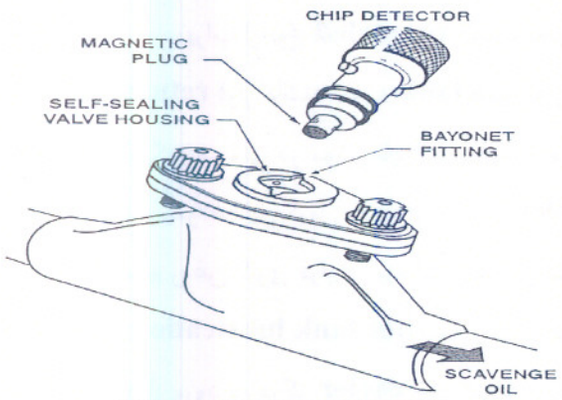
وجود دارد. روغن بعد از روغنکاری یاتاقان ها به کف **bearing housing** ریخته و سپس توسط **scavenge pumps** به محفظه روغن بازگردانده میشود.

Hint : باید توجه داشت که در موتورهای **twin spool** در مسیر جریان روغن به سمت **LP compressor front bearing** یک **metering pump** وجود دارد که نیرو محرکه آن از محور **LP compressor** تامین میشود و وظیفه آن اینست که در حالت **starting** که **starter** فقط **HP compressor** را به حرکت در می آورد و در لحظات اولیه دور کمپرسور فشار پایین کم است، از **flooding** و سرریز شدن یاتاقان ها جلوگیری میکند.

⑤ **scavenge pumps :** این پمپ ها نیز از نوع **gear type** بوده و معمولا به صورت **pack** در داخل گیربکس قرار داشته و دارای محور مشترک هستند. در موتور جت نیز ظرفیت **scavenge pump** بیشتر از **pressure pump** است که دلیل آن افزایش حجم روغن به علت حرارت و مخلوط شدن با هوای یاتاقان ها است. در نتیجه یاتاقان ها کاملا تخلیه شده و جریان روغن به سمت انها افزایش می یابد.

⑥ **strainers and magnetic chip detectors :** در خط برگشت روغن و قبل از **scavenge pumps** توری های سیمی قرار گرفته اند که با گرفتن مواد خارجی، روغن از صدمه به **scavenge pumps** ممانعت به عمل می آورند. در ورودی صافی ها برای جذب براده های آهنی **magnetic chip detectors** قرار دارند که با چک کردن آنها میتوان به عیوب داخلی موتور پی برد و چنانچه مقدار براده جمع شده از حدی بیشتر باشد، منجر به تعویض موتور میگردد. در بعضی موتورها چنانچه **chip detector** براده بگیرد چراغی در کابین خلبان روشن میشود.



Magnetic chip detector

Hint : همانطور که در ابتدای بحث عنوان شد چون در موتورهای جت به علت فقدان قطعات **reciprocating** و نحوه کار موتور، **load** فیزیکی کمتر از موتورهای پیستونی است، از روغن رقیق با چسبندگی کم استفاده میشود و به همین سبب نیروی لازم برای استارت موتور حتی در هوای سرد تا **-40°c** کم است. لیکن در موتورهای توربوپراپ به علت وجود گیربکس کاهنده دور نیز سیستم تغییر گام از روغن غلیظ تر استفاده میشود. در خاتمه برای آشنایی بیشتر شما دانشجویان عزیز سیستم روغنکاری یک موتور بزرگ و معروف قدیمی **P&W JT8-D** که روی بسیاری هواپیماها نصب است را به عنوان نمونه ارائه کرده ام، باشد که با مطالعه آن درک بیشتری از این سیستم حاصل شود.

JT8D- Turbofan Lubrication System

The JT8D is a dry sump hot tank lubricating system. Oil tank capacity is 6.3 gallons of usable oil and a 27% expansion space. This system contains one gear type pressure pump, one dual gear scavenge pump, and three single gear scavenge pumps. The JT8D lubrication system does not utilize a thermostatic bypass valve in fuel-oil cooler, but there is a pressure bypass valve which allows oil to bypass the cooler in the event of high oil viscosity during cold weather starting or in the event of core clogging.

The engine does not need a thermostatic bypass to provide for increased oil flow to the bearings during starting as some engines do. Oil pressure is regulated to 40 to 55 pound per square inch gage (psig) at the fuel-oil cooler outlet by a special pressure regulating relief valve design, and this assures sufficient lubrication during start and warm-up. The regulating valve mechanism is shown in figure at 'B', and the sensing oil line can be seen running from the cooler outlet back to the regulating valve. System pressure is maintained at the cooler outlet regardless of whether the main oil filter or oil cooler are bypassing or whether they are flowing normally. This occurs because this regulating type valve senses pressure downsteam of the oil cooler. If, for instance, oil pressure drops at this point due to high oil viscosity or blockage of some type, the sense line signals the regulating valve to bypass less oil back to the supply side of the oil pump and thus deliver more oil to the system. The oil pressure in the system is much higher at times in the upstream side of the oil cooler than it is at the downstream side. If the inlet pressure of the main filter is 70 pounds per square inch gage higher than the outlet pressure, a bypass condition will exist. Similarly if the fuel oil cooler inlet pressure is 75 pound per square inch gage more than the cooler outlet pressure, a bypass condition will exist.

1-Pressure subsystem flow path

a) oil tank- pressurized to 5 (psig) ;

b) main oil pump- a gear type, capacity 35 gallons per min at take-off ;

c) main oil filter- bypass setting, 70 pounds per square inch differential, oil filter check, 150 hours maximum ;

d) regulating relief valve- sets oil pressure 40 to 55 pounds per square inch gage downstream of cooler ;

e) fuel cooled oil cooler- bypass setting , 75 pounds per square inch differential ;

f) oil pressure connection to transmitter, 40 to 55 pounds per square inch gage regulated oil pressure ;

g) oil temperature connection to transmitter, 130 °C maximum ;

h) low oil pressure light- during engine start, goes out at 35 psi differential, approximately 28% N_2 speed ;

i) No.1 last chance filter, oil jet, and bearing ;

j) No.2 and No.3 last chance filter, oil jets, and bearings, and bearing of tower shaft ;

k) No.4 and No.5 last chance filters, oil jets and bearings ;

l) No.6 last chance filter, oil jet, and bearing ;

m) No.4-1/2 oil jet and bearing .

2- Scavenge subsystem flow path

a) No.1 bearing sump-scavenged by a gear pump located in the No.1 bearing sump, out through and external line, directly into the main accessory gearbox sump ;

b) No.2 and No.3 bearing sump- drains down through the gearbox driver shaft housing in to the accessory gearbox sump ;

c) No.4-1/2 bearing sump- scavenged by one element of a dual gear pump, located within the sump, and out thought and external line which interconnects the accessory gearbox scavenge pump return line to the oil tank ;

d) No.5 bearing sump- scavenged by the second element of the dual gear pump within the sump and out through an external line, which also serves to carry No.4 and No.4-1/2 bearing oil to the accessory gearbox ;

e) No.6 bearing sump- scavenged by a gear pump located within the sump and out through combination vent and scavenge tube located within the low pressure turbine shaft. No.6 scavenge oil then mixes with No.5 scavenge oil and returns to the accessory gearbox by an external line ;

f) Accessory gearbox sump- scavenge by a pump located within the sump. Oil is returned to the oil tank de-aerator via an internal passageway ;

3-vent subsystem sequence of flow

a) No.1 bearing sump- vents through an external line into the accessory gearbox ;

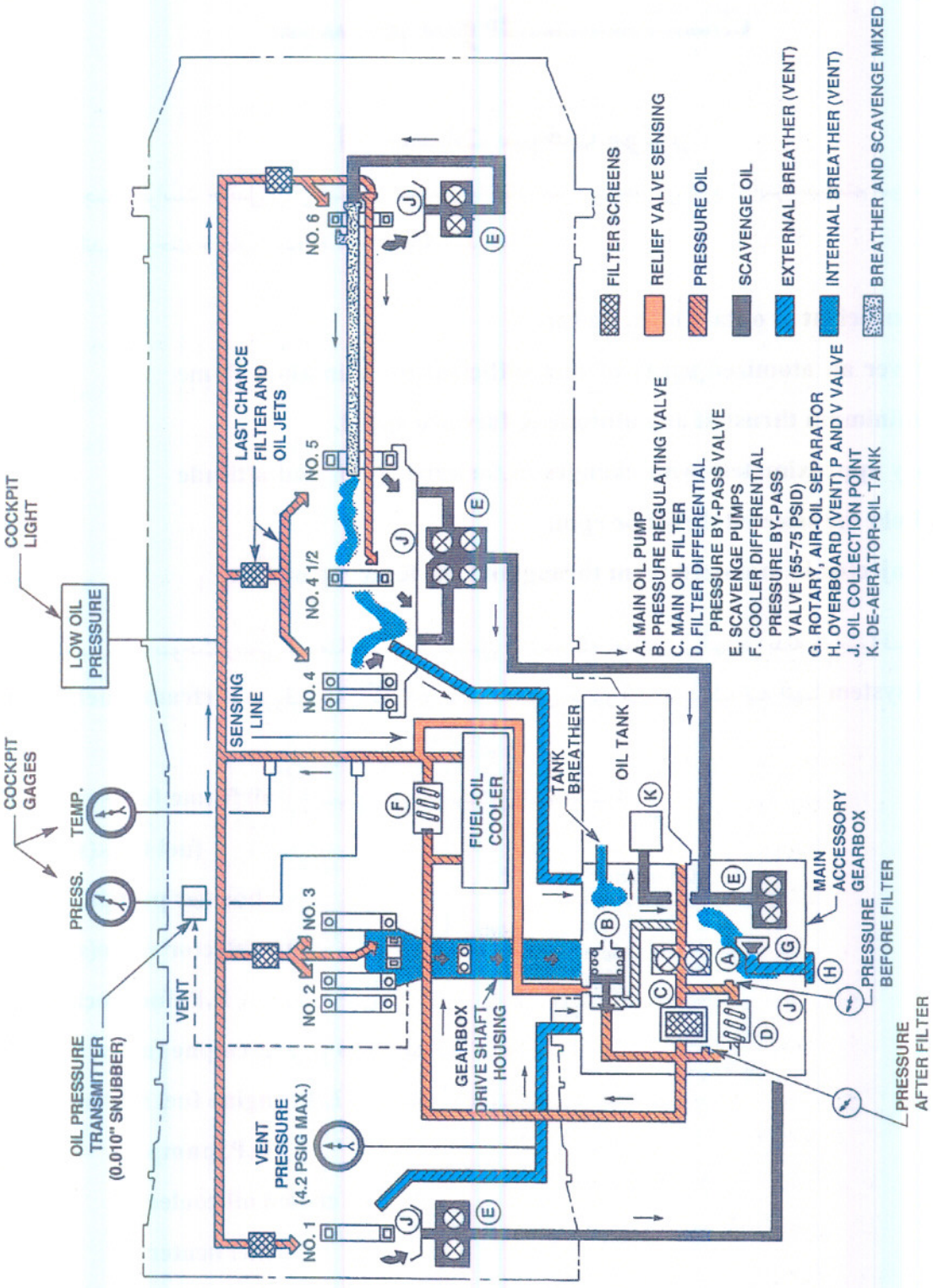
b) No.2 and No.3 bearing sumps- vents down through the gearbox ;

