فرمول ذیل **4** یا پنج بادامک دارد.

$$No.\ of\ cam = \frac{No.\ of\ Clys \pm 1}{2}$$

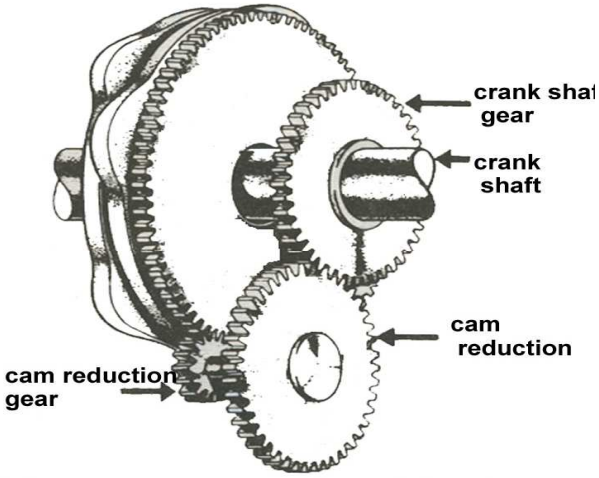
قانون دوم: اگر علامت (ـ) را بگیریم تعداد بادامک یکی کم می‌شود و **camplate** عکس **C/S** می‌چرخد و اگر علامت (+) را بگیریم **camplate** در جهت **C/S** خواهد چرخید.

قانون سوم: در موتورهای رادیال دیگر نمی‌توانیم بگوئیم دور **camplate** نصف **C/S** است بلکه بستگی به تعداد **cam** دارد مثلاً اگر **5** بادامک داشته باشیم دور $^1/_{10}$ میل‌لنگ و اگر **4** بادامک داشته باشیم دور $^1/_8$ دور **C/S** خواهد بود.

$$\frac{camplate\ speed}{crankshaft\ speed} = \frac{\mathbf{1}}{\mathbf{2} \times No.\ of\ lobes}$$



Cam Ring



Drive gear arrangement for radial engine cam.

نمودار زمـــان بندی سوپـاپ ها

قبلاً گفتیم که**intake valve** در **TDC** باز و در **BDC** بسته می‌شود، هم‌چنین **exhaust valve** در **BDC** باز و در **TDC** بسته می‌شود حال به منظور کسب نتایج بهتر هم‌چون بهبود راندمان حجمی (**volumetric efficiency**) یعنی ورود بیشتر مخلوط هوا و بنزین به داخل سیلندر و نیز تخلیه بهتر سیلندر از گازهای سوخته تغییرات ظریفی در **valve timing** می‌دهیم که جدول زیر آن را نشان می‌دهد.

IO	$15°BTDC$
IC	$60°ABDC$
EO	$55°BBDC$
EC	$15°ATDC$

وقتی در انتهای **intake strake** پیستون به **BDC** می‌رسد سوپاپ را نمی‌بندیم زیرا گازهای ورودی دارای سرعت بوده و هنوز با توجه به **momentum** خود میل ورود به سیلندر دارند پس سوپاپ بنزین **$60°$ ABDC** بسته می‌شود و...

اگر دقت کنیم در انتهای **exhaust stroke** و ابتدای **intake stroke** هر دو سوپاپ **$15+15=30°$** مشترکاً باز هستند که به این مسئله **valve overlap** می‌گویند که نتیجه آن بهبود راندمان حجمی و تخلیه بهتر سیلندر از گازهای سوخته (**better scavenging of cylinder**) می‌باشد.

Hint : به باز شدن زودتر سوپاپ‌ها **valve lead** و بسته شدن دیر آنها **valve lag** می‌گویند.

فصـــــــل اول

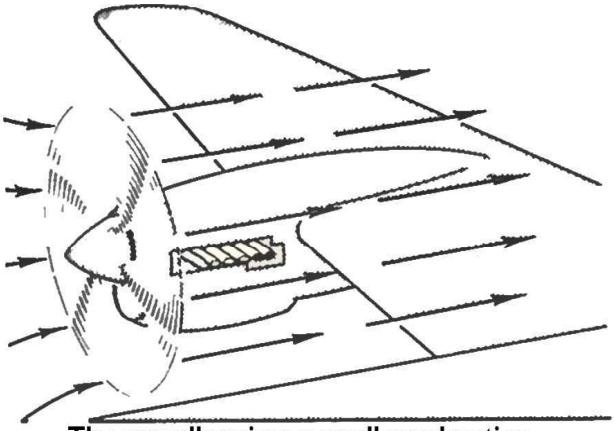
تئـوری موتـــــــور جت

مقدمه :

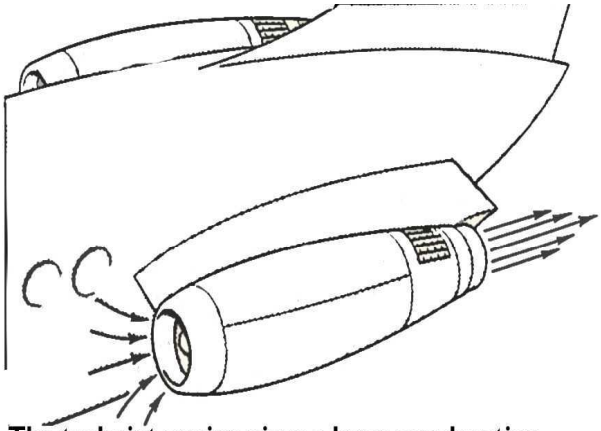
از هنگام اختراع هواپیما توسط برادران رایت در سال 1903 تا اواخر جنگ دوم جهانی موتورهای پیستونی همراه با ملخ نیروبخش هواپیماها بودند. در اینجا لازم به تذکر است که هواپیما برای حرکت نیاز به thrust دارد در حالیکه موتور پیستونی power تولید میکند و این ملخ است که power را به thrust تبدیل می نماید . طبق اصل سوم نیوتن هر عملی را عکس العملی است مساوی و در جهت مخالف و ملخ با چرخش خود جرم معینی از هوا را شتاب مشخصی می بخشد پس طبق فرمول F=ma نیرویی بر هوا به سمت عقب وارد کرده است و عکس العمل این نیرو به سمت جلو نیروی thrust را فراهم می آورد . منتها محدودیت ملخ در این است که نمی‌تواند به هوا شتاب زیادی ببخشد بنابراین بیشتر به جرم هوا متکی است.

معنی این نکات این است که اولاً سرعت هواپیمای ملخ دارکم بوده ثانیاً سقف پرواز آن محدود است. همانطور که در آئرودینامیک خواندیم در ارتفاعات زیاد چون دانسیته هوا کم است drag نیز کم بوده و به thrust کمتری نیاز است که معنی آن مصرف کمتر سوخت است ولی همانطور که گفتیم ملخ به علت کمی دانسیته در این ارتفاعات کارآئی ندارد . مجموعه این مسائل باعث گشت تا دانشمندان هواپیمائی به فکر یافتن جانشینی مناسب برای موتورهای پیستونی بیفتند که نهایتاً به شکل موتور جهت ظاهر گردید . موتور جت نیز همچون ملخ براساس اصل سوم نیوتن کار میکند با این تفاوت که توده کمی از هوا را شتاب زیادی می بخشد پس هم می تواند به سرعت های زیادی دست یابد و هم چون کمتر به چگالی هوا متکی است در ارتفاعات زیاد به خوبی قادر به فعالیت است.

واژه جت در اصل به معنای یک لوله یا مجرای حساب شده است و موتور جت نیز که بطور کلی از یک سری مجراهای دقیقاً حساب شده تشکیل یافته به این نام نامیده می شود و جالب است در همین ابتدا ذکر شود که بعضی موتورهای 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.



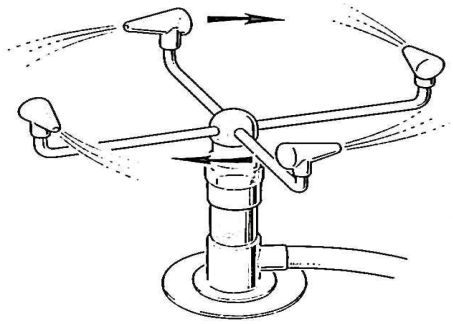
The propeller gives a small acceleration to a large weight of air.



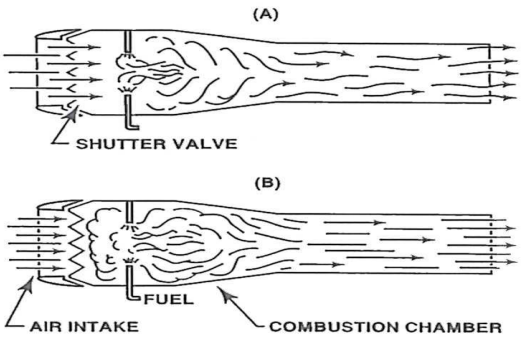
The turbojet engine gives a large acceleration to a small weight of air.