c) No's 4,4-1/2 , and 5 bearing sumps- vent through an external line into the accessory gearbox ;

d) No.6 bearing sump- vents through a mixed vent / scavenge tube provided within the low pressure turbine shaft, to the vent for bearings 3,4 and 5 ;

e) Oil tank expansion space- vents through and internal passageway which interconnects the oil tank to the accessory gearbox ;

f) Accessory gearbox- vents through the rotary air-oil separator and pressurizing and vent valve to the atmosphere.



P&W JT8-D turbofan lubrication system with hot oil tank.

فصل دوازدهم

سیستم سوخت

الزامات سوخت موتور

دور موتور جت و تراست حاصل از آن بستگی مستقیم با مقدار سوخت مصرفی دارد از اینرو سیستم سوخت رسانی باید قادر به رساندن سوخت حساب شده به **burners** باشد که :

i. **Be sufficient to obtain max. power.**
ii. **Deliver an atomized spray of fuel sufficient to maintain a flame at minimum thrust at any altitude & forward speed.**
iii. **Vary approximately with changes in forward speed and altitude to hold the selected thrust or rpm.**
iv. **Be injected in atomized form throughout the full rang of flow.**

بطور کلی سیستم سوخت رسانی از تعدادی واحد تشکیل گردیده که تعدادی از آنها در بدنه هواپیما قرار داشته و به **airframe fuel system** معروف بوده و تعدادی دیگر در روی موتور قرار دارد که به آنها **engine fuel system** میگویند.

☜ **airframe fuel system** از قسمت های زیر تشکیل شده است :

1) **fuel tank(s)**
2) **booster pump(s)**
3) **fuel selector valve(s)**
4) **L.P. fuel cock**

☜ **engine fuel system** نیز از دو قسمت تشکیل شده است :

1) **L.P. engine fuel system :** که شامل قسمت های زیر است :

i. **L.P. pump**
ii. **fuel cooled oil cooler**
iii. **fuel heater**
iv. **fuel filter**
v. **fuel flow transmitter**

2) **H.P. engine fuel system :** که شامل قسمت های زیر است :

i. **H.P. pump**

ii. **fuel control unit(F.C.U.)**

iii. **H.P. cock**

iv. **pressurizing valve**

v. **fuel nozzles**

Airframe fuel system

سوخت در داخل باک های هواپیما که موقعیت آنها در داخل بدنه یا بال و بعضی اوقات باکهای خارجی زیر بال است، ذخیره میگردد. تعداد باکها بستگی به نوع هواپیما داشته و ظرفیت سوخت هواپیما متناسب با برد آن میباشد. در داخل و ته باکها پمپ های الکتریکی **(boost pumps)** به صورت غوطه ور **(submerged)** قرار دارند که هدف اصلی آنها رساندن سوخت با فشار مثبت به **L.P. pump** در روی موتور است تا از ایجاد **vapor lock** در لوله ها جلوگیری شود بخصوص با توجه به اینکه هواپیماهای جت در ارتفاع زیاد پرواز میکنند کمبود شدید فشار هوا شرایط را برای تبخیر سوختِ مساعد مینماید. به کمک **selector valve** خلبان یا مهندس پرواز میتواند سوخت را از یک باک به باک دیگر و یا به موتور انتقال داده و بالاخره **L.P. cock** شیری است که برای قطع و وصل جریان سوخت از بدنه به موتور تعبیه شده است.

L.P. Engine fuel system

اولین قطعه این سیستم **L.P. fuel pump** است که بوسیله موتور گردیده و سوخت را با فشار مثبت به **H.P. fuel pump** رسانده و از ایجاد **vapor lock** جلوگیری میکند. قطعه دیگر این سیستم **fuel cooled oil cooler** است و همانطور که در سیستم روغنکاری عنوان شد، بعلت سرعت زیاد در هواپیماهای جت روغن توسط سوخت خنک میشود تا از ایجاد پسا جلوگیری گردد.

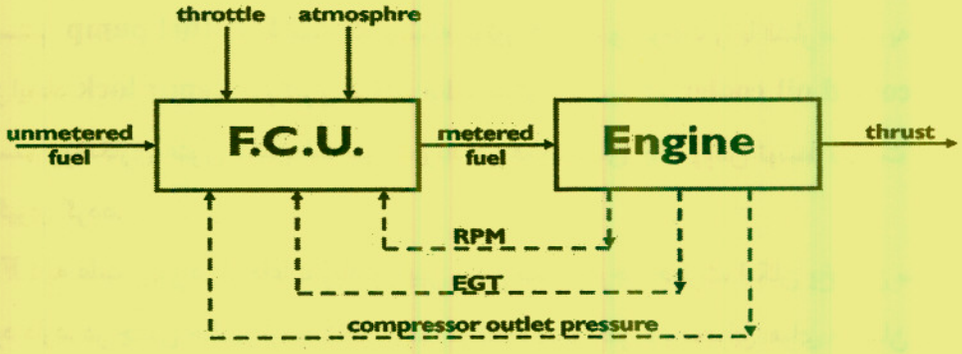
- **Fuel heater :** به علت پرواز در ارتفاعات زیاد و پایین بودن شدید درجه حرارت، امکان یخ زدن سوخت و گیر کردن فیلتر وجود دارد. در چنین حالتی ترموستات **fuel heater** عمل کرده و مجرای هوای جریان گرم **H.P. compressor** را به **fuel heater** باز کرده و با گرم کردن سوخت از یخ بستن آن جلوگیری مینماید. در بعضی از هواپیماها ممکن است موقع یخ بستن فیلتر چراغی در کابین روشن شده و خلبان با اطلاع از مسئله کلید **fuel heater** را روشن میکند.
- **Fuel filter :** به منظور جلوگیری از ورود احتمالی مواد خارجی به قسمت های حساس سیستم، فیلتر **micronic** در سیستم سوخت تعبیه شده و دارای **bypass** نیز میباشد. بالاخره چون آگاهی از میزان جریان سوخت برای خلبان مهم است، **fuel flow transmitter** که به صورت الکتریکی عمل میکند، سیگنال لازم متناسب با جریان سوخت را به نشاندهنده فرستاده و به صورت **PPH(pounds per hour)** نشان داده میشود.

H.P. Engine fuel system

➢ **H.P. fuel pump** : ایـن پمـپ نیـز **engine driven** بـوده و از نـوع پیـستونی بـه شـکل **variable displacement piston(plunger)** میباشد. همانطور که میدانید این پمپ ها دارای **cam plate** متغیری هـستند که با تغییر زاویه آنها طول حرکت پیستون ها تغییر کرده و خروجی پمپ تغییر مینماید. ایـن پمـپ هـا هماهنـگ بـا **FCU** کار کرده و سوخت را با فشار زیاد به سمت **burners** میفرستند و بطوریکه در قـسمت **FCU** شـرح خـواهیم داد، وظیفه **FCU** در واقع تغییر زاویه **cam plate** متناسب با وضعیت موتور با در نظر گرفتن عوامل مختلف همچون **rpm** و **EGT** و شرایط محیطی و ارتفاع بوده و بدین ترتیب سوخت با فشار مناسب به موتور تحویـل میگـردد. بـرای انجام کار خود **FCU** نیاز دارد تا پنج سیگنال به شرح زیر دریافت مینماید:

i. **throttle (thrust lever) movement**
ii. **compressor inlet air temperature & pressure**
iii. **compressor rpm**
iv. **compressor outlet pressure or burner pressure (P_b)**
v. **exhaust gas temperature (EGT)**

در موتورهای جت چون **FCU** ها جهت کنترل سـوخت از موتـور سـیگنال هـای لازم را طبـق دیـاگ
میدارند، از این رو به آنها **closed loop** میگویند. اما مثلا در موتور پیستونی چون به کاربوراتورهیچ س
فرستاده نمیشود از اینرو به آن **open loop** اطلاق میگردد.



انـــــواع FCU

اصولا وظیفه این واحد تامین سوخت کافی و قابل اشتعال در تمام وضعیت های دسته گـاز و در تمـام
پروازی (هوای سرد و گرم، ارتفاع پایین و بالا، سرعت کم و زیاد و ...) برای موتور میباشد و به سه نوع
electronic، **hydromechanical** یافت میشود که نـوع هیـدرومکانیکی در هواپیماهـای بازرگـ

کاربرد زیادی دارد. این نوع **FCU** به اشکال مختلف تا به حال ساخته شده که طرز کار یک مورد آن به اختصار شرح داده میشود.

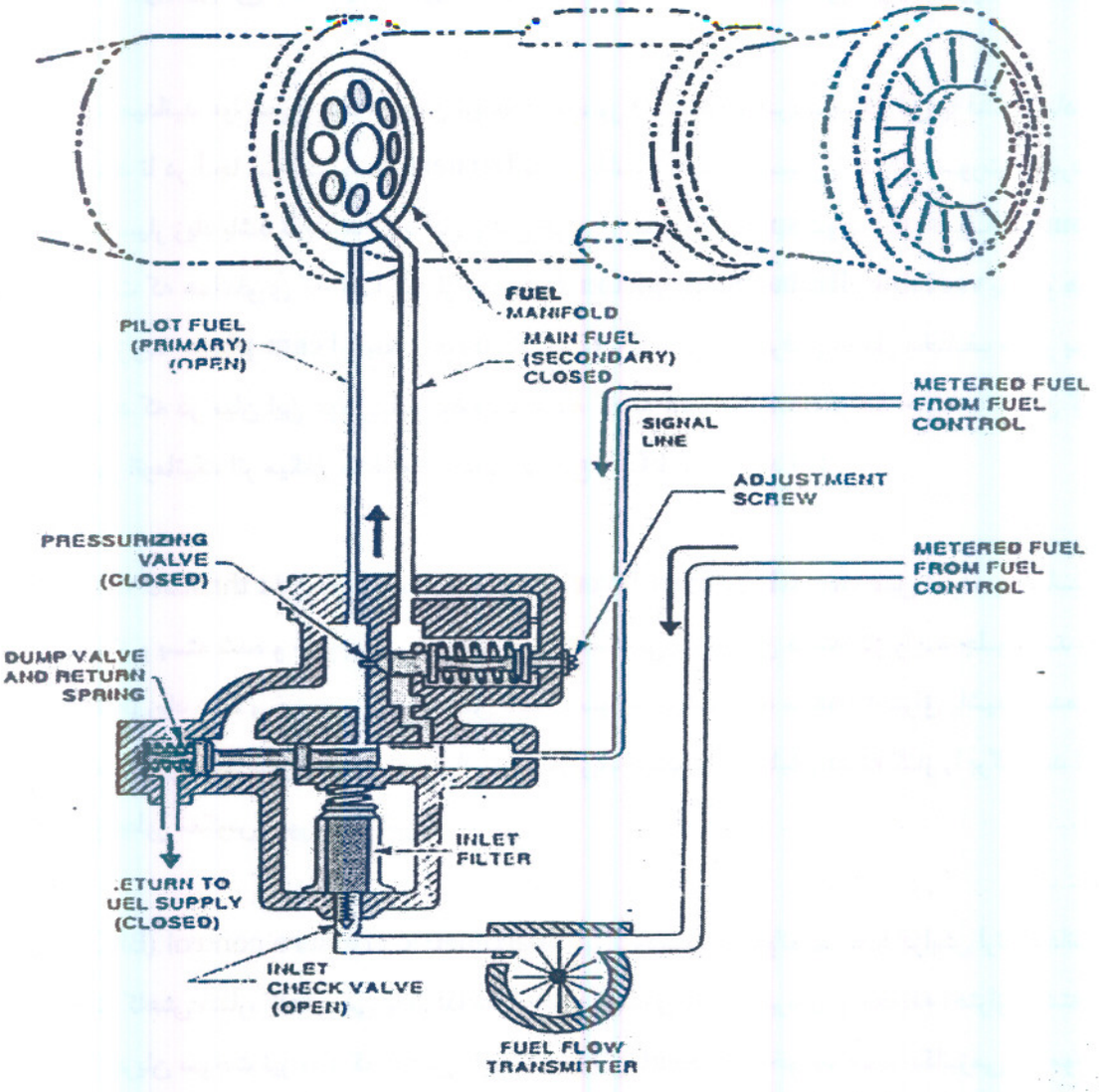
همانطور که میدانید هوا پس از فشرده‌شدن توسط کمپرسور (متناسب با ضریب تراکم آن) با فشار زیاد وارد محفظه احتراق میشود تا در آنجا سوخت توسط **burners** به آن پاشیده شده و سپس احتراق صورت پذیرد، پس فشار سوخت باید بسیار زیاد باشد تا بتواند در داخل چنین هوای پر فشاری **spray** شودو دلیل تعبیه **H.P. fuel pump** نیز همین است که همانطوری که گفته شد از نوع **variable displacement piston type** بوده و همراه با **FCU** عمل کرده و زاویه **cam plate** آن بطور خودکار توسط **FCU** با در نظر گرفتن عوامل مختلف موثر بر کار موتور تنظیم میگردد که در میان این عوامل فقط وضعیت دسته گاز به طور **manual** توسط خلبان تعیین گشته و بقیه عوامل به طور اتوماتیک اثر میگذارند. قطعات اصلی این نوع **FCU** ها عبارتند از :

1) throttle valve : این قطعه توسط دسته گاز **throttle (thrust lever)** عمل نموده و متناسب با وضعیت آن باز و بسته شده و خروجی پمپ را تغییر میدهد، یعنی اگر خلبان دسته گاز را به جلو دهد زاویه **cam plate** زیاد شده و خروجی پمپ افزایش یافته و سوخت بیشتری به محفظه احتراق پاشیده شده و دور توربین و در اثر آن کمپرسور زیاد گشته و تراست موتور زیاد میشود. اگر خلبان دسته گاز را برگرداند تمام مراحل فوق بطور معکوس صورت میپذیرد.

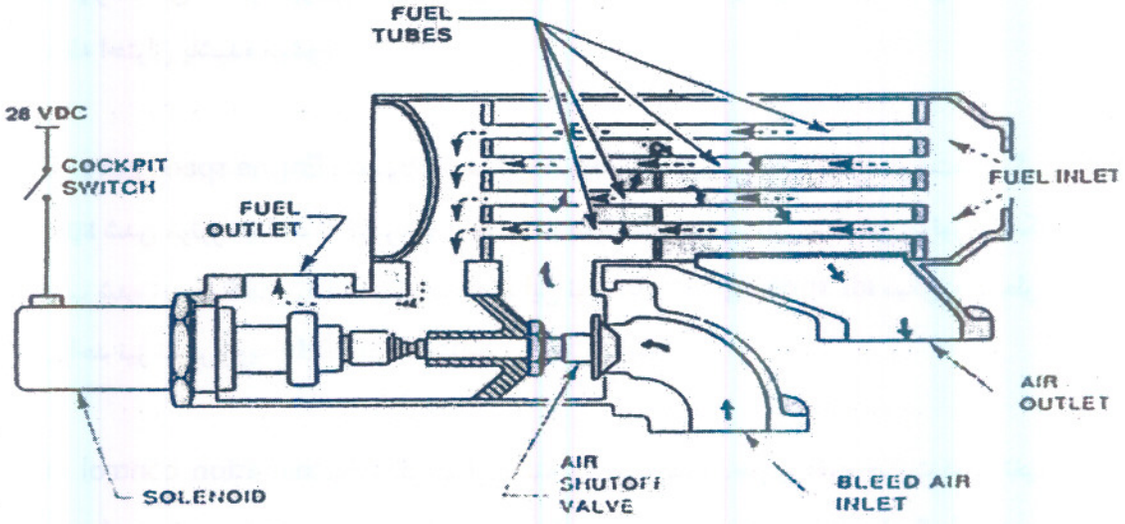
2) Barometric pressure control (BPC) : در آئرودینامیک خواندیم که با افزایش ارتفاع دانسیته هوا به علت کاهش فشار، کاهش می یابد. لذا مقدار هوای کمتری وارد کمپرسور و محفظه احتراق گشته و متناسب با آن جریان سوخت نیز باید که کاهش یابد و الا توربین **overheat** خواهد نمود. مکانیزمی که موجب این عمل میشود **BPC** نام دارد که هرچه ارتفاع افزایش می یابد، متناسب با **atmospheric condition** زاویه **cam plate** را کاهش داده و خروجی پمپ کاهش می یابد، در نتیجه فشار سوخت کم شده و سوخت کمتری به محفظه احتراق پاشیده میشود.

3) Engine speed governor : معمولا وظیفه این دستگاه، از طریق کنترل جریان سوخت، جلوگیری از **over speed** شدن موتور میباشد تا کمپرسور از ماکزیمم دور تجاوز ننماید ولی در بعضی موتورها ممکن است دور انتخاب شده توسط خلبان را کنترل نماید که به این نوع **all speed governor** میگویند و بطور کلی وظیفه این واحد نیز تغییر زاویه **cam plate** متناسب با نیاز میباشد.

4) Acceleration control unit : اگر خلبان دسته گاز را سریعا به جلو یا عقب حرکت دهد، تغییرات سریع و آنی جریان سوخت میتواند سبب مشکلات مختلف گردد. پس وظیفه این واحد هماهنگ کردن جریان سوخت و جریان هوا میباشد. مثلا در موقع **rapid acceleration** اولا از **over heating** جلوگیری میکند، ثانیا از



Pressurizing and dump valve with the engine operating at idle (primary manifold flowing fuel-only), dump valve closed.