1. Ram jet : این موتور ساده در حالت سکون 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. پس سوز در جنگنده ها، چنین موتوری است.

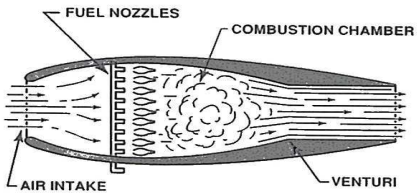
2. Pulsejet : این موتور نیز فاقد قطعات گردنده است و چون در جلو دریچه هائی دارد که به طور ضربانی باز و بسته می شوند، **pulsejet** نامیده می شود . این موتور در حالت سکون نیز کار میکند ولی راندمان کمی دارد. آلمانی ها در جنگ جهانی دوم در موشک های خود از این موتور استفاده زیادی کردند.



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



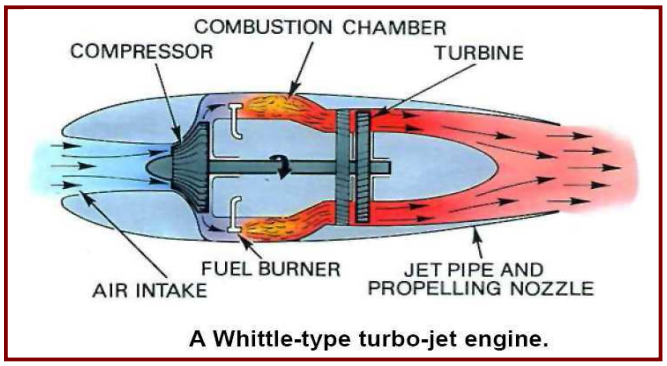
A pulse jet engine; (A) charging (shutter valve open)
(B)fuel burns and the engine accelerates (shutter valve closed)



A ram jet engine

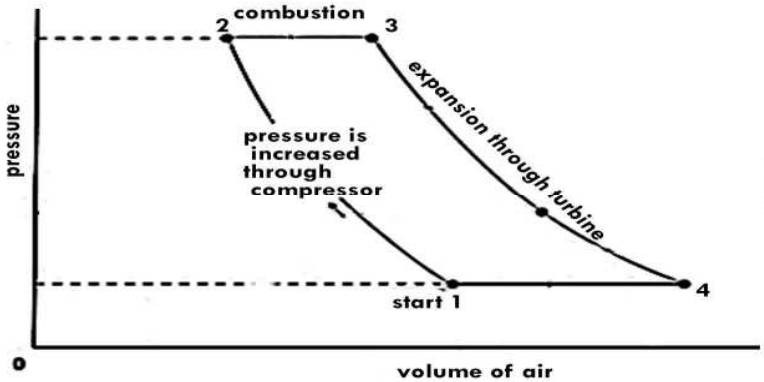
3. Rocket engines : این نوع موتورها در فضا کاربرد خوبی دارند و چون در فضا هوا وجود ندارد موشک ها با خود هم اکسیدکننده و هم سوخت حمل می‌کنند بنابراین بر خلاف سایر موتورهای جت، دماغ موشک‌ها بسته است و اکسیدکننده و سوخت وارد محفظه احتراق گشته و پس از احتراق و انبساط ، با سرعت زیاد از انتهای نازل خارج شده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

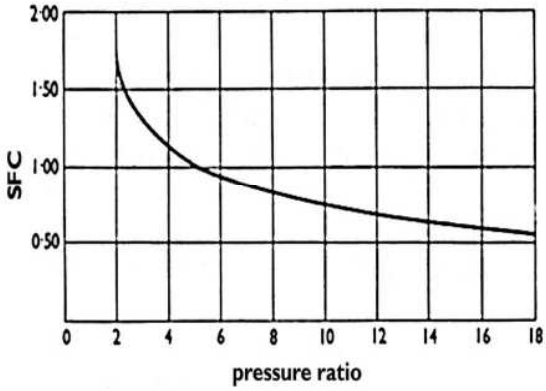
4. Turbojet engines : بحث اصلی ما در مورد موتورهای جت از همین جا آغاز می گردد و همان طوری که قبلاً اشاره کردیم این نوع موتورها دارای قطعات گردنده بنام کمپرسور و توربین و تعدادی محفظه احتراق می‌باشند . کمپرسور در قسمت جلوی موتور قرار داشته و با چرخش خود هوا را به داخل کشیده و متناسب با ضریب تراکم آنرا 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 درسر راه خود با توربین برخورد نموده و آنرا می‌چرخاند و چرخش توربین نیز باعث چرخش کمپرسور می‌شود سپس این گازها از طریق 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 turbo-jet 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 50:1 نیز فراتر رفته 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 .



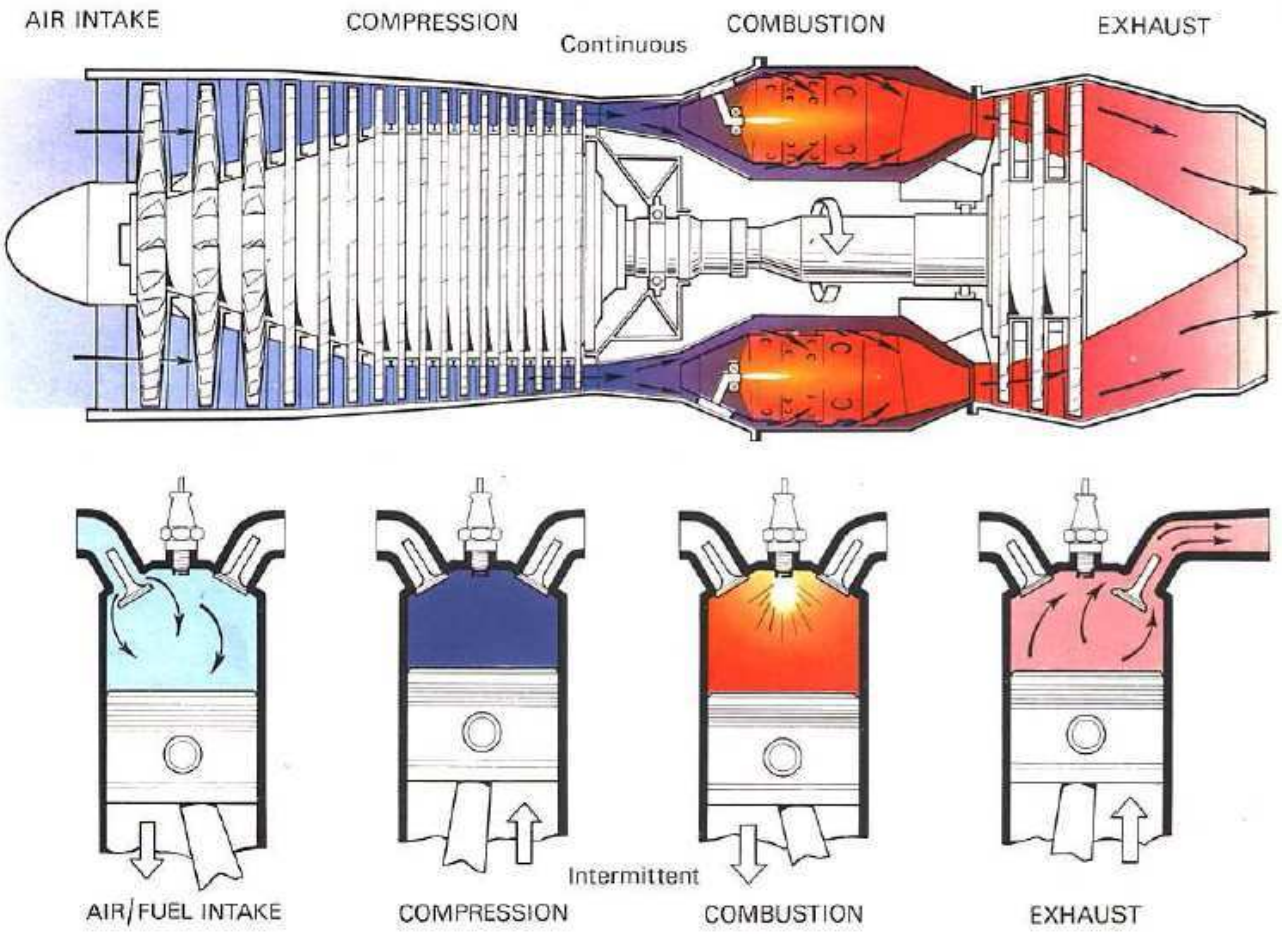


فصـــــــــل دوم

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 پیستونی منقطع[1] بوده و در حالیکه سیکل موتور جت پیوسته[2] است و همین پیوستگی سیکل دلیل اصلی قدرت بیشتر موتور جت نسبت به موتور پیستونی در شـرایط برابر بوده ضمن اینکه دلیل اصلی نرمش کار موتور جت نیز بوده و میل به دورهای بسیار زیاد را میسر می‌سازد.

اگر توجه کنید به هنگام احتراق در موتور جت چون مسیر باز است افزایش انرژی حرارتی حاصل از احتراق به صـورت انبساط و افزایش سرعت و نه افزایش فشار صورت می پذیرد بنابراین در موتور جت، احتراق در فشار ثابـت بـر اسـاس **brayton cycle** صورت می پذیرد. به نمودار صفحه **2-3** توجه نمایید.



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

intermittent [1]
continuous [2]

محـــاسبه نیروی رانـــــــــش

گفتیم که موتور جت بر اساس اصل سوم نیوتن نیروی رانش را تولید می کند یعنی نیروئی به سمت عقب بر 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 $\dot{W} = \dot{m}g$ یا $\dot{m} = \dot{W}/g$ بنابراین با استفاده از قوانین فوق می توان به تر تیب زیر اقدام به نوشتن فرمول 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 : $F_n = \frac{W_a^{\bullet}}{g}(V_j - V_a)$

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

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

در فرمولهـــای فوق $W_a^{\bullet}(lbf/\sec)$ آهنگ وزن هوای ورودی به موتور، $V_j(ft/\sec)$ سرعت گازهـــای خروجـی در **jet nozzle** و $V_a(ft/\sec)$ سـرعت هـوای ورودی، A_j سـطح مقطـع **jet nozzle** و $P_j(psia)$ فـشار استاتیک **jetpipe** و $P_a(psia)$ فشار استاتیک اتمسفر است. ضمنا در داخل موتور سوخت به هوا افزوده می‌شود ولی به دلیل ناچیز بودن آن در مقابل دبی هوای ورودی، از دبی سوخت مصرفی 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 : $F_n = \frac{W_a^{\bullet}}{g}(V_j - 0) = \frac{W_a^{\bullet}}{g}V_j$

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

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

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

Thrust Horse Power

همانطور که میدانیم تراست نیرو ست و واحد آن پوند-نیرو (**lbf**) 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 :

$$THP = \frac{thrust(lb) \times V(mph)}{375} \qquad 1hp = 33000\, ft - lbf / \min = 375 mile - lbf / hour$$

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

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

مصرف سوخت ویژه [1]

منظور از این واژه مقدار سوخت مصرفی **(lbm)** به ازاء هر پوند **thrust** در ساعت است. در طراحی موتورهای جدید سعی در کاهش هرچه بیشتر این معیار است.

عوامـــل موثر بر نیروی رانـــــش

برای بحث در مورد عوامل مؤثر بر نیروی جلو برنده لازم است که فرمول کلی آن $F = m^{\bullet}(V_j - V_a)$ 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

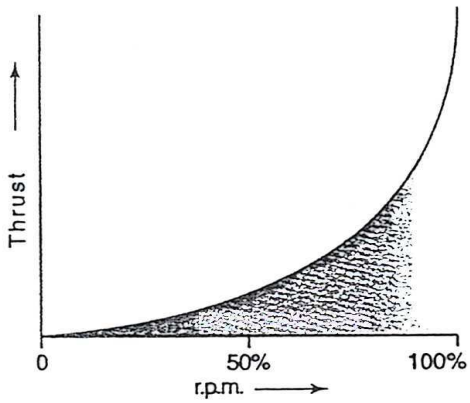
اگر دقت کنیم هر چه سرعت هواپیما بیشتر شود جرم هوای ورودی به موتور افزایش یافته پس تراست افزایش می یابد که این عامل را **ram effect** گویند . از طرفی قبلاً دیدیم که طبق فرمول افزایش V_a باعث کاهش تراست می شود پس این دو عامل با یکدیگر مقابله کرده و در سرعت های بالای **350 mph** تأثیر مثبت **ram effect**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

4) rpm :

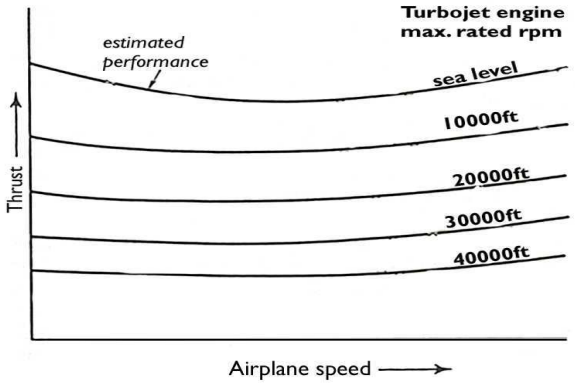
واضح است که تراست با دور رابطه مستقیم داشته ولی این رابطه خطی نبوده و طبق تصویر مقدار افزایش در دورهای بالا بمراتب بیشتر از دورهای پائین است و این مسئله مهمی است که در سطح تخصصی باید به آن توجه ویژه داشت.

---

[1] SFC



GTE thrust vs. rpm



effect of airspeed and altitude on thrust.

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 **29.92in-Hg** میباشند .

$JT9D-7AH$

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

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 3-2 در مورد آن توضیح داده شد. در اینجا اضافه می کنم که اولاً بر خلاف موتور پیستونی ضریب تراکم موتور جت محدودیت نداشته زیرا فقط هوای خالی متراکم گشته پس مسئله preignition مطرح نبوده و در موتورهای امروزی از مرز 50:1 نیز فراتر رفته و نیز چون در فرایند احتراق فشار بالا نمی‌رود پس با خطر detonation نیز مواجه نبوده و خود نکته بسیار حائز اهمیتی 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 خواهد شد .

6) تأثیر عوامل جوی

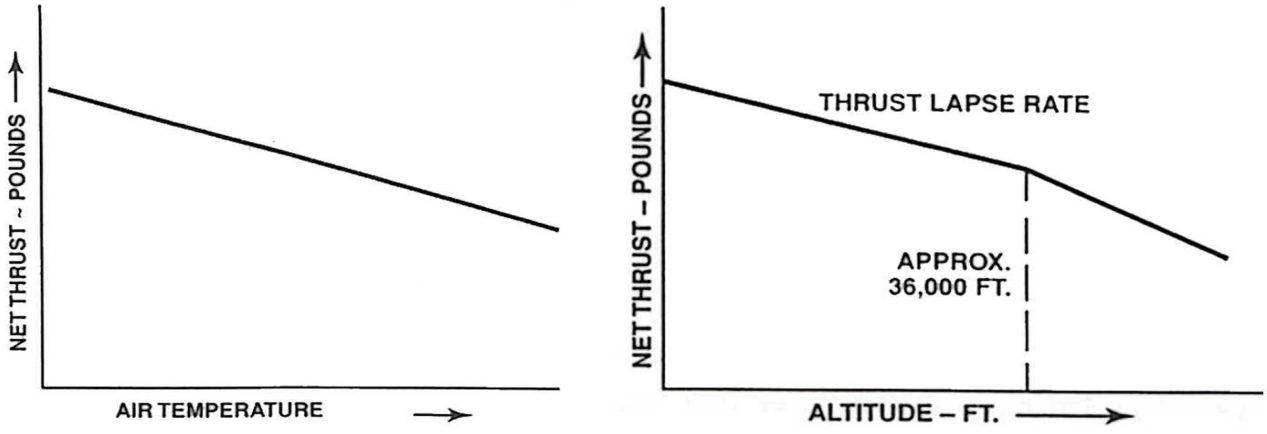
همانطوری که از فرمول دیده می‌شود جرم هوا تأثیر مستقیم بر تراست دارد و هر عامل جوی که روی جرم هـوا اثر گذارد، بر تراست نیز همان اثر را خواهد گذارد مثلاً اگر فشار هوا زیاد شـود دانـسیته هـوا و در نتیجـه جـرم افزایش یافته و تراست نیز افزایش میابد . بالعکس اگر درجه حرارت هوا افزایش یابد دانسیته هوا کـاهش یافتـه (رقیق تر) و در نتیجه جرم کاهش یافته و باعث کاهش تراست خواهد شد پس در تابستان کـه هـوا گـرم اسـت 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 کـم می شود دانسیته نیز کاهش یافته پس تراست نیز کاهش میابد ولی چون تا حدود **36000** پا،درجه حرارت نیـز کاهش میابد این کاهش تا حدی کاهش دانسیته را خنثی کرده پس کاهش تراست از **36000** پا به بعـد طبـق دیاگرام شدیدتر میشود. به عنوان مثال موتور **JT9D** بر روی هواپیمای **747** در شرایط اسـتاندارد سـطح دریـا 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%** نیـز میرسد . دلیل این مسئله این است که در این موتورها رطوبت هوا باعث **rich** شدن مخلوط گـشته و رانـدمان موتور را کاهش میدهد ولی در موتورهای جت چنین نیست چون در این موتورها از **100%** هوای ورودی فقـط **25%** صرف احتراق گشته و بقیه **75%** به مصرف **cooling** می رسد بنابراین وجود رطوبت در هوا تـأثیری در فرآیند احتراق نداشته پس بر تراست حاصله، نیز تأثیری ندارد.



altitude effect 1

humidity 2

راندمـــــان موتور

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 حرارتی [1]

به این نوع راندمان اصطلاحاً راندمان داخلی[2] نیز میگویند و عبارت است از نسبت بین انرژی سینتیک گازها و کل انرژی حرارتی سوخت. این راندمان در موتورهای جت حدود **35%** است و بستگی به ضریب تراکم و نیز درجه حرارت احتراق دارد و هر چه این دو عامل زیاد شوند، راندمان حرارتی بیشتر خواهد شد ولی در این میان نباید از واماندگی کمپرسور و نیز میزان تحمل آلیاژ توربین غافل ماند .