Fuel heater

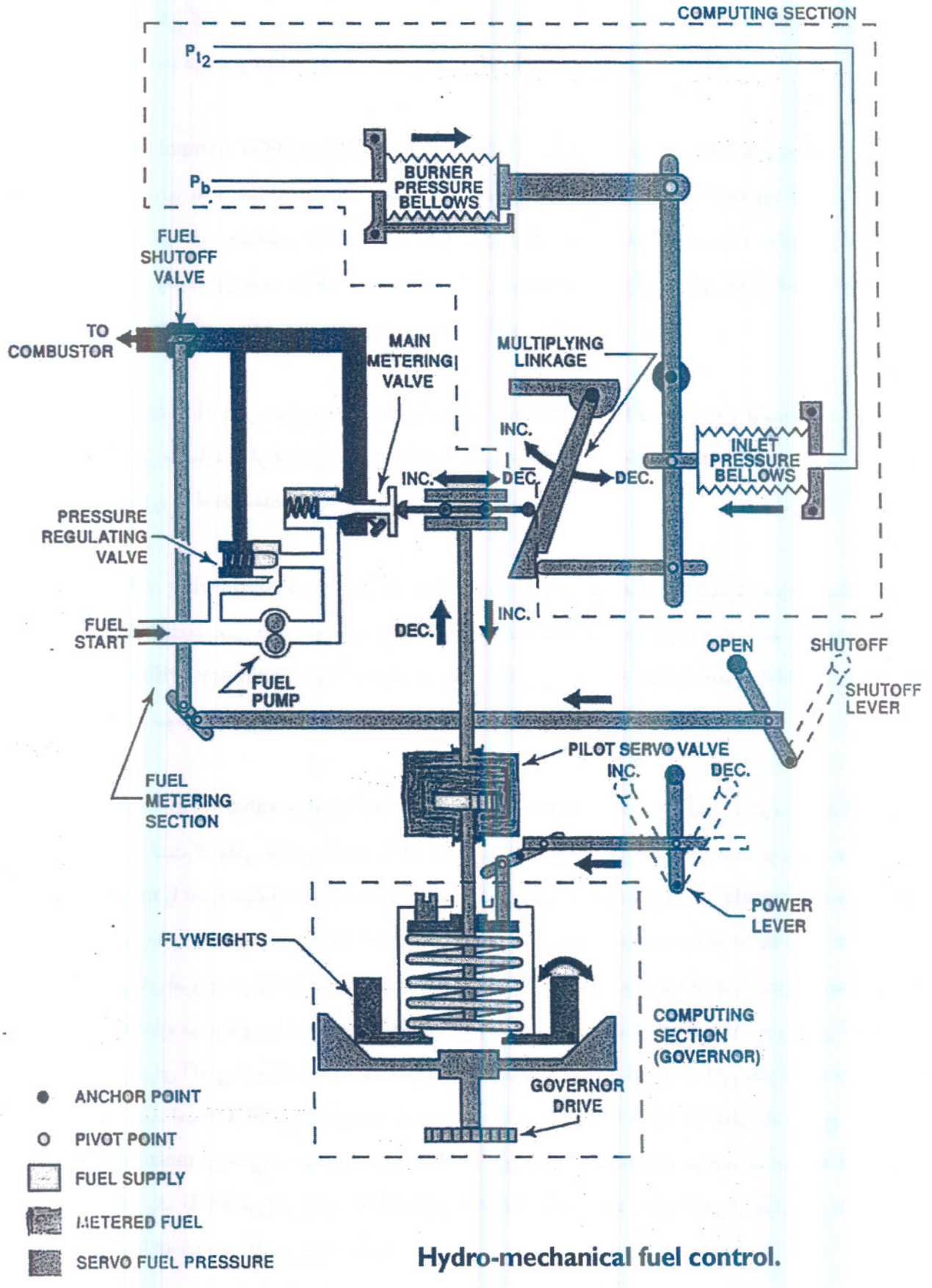
واماندگی کمپرسور ممانعت به عمل می آورد، ثالثا در نهایت از **rich blow out** محفظه احتراق جلوگیری مینماید. در موقع **rapid deceleration** از **lean die out** جلوگیری مینماید.

5) EGT control unit : همانطور که میدانید **EGT** را میتوان مهم ترین و به اصطلاح بحرانی ترین فاکتور در کار موتور به حساب آورد که مستقیما با سلامت موتور ارتباط دارد. لذا به جا خوهد بود که با کنترل آن به طور خودکار و جلوگیری از تجاوز آن از حدود مقرر از وارد آمدن صدمه به توربین و موتور جلوگیری به عمل آید و وظیفه این واحد نیز همین است که سیگنال مربوطه را از ترموکوپل هایی که در قسمت توربین یا اگزوز نصب شده اند دریافت داشته و جریان سوخت را کنترل نماید.

⇦ H.P. cock : این شیر در مسیر جریان سوخت به **fuel nozzles** قرار داشته و توسط دسته ای از داخل کابین عمل مینماید و اگر آنرا در وضعیت **off** قرار دهیم موتور خاموش خواهد شد و طبیعی است موقع روشن کردن موتور، در لحظه مقتضی باید در وضعیت **on** قرار داده شود.

⇦ Pressurizing valve : همانطور که قبلا شرح داده ایم در موتورهای پر قدرت سوخت پاش ها از نوع **duplex** هستند، یعنی دارای دو مجرا برای پاشیدن سوخت هستند که در قدرت های کم سوخت کم فشار از طریق **primary orifice** پاشیده میشود، ولی وقتی موتور پر قدرت کار میکند، این **valve** باز شده و اجازه میدهد که سوخت از طریق **main orifice** نیز پاشیده شود.

⇦ drain valve=dump valve=drip valve : این **valve** در آخرین نقطه سیستم سوخت قرار داشته و کارش این است که وقتی خلبان **H.P. cock** را میبندد، تا موتور خاموش شود باز شده و سوخت داخل **fuel manifold** را تخلیه مینماید، در نتیجه این سوخت که فشارش کم است از طریق **nozzle** به محفظه احتراق تراوش نکرده و ایجاد دوده در محفظه احتراق نمی نماید. طبق تصویر **pressurizing valve** و **dump valve** در موتورهای امروزی در یک واحد قرار داشته و به **P&D valve** موسوم است.دانشجویان عزیز توجه نمایند که در جهان به اندازه موتورهای ساخته شده **FCU** طراحی و ساخته شده است که هریک مکانیزم و اصول کار خاص خود را دارند و برای آگاهی از جزئیات امر باید به **manual** مربوطه مراجعه کرده و یا حتی بهتر است دوره خاص آن گذرانده شود. اصولا **FCU** دستگاه پیچیده ای بوده و همانطوری که بعدا در قسمت تنظیمات شرح داده ام **line maintenance** آن حتی در پیشرفته ترین **airline** های جهان بسیار محدود میباشد. در صفحه **2-68** دیاگرام ساده شده یک **FCU** امروزی از نوع **hydromechanical** دیده میشود. برای آگاهی از جزئیات و طرز کار آن به توضیحات ارائه شده در کلاس توجه نمایید.



Hydro-mechanical fuel control.

تنظیمـــــــات FCU

تعمیر ونگهداری **FCU** در خط پرواز معمولا محدود به پیاده کردن و تعویض آن و اتصال و **rigging** فرامین آن است. تنظیمات شامل وزن مخصوص سوخت، دور درجا و حداکثر تراست ممکن میباشد.

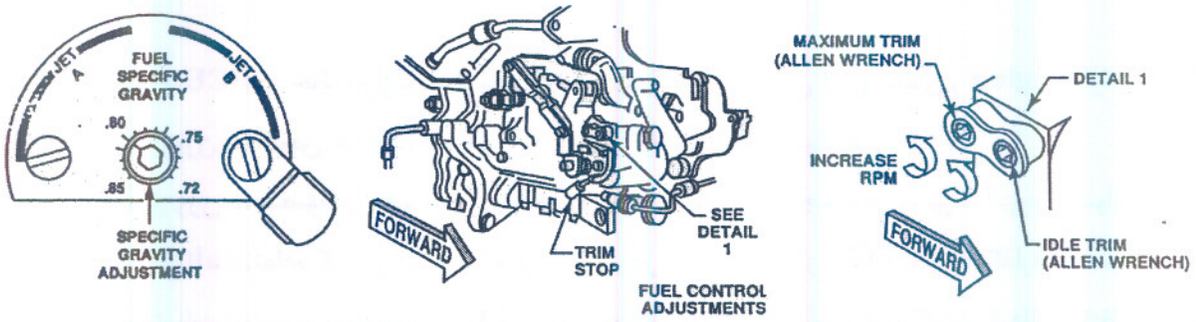
1) **تنظیم وزن مخـصوص :** همـانطوری کـه گفتـیم در موتورهـای جـت در صـورت لـزوم میتـوان از سنـوخت **alternate** استفاده کرد. از آنجایی که وزن مخصوص سوخت بر کار **FCU** تاثیر میگذارد در صورت تعـویض سوخت باید تنظیم مربوطه روی **FCU** تغییر داده شود تا نتیجه مطلوب عاید گردد. گرداندن تنظـیم مربوطـه روی **FCU** باعث تغییر فشار فنر **differential pressure regulating valve** میگردد.