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

ب) راندمـــان رانشـــی [3]

این نوع راندمان که با آن راندمان خارجی[4] نیز میگویند چنین تعریف میشود.

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

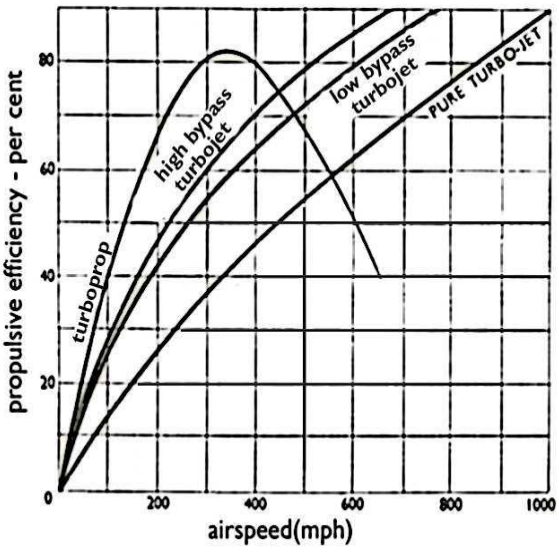
طبق فرمول اگر سرعت گازهای خروجی (V_j) کاهش یابد، راندمان رانشی افزایش میابد و تصویر زیر راندمان رانشی موتورهای مختلف جت را نشان می دهد . طبق تصویر راندمان رانشی موتورهای جت ملخدار حدود **400mph** به حد اکثر رسیده و پس از آن کاهش میابد و به همین خاطر هواپیماهای ملخدار برای سرعتی بیش از این مناسب نیستند.
اگر دقت کنیم راندمان رانشی موتورهای جت خالص در سرعت های پائین کمتر از جت ملخدار است ولی در سرعت های زیاد بر آن پیشی می جوید و باز در میان موتورهای جت راندمان نوع **by-pass** بیشتر از توربوجت بوده و نیز 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 .

ج)راندمـــان کلـــی

این راندمان تلفیقی از دو راندمان قبل بوده به طوری که میشود ثابت کرد .

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

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



Propulsive efficiencies and aircraft speed

1 thermal efficiency
2 internal efficiency
3 propulsive efficiency
4 external efficiency

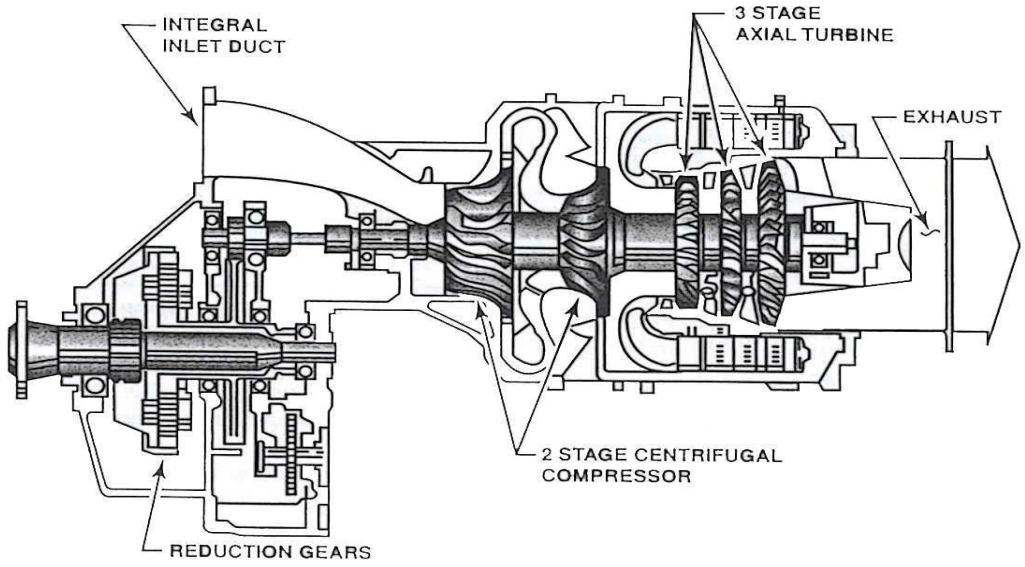
انـــــواع موتورهای جـــت

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

توربوپراپ، جت کنارگذر[1]، توربوفن و توربوشفت

1) توربـــوپـراپ

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 جای 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 با خصوصیات خوب ملخ تلفیق کرده است . البته موتور جت نسبت به پیستونی بسیار گران است و به همین خـاطر هنوز تعداد زیادی هواپیمای کوچک و ارزان با موتور پیستونی تولید می شود.

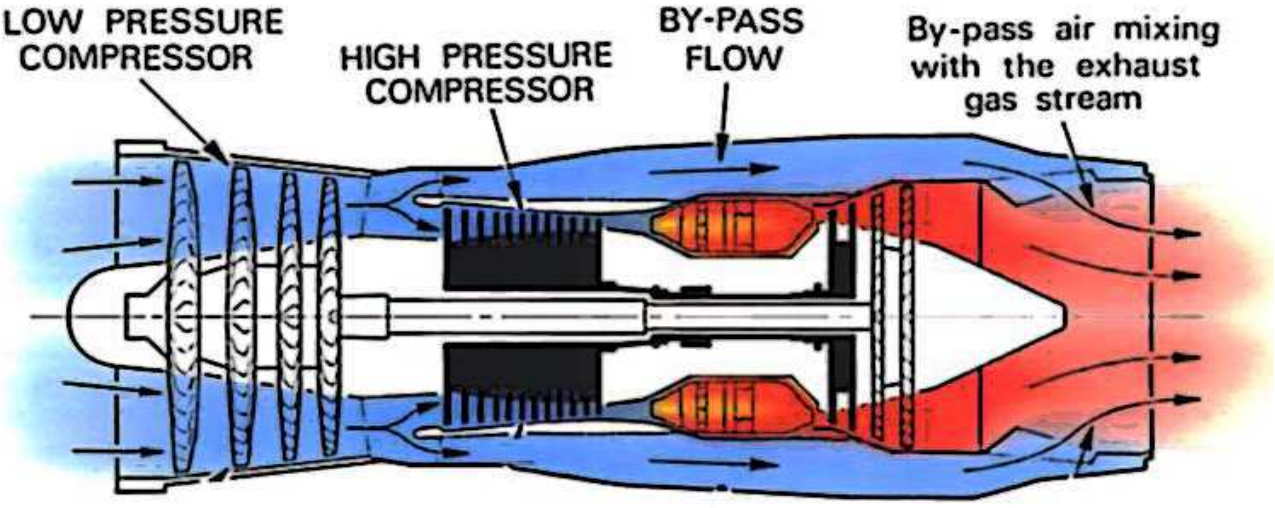


2) جت کنـــارگذر

در مورد راندمان رانشی مفصلاً صحبت کردیم . در سیر تکاملی موتورهای جت به منظور بهبود این راندمان انواع **bypass jet** به میدان آمدند که 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** با گازهـای داغ و پـر سـرعت خروجی مخلوط میشود و چون سرعت گازهای خروجی بدین طریق کم میـشود بـا توجـه بـه فرمـول و کـاهش V_j،راندمان رانشی افزایش می یابد. این موتورها از موتورهای جت معمولی هم قدرت خود سـبکتر بـوده و طـول آنها نیز کمتر است.