2) **trimming :** منظور از این واژه تنظیم دور **idle** و حصول حداکثر تراست مجاز توسط موتور میباشد. هرگـاه موتور یا **module** یا **FCU** تعویض گردد، فرایند **trim** صورت میپـذیرد و بـرای ایـن منظـور موتـور بایـد در هواپیما نصب باشد. بعد از تنظیم دور **idle** گام اساسی، حصول حداکثر تراست مجاز توسط موتور بـوده و نیـل به حداکثر **fan rpm** یا حداکثر **EPR** مجاز (با توجه به نوع موتور) تضمین کننده این مسئله اسـت. طبیعـی است که به هنگام **trimming** شرایط محیطی همچون دمای محیط بسیار موثرند. مـثلا بـرای انـدازه گیـری دقیق دمای محیط موثر بر کار موتور غالب سازندگان توصیه کرده اند که دماسنج در سایه چاهک چـرخ دمـاغ نصب گردیده و مدتی صبر گردد تا پایدار شود. ضمنا برای نیل به نتایج مطلـوب فراینـد تـریم بایـد در هـوای بدون باد و کم رطوبت صورت پذیرد. ابتدا با در نظر گرفتن فشار و دمای محیط از جداول و چارتهـای مربوطـه حداکثر **EPR** یا **fan rpm** مجاز برای آن شرایط تعیین گشته و سپس فرایند تریم آغاز میشود. نیل بـه ایـن ارقام، مشروط به آن است که سـایر پارامترهـای اساسـی موتـور همچـون دور کمپرسـور **H.P.** و **EGT** و نیـز جریان سوخت در محدوده مجاز خود قرار گیرند در غیر این صورت یا خـود موتـور دارای مـشکلاتی همچـون کثیفی کمپرسور یا صدمه در آن یا صدمه در **hot section** بوده یـا **fuel scheduling** دارای مـشکل اسـت که باید چاره جویی گردد. البته فرایند تریم به صورت دوره ای نیز هـر از چنـد گـاه بـا توجـه بـه لـق شـدن تدریجی **linkages** صورت می پذیرد و طبیعی است که برای نیل به نتایج مطلوب بایـد بـه **manual** موتـور مربوطه مراجعه شود.

3) **acceleration check :** همانطور که قبلا بحث شد، دور گرفتن موتور و عکـس آن بایـد تـدریجی باشـد تـا مشکلاتی همچون داغ کردن موتور یا واماندگی و ... روی ندهد. بعد از خاتمه تریم دسته گـاز را از حالـت **idle** به **T.O.** میبریم، زمان مطلوب دور گرفتن برای اغلب موتورها بین **5** تا **10** ثانیه است و در غیـر ایـن صـورت باید آنرا تنظیم کرد.

4) **throttle spring back & cusion :** این مسئله بخـش مهـم دیگـر فراینـد تـریم اسـت و طبیعـی اسـت **rigging** باید طوری صورت پذیرد که فرامین روی خود **FCU** قبل از دسته گاز در کابین با **stop** های خـود تماس حاصل نمایند و طبیعتا دسته گاز در کابین در ابتدا و انتهای شیار حرکت خود فنریت پیدا خواهد کـرد و منظور از **cusion** فاصله برحسب اینچ از وضعیت دسته گاز در حالت **T.O.** تا انتهای شیار حرکت آن است

که تضمین کننده این مسئله است که در موارد اضطراری میتوان قدرت بیشتر از موتور کشید.



Electronic Engine Control (EEC)

امروزه سازندگان موتور جت سعی دارند در موتورهای خود با وجود پیچیدگی، از **FCU** الکترونیکی استفاده نمایند. منظور از این عنوان این نیست که **FCU** بطور کلی الکترونیکی شده است بلکه قسمت های عمده همچنان **hydromechanical** عمل میکنند ولی بخش کنترل کننده و فرمان دهنده الکترونیکی بوده و طبیعی است به علت حساسیت بالای **electronic circuitry** سیستم از دقت بیشتر و عملکرد بهتر برخوردار خواهد بود. به علت حاکمیت تام الکترونیک بر این سیستم عنوان جدید **FADEC** نیز به معنای **full authority digital engine control** به آنها اطلاق میشود. به عنوان مثال کمپانی معروف **Garrett** در دو موتور توربوفن جدید خود از کامپیوتری استفاده میکند که سیگنال های زیر را دریافت میدارد :

1. N_1 fan speed
2. N_2 –intermittent pressure compressor speed
3. N_3 –high pressure speed
4. T_{t2} –inlet total temperature
5. T_{t8} -high pressure turbine inlet temperature
6. P_{t2} –inlet total pressure
7. Input power - 28 volt DC
8. PMG -permanent magnet AC generator
9. PLA -power lever angle
10. IGV -inlet guide vane position
11. High pressure discharge static pressure

بخش الکترونیک **FCU** این داده های دریافتی را تحلیل نموده و دستور لازم برای تنظیم زاویه **IGVs** و نیز تنظیم جریان سوخت در بخش **hydromechanical** ارسال میدارد. همانطور که قبلا شرح دادیم، کنترل **active clearnce control system** نیز با این دستگاه است که بطور خودکار فاصله پوسته موتور را از قسمتهای دوار همچون توربین تنظیم نموده و به راندمان موتور کمک شایانی مینماید.

اطلاعات سازنده حکایت از این دارد که نسبت به همتای **hydro mechanical** خود این سیستم سوخت را بادقت بیشتری **meter** نموده و کنترل خودکار **overheat** و **overspeed** و **stall free acceleration** را از طریق نظاره مداوم بر پارامترهای اساسی موتور میسر ساخته است.

Example of Commercial Engine Fuel System (Pratt & Whitney JT8D)

The following is a complete fuel system schematic showing the relationship of all the components, one to the other, on a typical commercial sized engine. This configuration is typical of a Boeing 727 aircraft

Fuel Flow Sequence:

a. Aircraft fuel tank and boost pump;

b. Engine Centrifugal Boost Pump – Bypass set 0.5 to 1.0 pounds per square inch – differential;

c. Air-Fuel Heater – Bypass set to 20 ± 3 pounds per square inch – differential;

d. Low Pressure Fuel Filter – (40 micron disposable) bypass set to 8-12 pounds per square inch – differential;

e. Main Gear-Type Fuel Pump – Operating range 150 to 900 pounds per square inch – gauge;

f. Fuel Control – Fuel flows via high pressure filter (20 micron cleanable) bypass set to 27-30 pounds per square inch – differential;

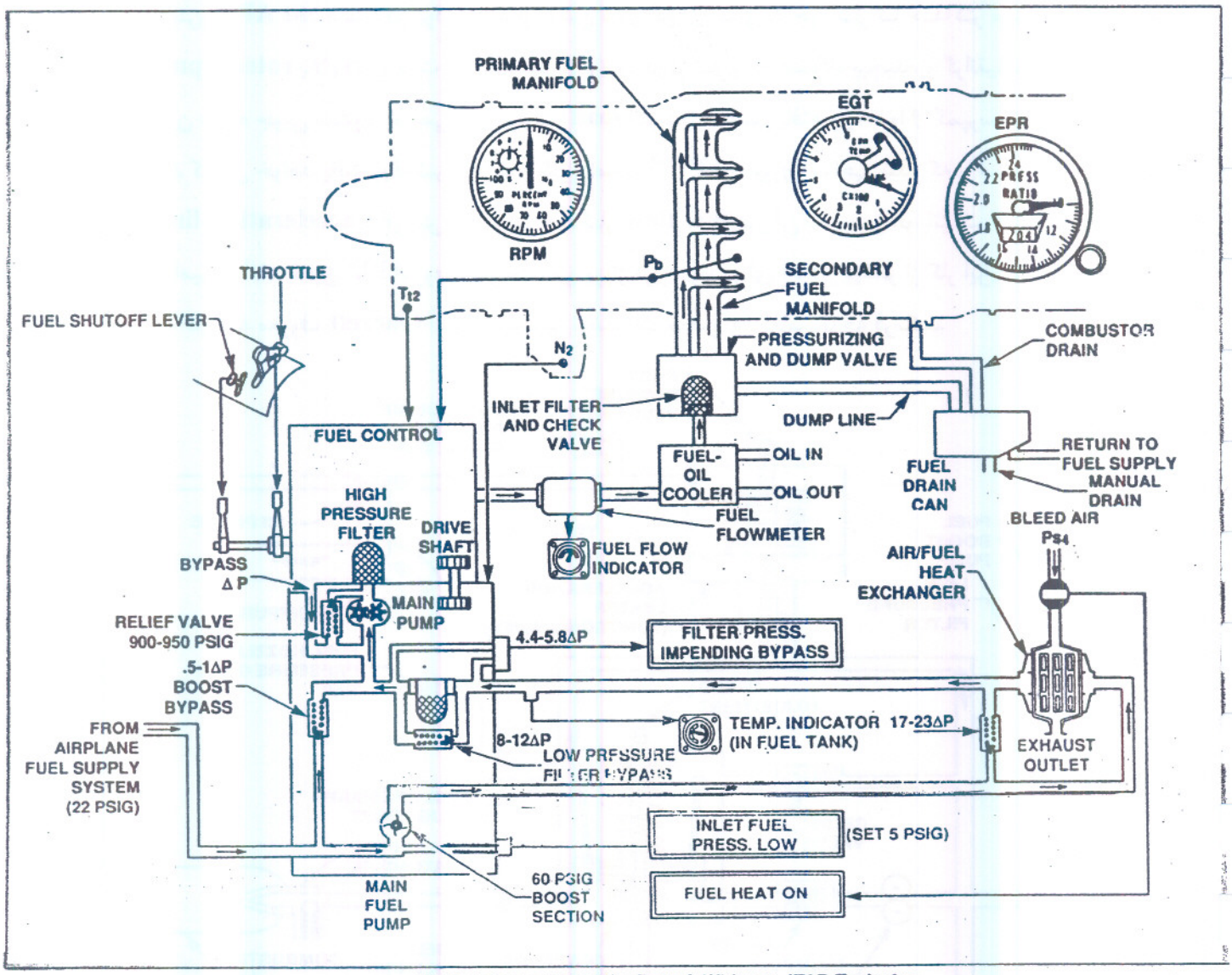
g. Fuel Flowmeter Transmitter;

h. Fuel-Oil Cooler;

i. Pressurizing and Dump Valve;

j. Primary Fuel Manifold and Primary Fuel Nozzles;

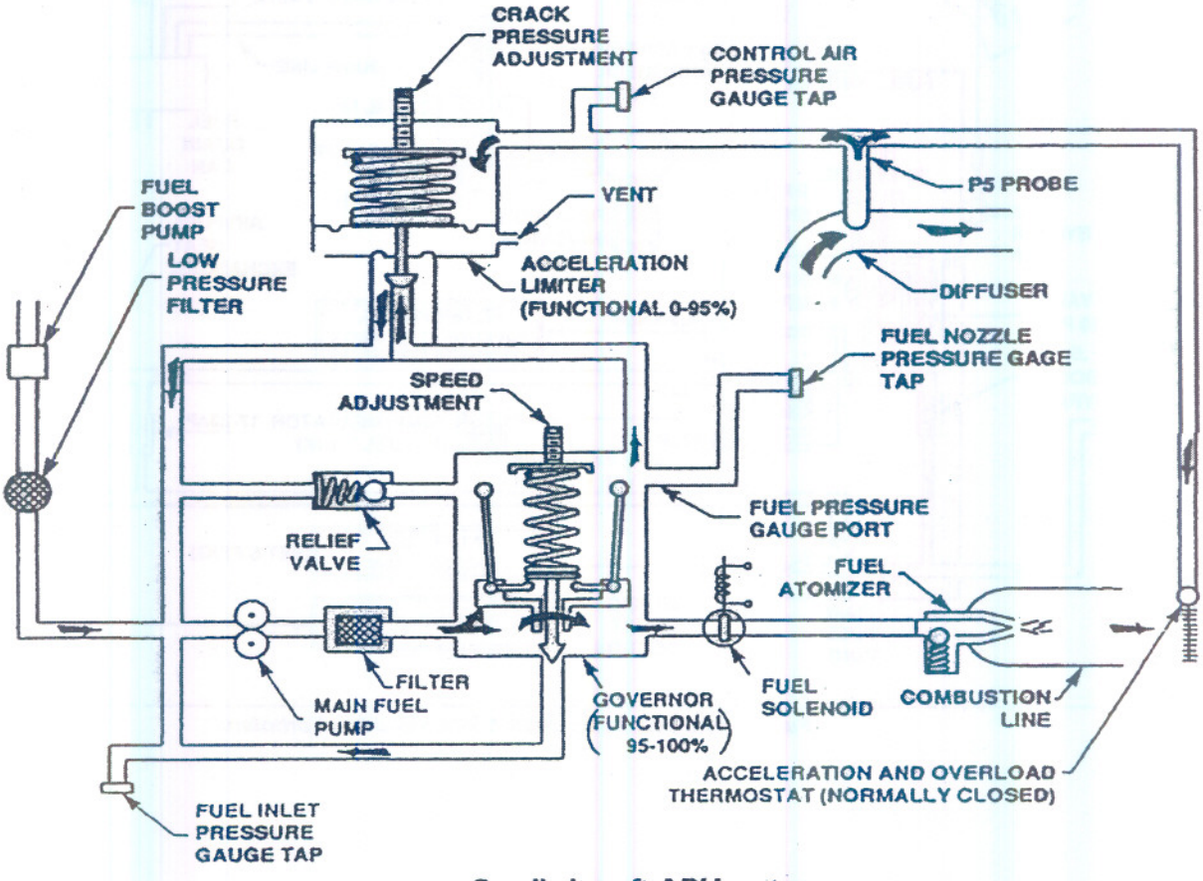
k. Secondary Fuel Manifold and Secondary Fuel Nozzles.



Fuel system schematic, Pratt & Whitney JT8D Turbofan.

سیستم ســـــوخت APU

APU یک موتور جت کوچک است که بـه عنـوان موتـور کمکـی معمـولا در دم هواپیماهـای بـزرگ نـصب میـشود و هنگامیکه موتورهای اصلی خاموش هـستند (معمـولا روی زمـین و نیـز در هـوا) در صـورت فقـدان تجهیـزات زمینـی **(GPU)** و یا عدم تمایل به استفاده از آنها به خاطر هزینه، خلبان یا مهندس پرواز آنرا روشن مینماید. هـدف اصـلی از این موتور چرخاندن آلترناتور و تامین برق هواپیما و نیز بـا **bleed** کمپرسـور آن تـامین نیازهـای نیومـاتیکی هواپیمـا همچون ارکاندیشن و ... است. نکته مهم در رابطه با کار **APU** آن است که چون برق هواپیما **110VAC** بـا فرکـانس ثابت **400Hz** است. برای اینکه فرکانس در حد **400Hz** ثابت بماند دور آلترنـاتور و در نتیجـه دور **APU** بایـد ثابـت بماند، از اینرو **APU** فاقد دسته گاز بوده و بعد از روشن شدن دور به صـورت خودکـار تـا حـداکثر ممتـد مجـاز و بـه اصطلاح **rated rpm** بالا رفته و ثابت می ماند. بدین ترتیب دیگر نیازی به دستگاه پیچیده و گرانقیمت **CSD** نبـوده ونیز در وزن صرفه جویی میشود. طبیعی است وقتی **load** آلترناتور افزایش یافته و یا هـوا از کمپرسـور **bleed** شـود، دور **APU** کاهش خواهد یافت وبالعکس. از اینرو طبق تصویر **FCU** آن طوری طراحی شده که با استفاده از گـاورنر و نیز **acceleration limiter** با افزایش یا کاهش خودکـار **fuel flow** دور آن بـه طـور اتوماتیـک ثابـت نگـه داشـته میشود. فرامین و آلات دقیق **APU** روی تابلو مهندس پرواز قرار دارند. برای آگاهی بیشتر از کار این **FCU** که موتـور آن ساخت کارخانه معروف **Garrett** آریزونا است. به توضیحات مفصل در کلاس توجه فرمائید.



Small aircraft APU system

Turbine Engine Fuel System General Requirements

The fuel system is one of the more complex aspects of the gas turbine engine. The variety of methods used to meet turbine engine fuel requirements makes reciprocating engine carburetion seem a simple study by comparison.

It must be possible to increase or decrease the power at will to obtain the thrust required for any operating condition. In turbine-powered aircraft this control is provided by varying the flow of fuel to the combustion chamber. However, turboprop aircraft also use variable-pitch propellers; thus, the selection of thrust is shared by two controllable variables, fuel flow and propeller blade angle. The quantity of fuel supplied must be adjusted automatically to correct for changes in ambient temperature or pressure. If the quantity of fuel becomes excessive in relation to mass airflow through the engine, the limiting temperature of the turbine blades can be exceeded, or it will produce compressor stall and a condition referred to as "rich blowout". Rich blowout occurs when the amount of oxygen in the air supply is insufficient to support combustion and when the mixture is cooled below the combustion temperature by excess fuel. The other extreme, "lean die-out", occurs if the fuel quantity is reduced proportionally below the air quantity. The fuel system must deliver fuel to the combustion chambers not only in the right quantity, but also in the right condition for satisfactory combustion. The fuel nozzles form part of the fuel system and atomize or vaporize the fuel so that it will ignite and burn efficiently. The fuel system must also supply fuel so that the engine can be easily started on the ground and in the air. This means that the fuel must be injected into the combustion chamber in a combustible condition when the engine is being turned over slowly by the starting system, and that combustion must be sustained while the engine is accelerating to its normal running speed. Another critical condition to which the fuel system must respond occurs during slam acceleration. When the engine is accelerated, energy must be furnished to the turbine in excess of that necessary to maintain a constant rpm. However, if the fuel flow increases too rapidly, an over-rich mixture can be produced, with the possibility of a rich blow-out. Turbojet, turbofan, and turboprop engines are equipped with a fuel control unit which automatically satisfies the requirements of the engines. Although the basic requirements apply generally to all gas turbine engines, the

conveniently generalized. Each fuel control manufacturer has his own peculiar way of meeting the engine demands.

Jet Fuel Controls

Fuel controls can be divided into two basic groups; (1) Hydromechanically and (2) Electronic. The electronic fuel control is combination of the two basic groups most fuel controls in use today are completely hydromechanical type.

Regardless of the type, all fuel controls accomplish essentially the same functions, but some sense more engine variables than others. The fuel control senses power lever position, engine rpm, either compressor inlet pressure or temperature, and burner pressure or compressor discharge pressure. These variables affect the amount of thrust that an engine will produce for a given fuel flow.

Hydromechanical

Jet fuel controls are extremely complicated devices. These hydromechanical types are composed of speed governors, servo systems, sleeve and pilot valves, feedback or follow-up devices, and metering systems. In addition, electronic fuel controls incorporate amplifiers, thermocouples, relays, electrical servo systems, switches, and solenoids. Each fuel control must be studied if it is to be understood.

Jet Fuel Control Maintenance

The repair of the jet fuel control is very limited. The only repairs permitted in the field are the replacement of the control and adjustments afterwards. These adjustments are limited to the idle rpm and the max. speed adjustment, commonly called trimming the engine. Both adjustments are made in the normal range of operation. During engine trimming the fuel control is checked for idle rpm, maximum rpm, acceleration, and deceleration. The procedures used to check the fuel control vary depending on the aircraft and engine installation. The engine is trimmed in accordance with the procedures in the maintenance or overhaul manual for a particular engine. In general, the procedures consist of obtaining the ambient air temperature and the field barometric pressure (not sea level) immediately preceding the trimming of the engine. Care must be taken to obtain a true temperature reading comparable to that of the air which will enter the engine. Using these readings, the

desired turbine discharge pressure or EPR (engine pressure ratio) reading is computed from charts published in the maintenance manual. The engine is operated at full throttle (or at the fuel control trim stop) for a sufficient of time to ensure that it has completely stabilized. Five minutes is the usual recommended stabilization period. A check should be made to ensure that the compressor air-bleed valves have fully closed and that all accessory drive air bleed for which the trim curve has not been corrected (such as a cabin air conditioning unit) has been turned off. When the engine has stabilized, a comparison is made of the observed and the computed turbine discharge pressure (or EPR) to determine the approximate amount of trimming required. If a trim is necessary, the engine fuel control is then adjusted to obtain the target turbine discharge pressure or EPR on the gage. Immediately following the fuel control adjustment, the tachometer reading is observed and recorded. Fuel flow and exhaust gas temperature (EGT) readings should also be taken. The engine trimming should always be carried out under precisely controlled conditions with the aircraft headed into the wind. Precise control is necessary to ensure maintenance of a minimum thrust level upon which the aircraft performance is based. In addition, precise control of engine trimming contributes to better engine life in terms of both maximum time between overhaul and minimum out-of-commission time due to engine maintenance requirements. Engine should never be trimmed if icing conditions exist.