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

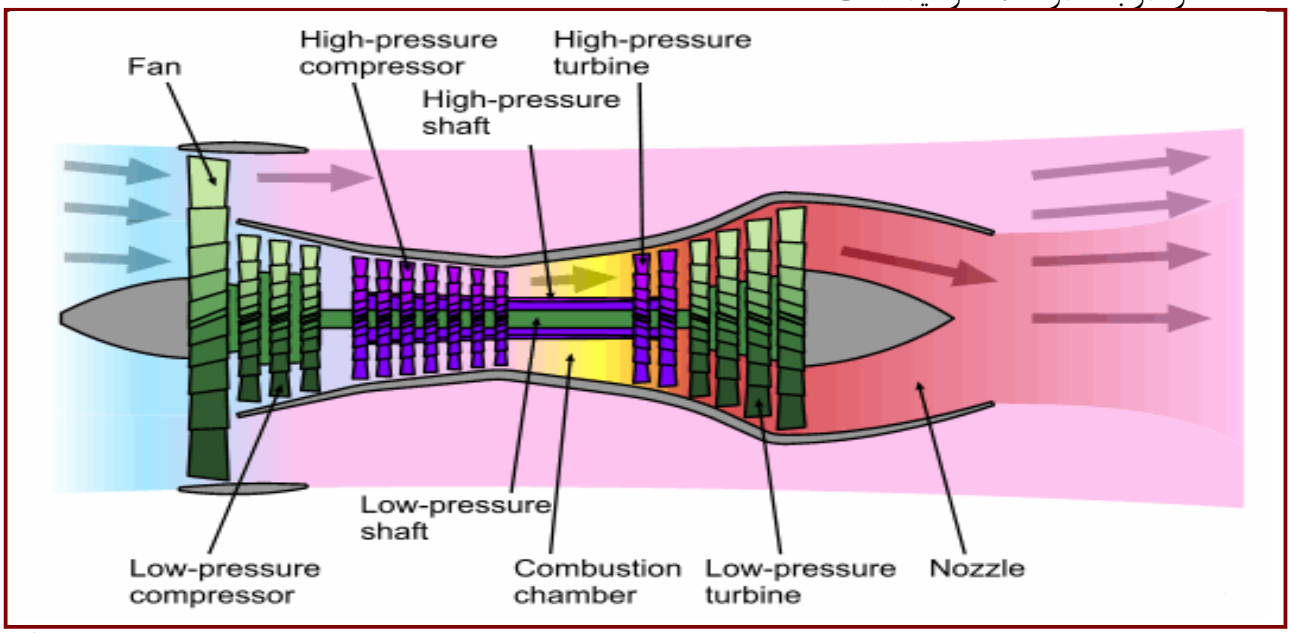
[1] bypass jet



AXIAL FLOW BY-PASS TURBO JET ENGINE(low by-pass ratio)

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 هوا 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 انـد ضـریب **bypass** حـدود **9:1** است . قطر فن این موتورها بیش از **3** متر است . این موتورها به تراست بیش از **125000** پوند دست یافتـه اند. در نسل جدید موتورهای توربوفن که برای بوئینگ **787** طراحی گردیده اند ضریب تراکم بـه **53:1** و ضـریب کنارگذر به حدود **11:1** رسیده است.

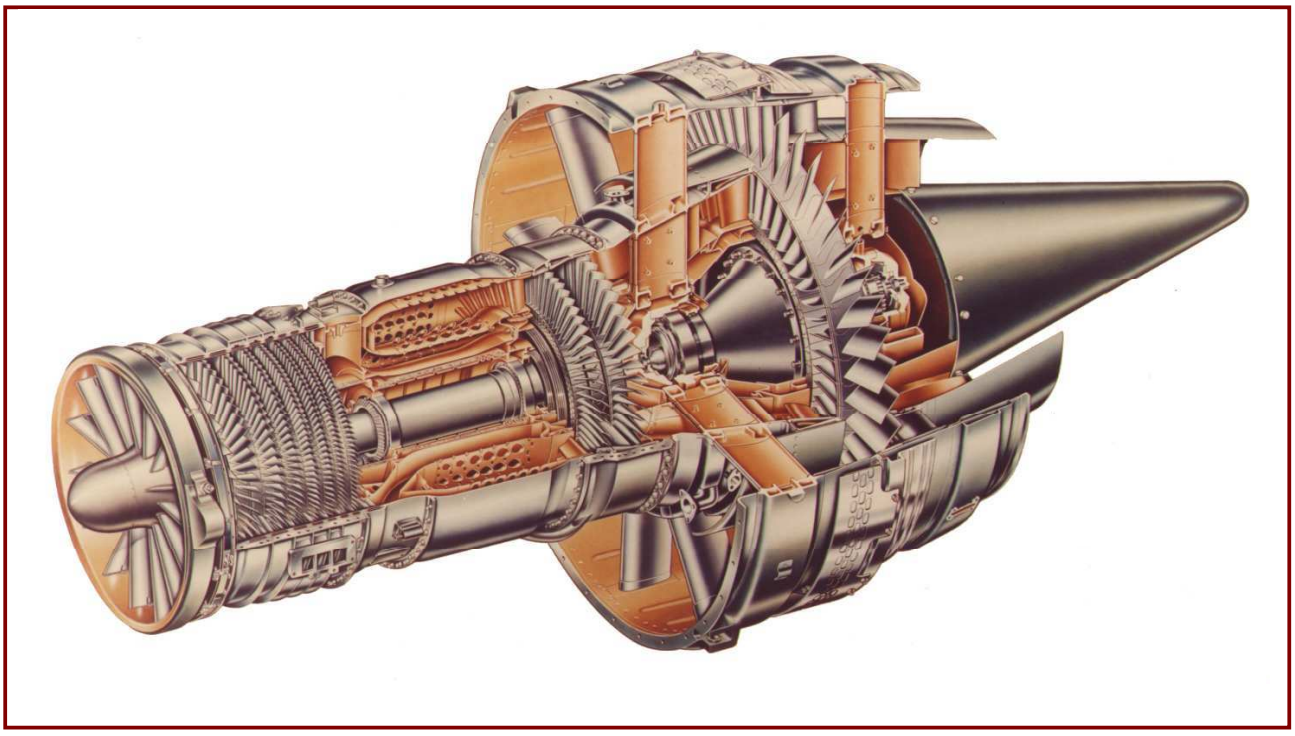


4) توربـــوشفت

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 استخراج 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. کمپانی **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 ⮜⮜⮜ **:** همـــــانطوری که ملاحظـــه کردیم یک موتور جت به طور کـلی از قسمت هـــــای **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 طور کلـی طراحی موتور جت باید به گونه ای باشد که این تغییرات با بهترین راندمان یعنی کمترین **loss** صـورت پذیرفتـه و در نتیجه خود موتور بهترین راندمان را دارا گردد . در اینجا با یاد آوری از آئرودینامیک 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 واگرا اسـتفاده مـی کنـیم واین نکات در مورد جریان مادون صوت 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 هوای 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.



GENERAL ELECTRIC CF700 - Falcon 20

فصـــل ســـــوم

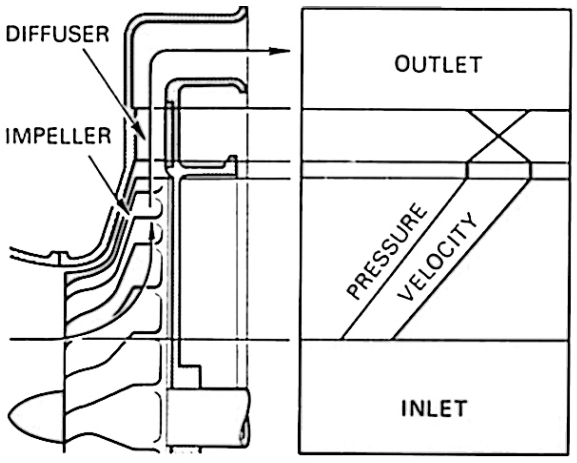
کمپـــرســـــــور

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 اینجـا بـا افـزودن سـوخت احتـراق صـورت پـذیرد. کمپرسور به دو نوع "گریز از مرکز" **(centrifugal)** و "محوری" **(axial)** یافت میشود :

الف) کمپرسـور 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 کانـال بین آنها واگرا بوده و به آنها **RGV=rotating guide vanes** گویند، به هنگام چرخش کمپرسـور هـوا وارد میان پره ها گشته و در اثر نیروی گریز از مرکز به صورت شعاعی به سمت خارج **impeller** حرکـت کـرده و چون انرژی‌اش توسط کمپرسور افزایش یافته پس هم سرعتش و هم فشارش افزایش می‌یابد. توجه نمایید که در این حالت قانون برنولی صـادق نیـست. مـی‌توانیـد بگوییـد چـرا؟ هـوا پـس از خـروج از **impeller** وارد **diffuser** میشود که کانالی واگرا است و در اینجا طبق قانون اولر سرعتش کاهش و فشارش افزایش می‌یابد و پس از آن از طریق مجراهای زانوئی شکل که با آن **elbow** یا **air outlet casing** می‌گویند به محفظه‌هـای 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 اشـکال زیـر یافت شود:



1- Single stage single entry

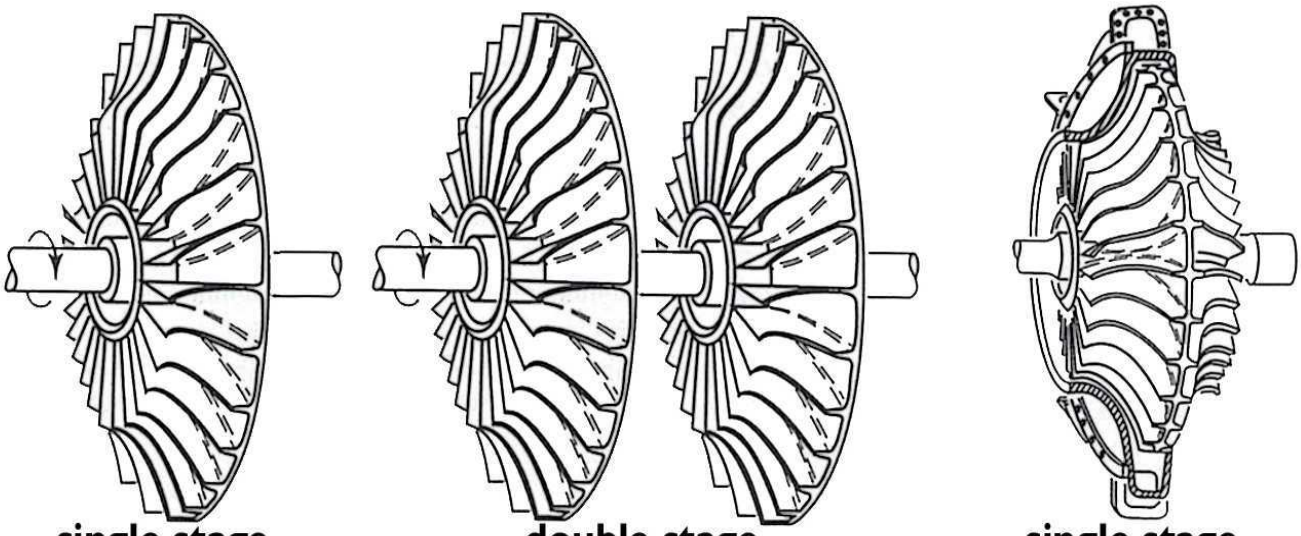
2- Double stage single entry

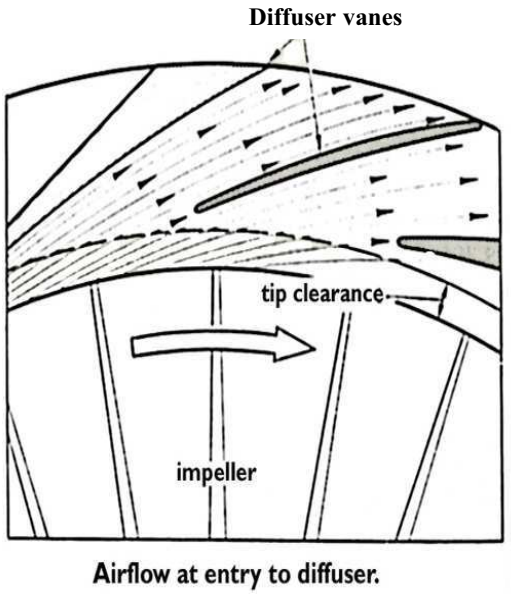
3- Single stage double entry

جنس صفحهٔ **impeller** از آلیاژ آلومینیوم است ولی جـنس تیغـه‌هـای آن بـه خـاطر اسـتحکام بیـشتر و جلوگیری از صدمه ممکن است از آلیاژ فولاد باشـد و البته هر دو آلیاژ به صورت **forged** هستند.

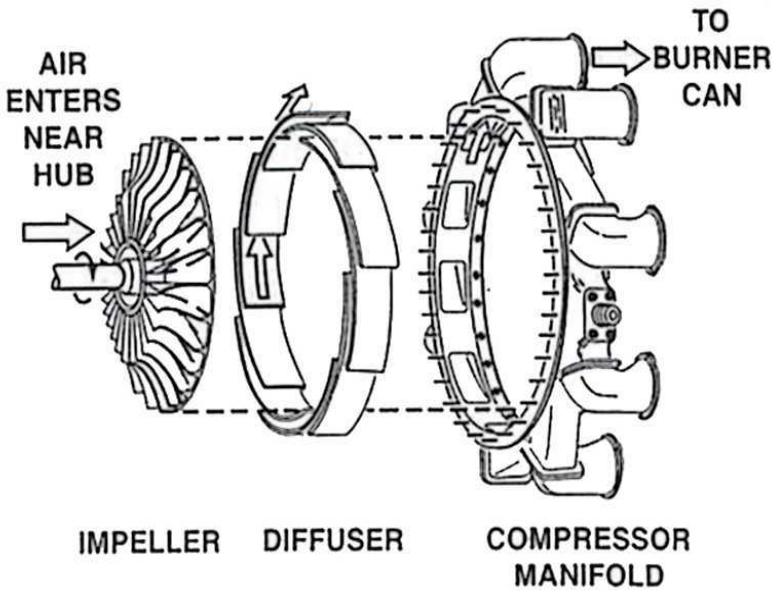
محـــاسن و معـــایب

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** تقریباً **5:1** بوده ولی به علت افت حاصل از تغییر جهت شدید هوا بیشتر از دو **stage** نمی‌شود بکار برد. ضمناً 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. در موتورهای مدرن سری **PWC-150** مورد استفاده در هواپیماهای **QTOL** ، ضریب تراکم به مرز **18:1** رسیده است. به این نوع **radial outflow compressor** نیز می‌گویند.





Airflow at entry to diffuser.

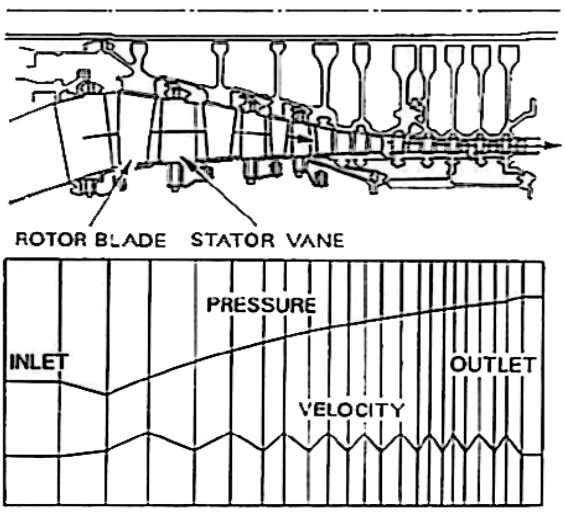


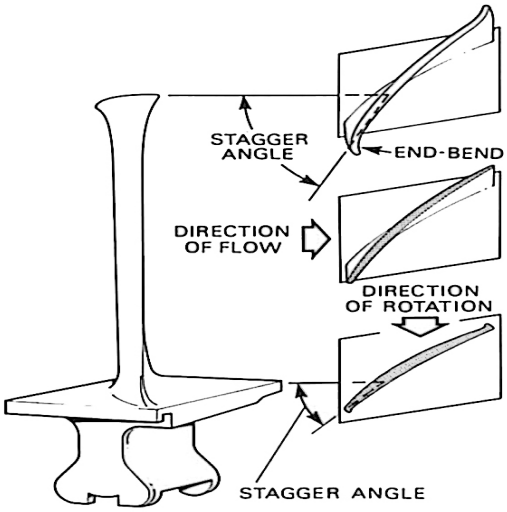
ب) کمپرسور محوری :

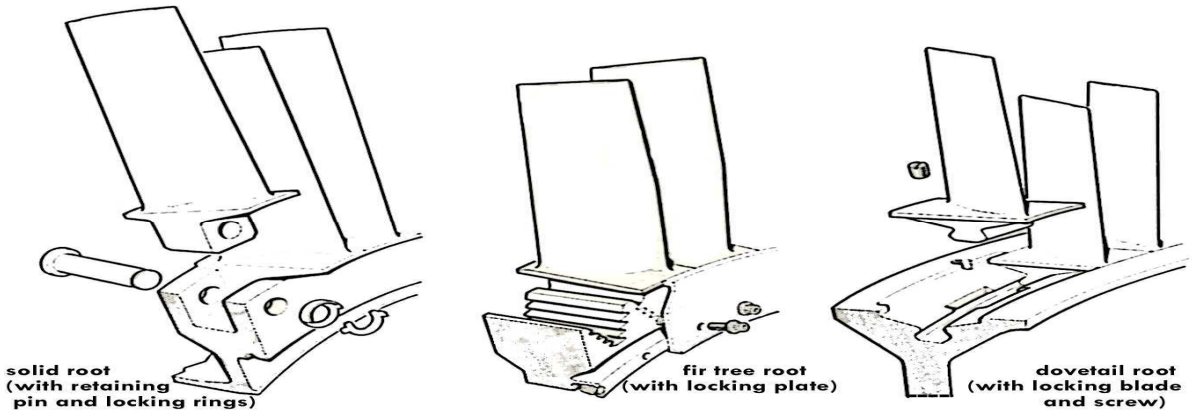
در این نوع کمپرسورها جریان هوا بصورت تقریباً خطی و به موازات **axis** بوده و بهمین خاطر است که **axial flow** نامیده میشوند و دارای مزایای عمده نسبت به نوع قبلی بوده و به همین خاطر همه موتورهای مدرن از این نوع کمپرسور استفاده می‌کنند.