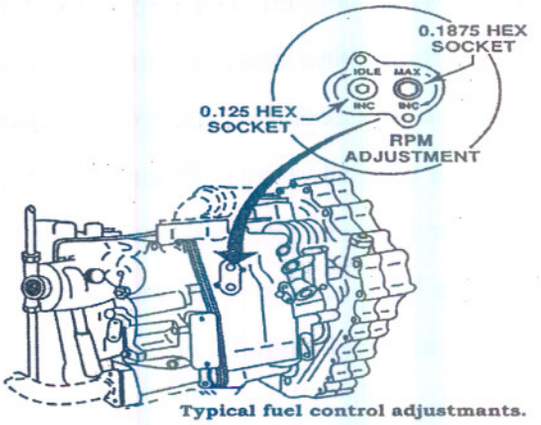
Adjusting the Fuel Control

The fuel control unit of the typical turbojet engine is a hydromechanical device which schedules the quantity of the fuel flowing to the engine so that the desired amount of thrust can be obtained. The amount of thrust is dictated by the position of the power lever in the cockpit and particular operation of the engine. Thus, the thrust of the engine and the consequent rpm of its turbine are scheduled by fuel flow. The fuel control unit of the engine is adjusted to trim the engine in order that the maximum thrust output of the engine can be obtained when desired. The engine must be re-trimmed when a fuel control unit is replaced or when the engine does not develop maximum thrust. After trimming the engine, the idle rpm can be adjusted. The idle rpm can be adjusted by turning the INC idle screw an eighth of a turn at a time allowing sufficient time for the rpm to stabilize between adjustments. Retard the power lever to idle and re-check the idle rpm. If wind velocity is a factor, the aircraft should be headed into the wind while trimming an engine. Since trimming accuracy will decrease as wind speed and moisture content increase, the most accurate trimming is

obtained under conditions of no wind and clear moisture free air. No trimming should be done when there is tailwind because of the possibility of the hot exhaust gases being re-ingested . As a practical matter, the engine should never be trimmed when icing conditions exist because of the adverse effects on trimming accuracy. To obtain the most accurate results, the aircraft should always be headed into the wind while the engine is being trimmed. With the aircraft headed into the wind, verify that the exhaust area is clear. Install an engine trim gage to the T-fitting in the turbine discharge pressure line. Start the engine and allow it to stabilize for 3 minutes before attempting to adjust the fuel control. Refer to the applicable manufacturer's instructions for correct trim values. If the trim is not within limits, turn INC. MAX screw about one-eighth turn in the appropriate direction. Repeat if necessary until the desired value is attained. If the aircraft is equipped with a pressure ratio gage (EPR), set it to the correct value.

Rigging Power Controls

Modern turbojet aircraft use various power lever control systems. One of the common types is the cable and rod system. This system uses bellcranks, push pull rods, drums, fair leads, flexible cables, and pulleys. All of these components make up the control system and must be adjusted or rigged from time to time. On single-engine aircraft the rigging of the power lever controls is not very difficult. The basic requirement is to have the desired travel on the power lever and correct travel at the fuel control. But on multi-engine turbojet aircraft, the power levers must be rigged so that they are aligned at all power setting. The power lever control cables and push-pull rods in the airframe system to the pylon and nacelle are not usually disturbed at engine change time and usually no rigging is required, except when some component has been changed. The control system from the pylon to the engine must be rigged after each engine change and fuel control change. Before adjusting the power controls at the engine, be sure that the power lever is free from binding and the controls have full-throw on the console. If they do not have full-throw or are binding, the airframe system should be checked and the discrepancies repaired. After all adjustments have been made, move the power levers through their complete range, carefully inspecting for adequate clearance between the various push-pull rods and tubes. Secure all lock-nuts, cotter pins, and lock wires, as required.



Typical fuel control adjustmants.

Flat Rating

Today, most gas turbine engines are characterized as flat-rated. This refers to the flat shape of the full power curve and the point on the ambient temperature scale at which the power starts to drop below 100 percent. Figure 7-22 shows this concept on a fan speed-rated engine. Analysis of the curve will reveal that a fan speed of 96 percent revolutions per minute corresponds to 100 percent thrust on this engine and that this value can be obtained at any ambient temperature up to 90°F. That is, by moving the power lever more and more forward, the pilot can obtain rated thrust at any temperature up to 90°F. After 90°F, more forward movement of the power lever is not permitted because it most likely will result in an engine over temperature.

When ambient temperature exceeds the flat rating of the engine, 100 percent thrust can no longer be obtained. This being the case, the aircraft's gross weight might need to be adjusted, or, at the very least, runway takeoff roll will increase and the flight crew will need to account for this in their take-off procedures.

Some engines are flat rated to only 59°F, others over 100°F. This consideration depends largely on the needs of the aircraft manufacturer. Generally, flat rating is believed to enable the engine to produce a constant rated thrust over a wide range of ambient temperatures without working the engine harder than necessary, in the interest of prolonging engine service life.

For example, an engine rated at 3,500 pounds thrust at 59°F might be re-rated to 3,350 pounds thrust at 90°F. The aircraft user perhaps does not need to utilize 3,500 pounds thrust nor the maximum gross weight of the aircraft, and he would like to benefit from increased engine service life and lower fuel consumption by operating at 3,350 pounds thrust maximum. Flat rating is then an engine manufacturer's way of re-rating an engine to a lower rated thrust than it would have at Standard Day temperature. The engine will then be able to use that lower rated thrust over a wider ambient temperature range. Flat-rating is equally applicable to all types of gas turbine engines, both thrust producing engines and torque producing engines. The aircraft manufacturer will probably use the following process, or one very similar, when selecting the flat-rating that best suits his needs.

1) The user decides the take-off power needed for his aircraft configuration, route requirements, runway lengths, runway altitudes, etc.

2) The user calculates the highest ambient temperature at which required takeoff power can be obtained.

3) The engine and aircraft manufacturer print all of the flight manuals, operational instructions, etc., to reflect the selected takeoff power as the maximum usable for normal operation.

From this example, it can be seen that if an engine is re-rated to a lower power level than it is capable of producing, the engine still retains its full capability of power as a reserve for emergencies. It can also be seen that no mechanical changes are needed to the engine or fuel scheduling system, merely changes in the printed operational data.

Ear Protection From Noise

A large turbojet or turbofan engine operating at full power settings can generate sound levels up to 160 decibels at the aircraft. Smaller engines of all types can generate sound levels up to approximately 130 decibels. This noise intensity is sufficient to cause either temporary or permanent hearing loss if adequate ear protection is not used by ground personnel.

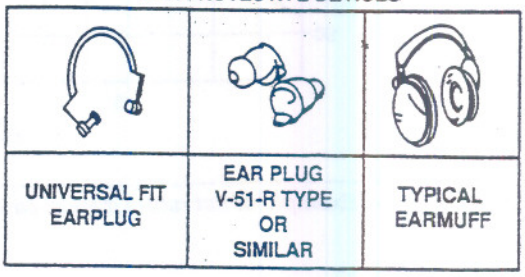
The most effective ear protection device is the muff type, which fits over the entire ear and defends against noise to the ear opening and also to the bone structure behind the ear. Ear plugs provide minimal hearing loss protection and are generally only recommended for use in lower noise areas or for low time exposure to higher noise areas (Figure 7-21).

The Federal Standard for noise protection is outlined in the Occupational Safety and Health Administration Standard, 36th Federal Register, 105, Section 19-10.95.

ALLOWABLE NOISE EXPOSURE SOUND LEVEL IN dB							
TYPE EAR PROTECTIVE DEVICES	EXPOSURE TIME, HOURS*						
	1/4	1/2	1	2	4	6	8
NO PROTECTION	115	110	105	100	95	92	90
EAR PLUGS WITH AVERAGE SEAL	127	122	117	112	107	104	102
EAR PLUGS AND EARMUFFS	135	130	125	120	115	112	110

*DURATION OF EXPOSURE PER DAY

EAR PROTECTIVE DEVICES



UNIVERSAL FIT EARPLUG	EAR PLUG V-51-R TYPE OR SIMILAR	TYPICAL EARMUFF

Fig. 12-1 — Ear protection guidelines.