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. توجه نمایید که در این حالت قانون برنولی صادق نیست. می‌توانید بگویید چرا؟ 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 عرض 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 ضریب تراکم آن، ممکن است از آلیاژ فولاد باشد.



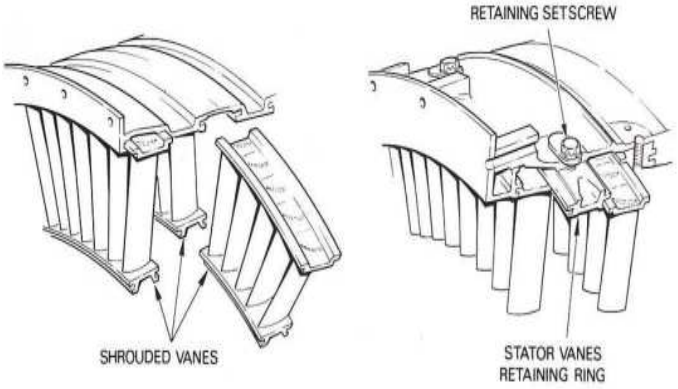




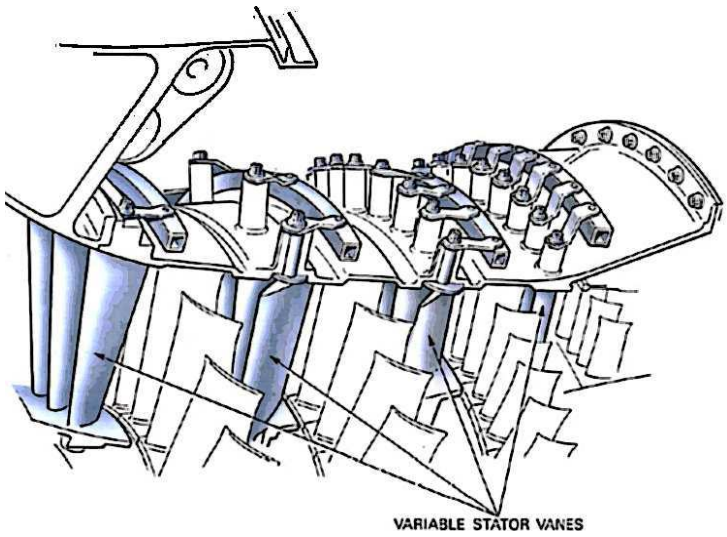
Methods of securing blades to rotor.

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 اولر 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 محوری و هم فشارش زیاد شده ولی در **stator** سرعت محوری کاهش و فشار باز هم افزایش می‌یابد. بنابراین در طول کمپرسور سرعت محوری 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

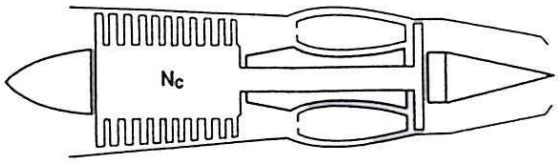


Methods of securing vanes to compressor casing.

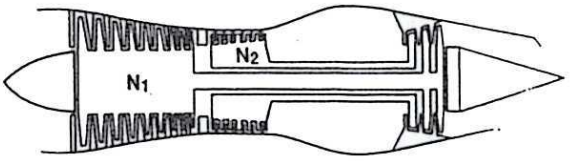


دو محوری **(twin spool)** و حتی سه محوری **(triple spool)** ساخته میشوند که این تکنیک نیز یکی از روش‌های افزایش راندمان و انعطاف پذیری موتور و جلوگیری از واماندگی است.

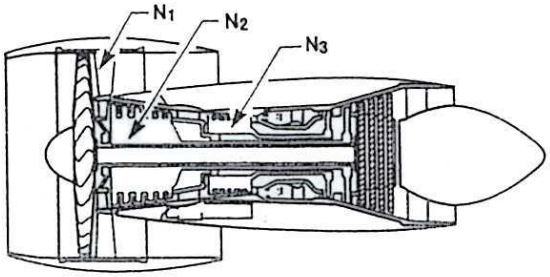
Hint✍ : **در موتورهای نسل جدید هم چون R.R. Trent با استفاده از آئرودینامیک پیشرفته این ضریب به 1.35:1 افزایش یافته و این موتور به ضریب تراکم خیره کننده بیش از 50:1 دست یافته است که ضمن افزایش تراست موجب کاهش sfc نیز شده است. ضریب کنارگذر 11:1 این موتورها باعث کاهش شدید صدا و بهبود راندمان رانشی شده است.**



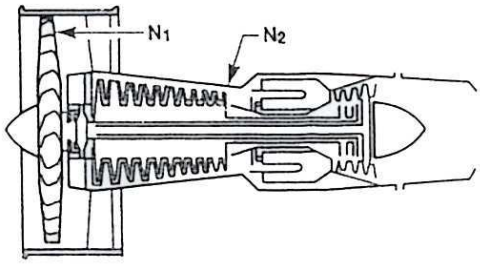
A)single-spool compressor



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 هـوا را گرفتـه و در طـول خـط مـستقیم آنـرا بـه **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 اسـت از آلیاژهای مخصوص فولاد به صورت **hollow** سـاخته شـده و بـر روی **roller bearings** و **ball bearings** قـرار می‌گیرد.

محـاسن و معـــــایب

این نوع کمپرسور نسبت به نوع گریز از مرکز دارای مزایای متعددی است مـثلاً **frontal area** آن کمتـر اسـت پـس پسای کمتری ایجاد میکند. ضریب تراکم آن بیشتر است پس تراست بیشتری تولید کرده، و از این رو کـارائی آن بـالا 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 مخـصوص موتورهای بزرگ و قوی است.

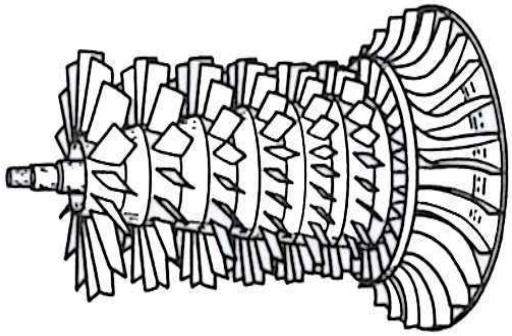
بالانس کمپرســـــــور

واضح است که کمپرسور قطعه‌ای سنگین و دوار است پس باید به منظور جلوگیری از لـرزش و پیامـدهای آن بـالانس باشد و این بالانس به صورت استاتیک و دینامیـک صـورت مـی‌پـذیرد. در حالـت اسـتاتیک هریـک از دیـسک هـا بـا تیغه‌هایشان بالانس میشوند و در حالت دینامیک مجموعه کل کمپرسور روی دستگاه سـوار شـده و بـا دور بـالا آن را چرخانده و با کم و زیاد کردن **balancing plugs** اقدام به بالانس مینمایند.

کمپرســـــــور ترکیبی

بمنظور سود بردن از محسنات متعدد هر دو نوع کمپرسور و نیز رهائی از برخی معایب آنهـا کمپرسـور ترکیبـی طبـق تصویر طراحی گردید. از این طرح در سال‌های گذشته در بسیاری موتورهای جت کوچک برای نـصب در هواپیماهـای جت اختصاصی و نیز هلیکوپتر استفاده شده است. طبق تصویر کمپرسور محوری در جلو قرار گرفته و با وجـود سـطح مقطع کوچک بخاطر سرعت خطی بالا **mass flow** بالائی تولید می‌نمایند. قسمت **centrifugal** این هـوا را تحویـل گرفته و در یک مرحله ضریب تراکم بمراتب بالاتری را در مقایسه بـا کمپرسـور محـوری موجـب میگـردد. کمپرسـور ترکیبی بخصوص برای موتورهای جت دارای محفظه احتراق **reverse flow** مناسب است. این نوع موتـــور دارای

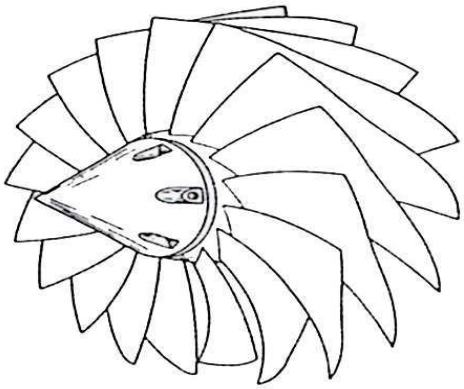
محسناتی همچون طول کمتـر و در نتیجـه وزن کمتر بوده ولی بمنظور در بـر گـرفتن ایـن نـوع محفظه احتراق با قطر بیشتری طراحـی میـشود بنابراین استفاده از کمپرسور گریز از مرکز که بـا توجه به ماهیت آن دارای قطر بمراتب بیـشتری از کمپرسور محـوری معـادل خـود میباشـد. در اینجا ایرادی محسوب نخواهد گردید.



Combination axial-centrifugal flow compressor.

کمپرســـــور 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 مـورد مطالعـه قـرار گرفـت ولـی بـه علـت ضـعف تکنولوژی در آن زمان تولیـد آن بـه علـت رانـدمان پائین متوقف شد. گرچه فعلاً از این نـوع کمپرسـور در موتورهای پروازی استفاده نمیشود ولی بـا توجـه بـه پیـشرفتهای حاصـله احتمـال اسـتفاده از آن در موتورهای کوچک در آتیه نزدیک می‌رود.

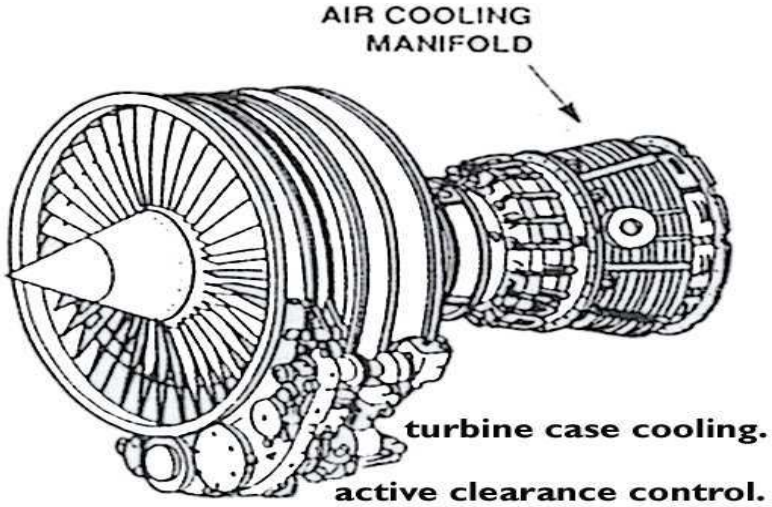


Mixed flow compressor

Active clearance Control

این یک ابتکار تازه بکار رفته در موتورهای جدید، بمنظور بهبود فرآیند تراکم است. طبق تصویر یک چنین سیـستمی هوای خنک را در شبکه لوله کشی اطراف موتور جاری میسازد و در نتیجـه اثـر خنـک کننـدگی آن پوسـته خـارجی کمپرسور درسطحی مطلوب جمع گشته و **clearance** ایده‌آل بین نوک تیغه‌های کمپرسور و پوسته آن حفظ میگردد

این سیستم مقدار جریـان هـوا را بطریقـی برنامه ریزی مینماید تا ضریب تراکم بهینه کمپرسور را در قدرت‌هـای مختلـف موتـور فراهم سازد بدین طریق راندمان بهتر موتور و در نتیجه **sfc** آن کمتـر حاصـل خواهـد شد. از این تکنیک طبق تـصویر در پوسـته تـوربین نیـز اسـتفاده شـده و **tip loss** در کلیه قدرت‌های موتور حداقل خواهد بود.



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.

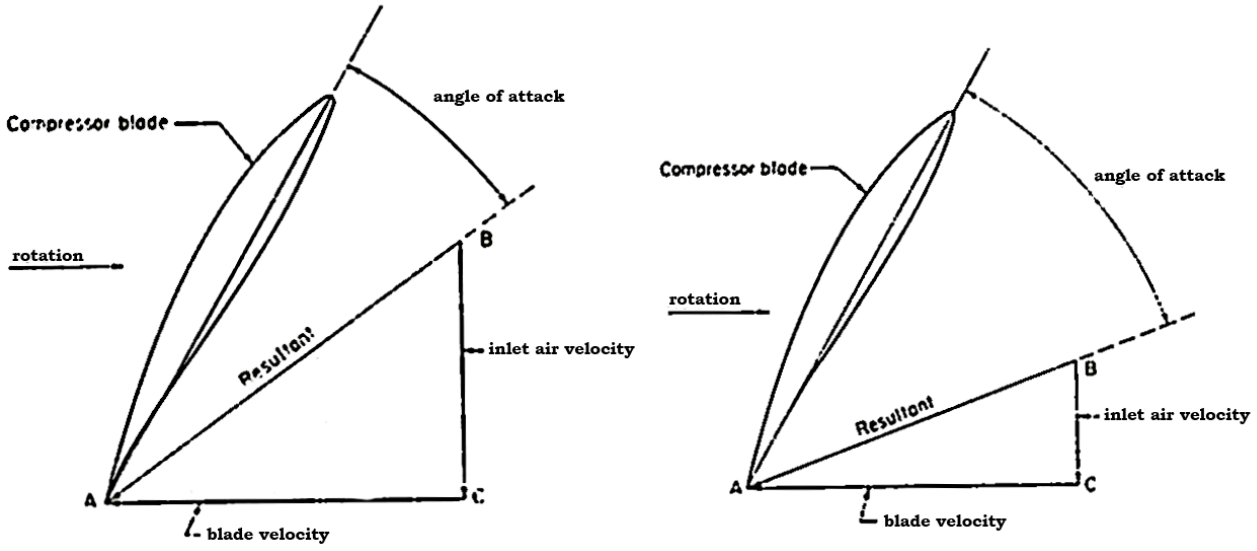
B) کمپرسور می‌لرزد چون جریان هوای آن مغشوش شده است.

C) عقربه دورسنج می‌لرزد زیرا موتور نرم کار نمی‌کند.

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

E) تراست موتور کم میشود.

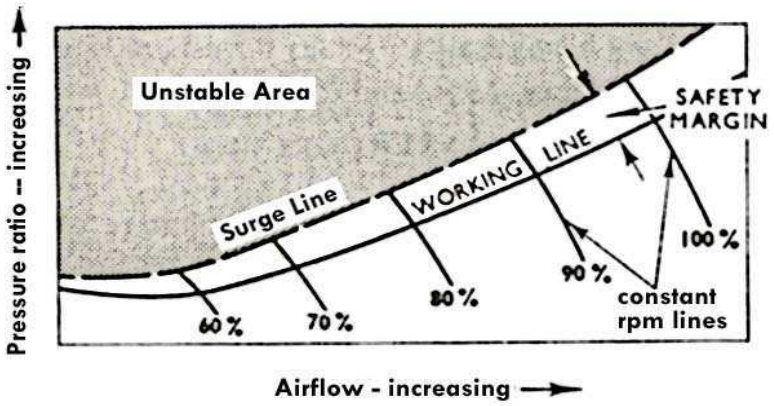
Hint 1 : اجسام چرخان همچون ملخ و تیغه کمپرسور دو حرکت دارند یکی چرخشی و دیگری رو به جلو بنابراین با دو جریان هوا مواجه بوده و برآیند این دو بردار سرعت هوا، طبق تصویر باد نسبی را تشکیل میدهد. و تغییر هریک از این سرعتها میتواند مقدار و جهت باد نسبی را تغییر داده و در رابطه با واماندگی کمپرسور این نکته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



Hint 2 : 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 **airflow** 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. موتورهای بزرگ و پیشرفته نظیر **JT9D** دارای چند عدد **bleed valve** در طول کمپرسور هستند که با افزایش دور موتور به ترتیب شروع به بسته شدن نموده و در دور **max** همگی بسته گشته و موجب عملکرد بهتر موتور می‌گردند.