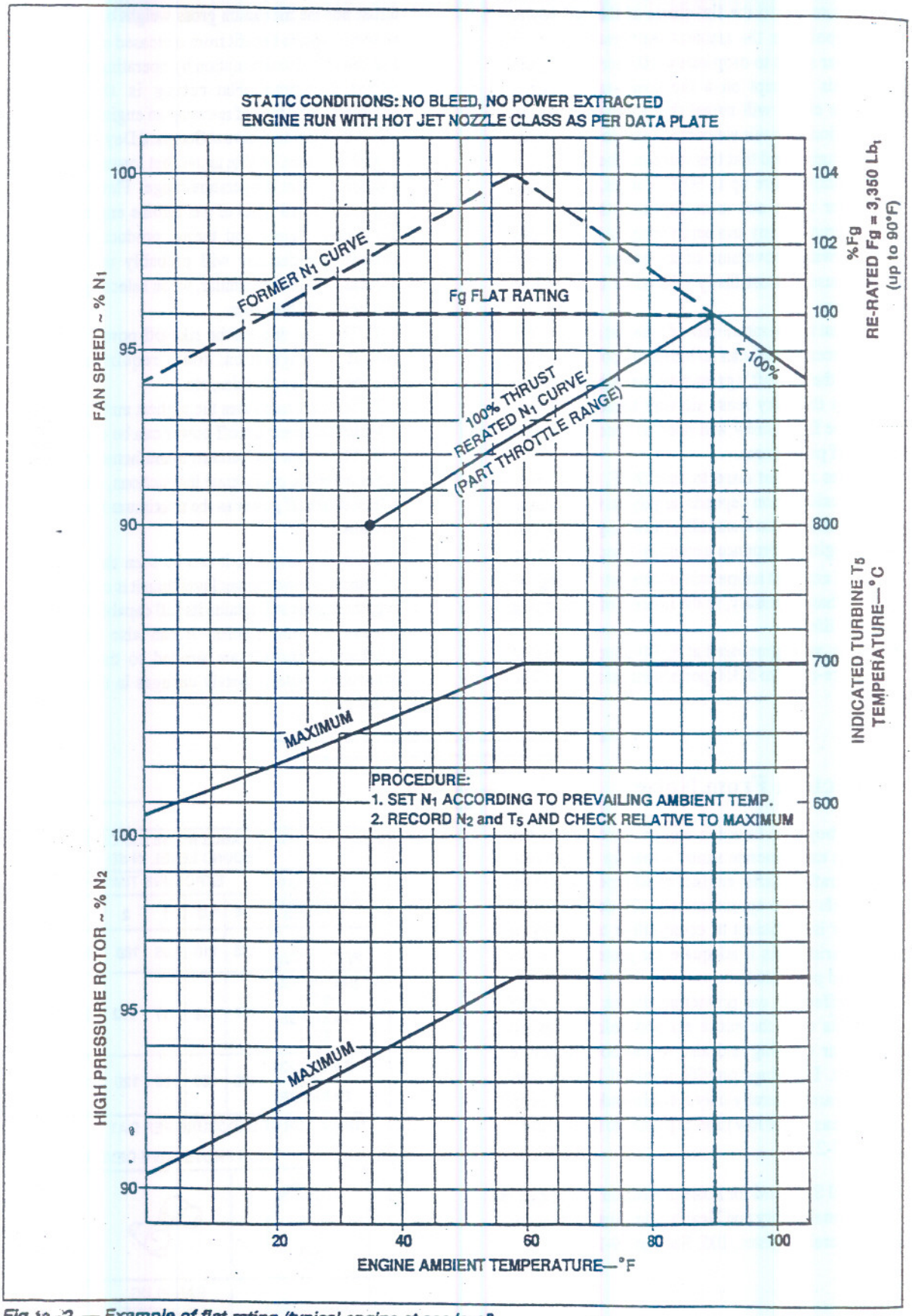


Fig. 12-2 — Example of flat rating (typical engine at sea level).

فصل سیزدهم

سیستم تزریق آب

تراست تولید شده توسط موتور جت طبق فرمول **F=ma** به جرم و به عبارت بهتر، دانسیته هوای ورودی به آن بستگی داشته، از اینرو اگر به علت افزایش دمای محیط و یا کاهش فشار محیط، دانسیته هوا کاهش یابد، تراست موتور کاهش می یابد. در چنین شرایطی به هنگام برخاست برای جبران کمبود تراست و به عبارت بهتر **restore** کردن آن، میتوان توسط سیستم **water injection** مقداری آب و یا مخلوط آب و الکل **(methanol)** به ورودی کمپرسور یا محفظه احتراق یا در **diffuser** و یا مشترکا ورودی کمپرسور و محفظه احتراق پاشید. اضافه کردن متانول به آب از یخ زدن آب در لوله ها و تانک آب ممانعت کرده، ضمن اینکه الکل در محفظه احتراق همچون سوخت، سوخته و تا حدودی از افت درجه حرارت جلوگیری میکند. اصولا به هنگام تزریق آب **FCU** به طور خودکار جریان سوخت را زیاد میکند تا افت درجه حرارت به طور کامل جبران گردد. به روش جبران افت نیروی مجرکه موتور اصطلاحا **thrust augmentation** میگویند. بنابراین با تزریق آب دو عامل باعث جبران افت قدرت میشود، یکی افزایش چگالی هوا و در نتیجه **mass flow** و دیگر اینکه آب باعث خنک شدن گازهای احتراق گردیده و در نتیجه امکان استفاده از سوخت بیشتر بدون تجاوز از دمای مجازفراهم میگردد. آب مورد استفاده باید از نوع مقطر یا بدون املاح باشد. استفاده از آب شیر مجاز نیست زیرا ناخالصی های آن به توربین ممکن است صدمه بزند. از آب خالص استفاده گسترده بخصوص در **airliners** به عمل می آید زیرا اثر خنک کنندگی آن بیشتر از مخلوط آب و الکل است. استفاده از همه آب حین برخاست در این گونه هواپیماها خطر یخ زدن را منتفی میکند. به عنوان مثال هواپیمای **707** به ازای هر موتور حدود **300** گالن آب حمل میکند.که همه آنرا حین **3** دقیقه برخاست و اوج گیری مصرف مینماید که با توجه به قدرت موتور **JT3-D** نسبت هوا به آب حدود **12:1** و نسبت آب به سوخت حدود **4.5:1** میشود. به علت خطر انجماد تزریق آب خالص در ورودی موتور باید در دمای بالای **40°F** صورت پذیرد ضمن اینکه در هوای سرد تراست موتور معمولا به اندازه کافی زیاد بوده و نیازی به تزریق آب نیست ولی برای تزریق در محفظه احتراق محدودیت دمایی وجود ندارد.

Hint1 : باید توجه داشت که وزن مجاز برخاست هواپیما بستگی مستقیم به شرایط محیطی و طول باند و ارتفاع فرودگاه و نیز تراست موتور دارد. از اینرو حین برخاست از یک فرودگاه با ارتفاع زیاد یا هوای گرم تزریق آب در موتور کمک قابل توجهی به عملکرد هواپیما می نماید.

Hint 2 : به طور کلی سیستم تزریق آب در صورت نیاز در حالت **full throttle** یعنی برخاست به کار افتاده و تراست موتور تا حد ماکزیمم **restore** میشود. در بعضی موتورها تراست حاصله ممکن است از حد ماکزیمم نیز

درصدی فراتر رود، که در این صورت میگویند تراست به اصطلاح **boost** شده است. با استفاده از سیستم تزریق آب تراست حدود **15%** افزایش می یابد.

لازم به تذکر است که سیستم تزریق آب الزامی نبوده بلکه **optional** میباشد یعنی در روی موتور جا برای نصب آن پیش بینی شده و شرکت هایی که حیطه عملکردشان نیاز به این سیستم را ایجاب میکند، آنرا بر روی موتورهایشان نصب مینمایند.

اجـــــزاء سیستم تزریق آب

این سیستم به دو بخش **airframe** و **engine** تقسیم میشود که به ترتیب اقدام به تشرح قطعات مربوطه مینمایم :

① **airframe components** : قطعات این بخش به ترتیب عبارتند از :

a) water-methanol tank : آب یا مخلوط آب و الکل در آن ذخیره میشود و محتوای آن توسط یک نشاندهنده درکابین خلبان نشان داده میشود.

b) Pump : الکتریکی بوده و در داخل تانک قرار داشته و سویچ آن در کابین خلبان قرار دارد. ضمن اینکه همانطوری که گفته شد اگر دسته گاز در حالت برخاست قرار گیرد به کار افتاده و آب را با فشار از طریق فیلتر به سیستم میفرستد تا مبادا ذرات خارجی به سیستم راه یابد.

② engine components : قطعات این بخش به ترتیب عبارتند از :

a) **control valve** : مقدار آبی که به موتور پاشیده میشود توسط این **valve** کنترل میشود.

b) **control unit** : این قطعه سه سیگنال به ترتیب زیر دریافت کرده و براساس آنها باز و بسته بودن **control valve** را تنظیم مینماید :

i. **thrust lever** : که حتما بایستی در وضعیت برخاست باشد تا تزریق آب صورت پذیرد.

ii. **ambient press. & temp.** : با گرفتن سیگنال از این واحد متناسب با شرایط جوی و ارتفاع باند جریان آب کنترل میشود.

iii. **torquemeter oil pressure** : در موتورهای توربوپراپ از این واحد سیگنال گرفته و مقدار آبی که پاشیده میشود کنترل گشته در نتیجه ماکزیمم **torque** کنترل گشته و از **overtorque** شدن موتور ممانعت میشود.

c) **combustion chamber injection** : در این سیستم پمپ آب **air driven** میباشد که از نوع گریز از مرکز بوده و هوای **H.P.** کمپرسور به توربین آن برخورد کرده و آنرا میچرخاند و آب پشت **swirls vane** در محفظه احتراق پاشیده میشود.

Hint : امروزه اغلب هواپیماهای بزرگ از سیستم تزریق آب استفاده نمیکنند زیرا که موتورهای بزرگ توربوفن بکار رفته در هواپیماها عموما دارای توانائی و قابلیت تولید نیروی محرکه کافی برای مقابله و خنثی کردن اثرات منفی گرمای زیاد محیط و ارتفاع بالای فرودگاه بر تراست تولیدی میباشند و در نهایت طبق معمول همیشه توصیه میشود که برای آگاهی از جزئیات و طرز کار این سیستم در صورت وجود به **manual** هواپیما و موتور مربوطه مراجعه شود.

فصل چهاردهم

سیستم استارت و جرقه

از این دو سیستم برای روشن کردن موتور جت در روی زمین استفاده میشود که یکی موتور را گردانده و دیگری موجب احتراق هوا و سوخت در محفظه احتراق میگردد. این دو سیستم طوری طراحی شده اند که هم جدا از هم میتوان آنها را به کار انداخت و هم توام و همزمان با یکدیگر. مثلا موقع روشن کردن موتور جت در روی زمین هر دو را به کار می اندازیم و بعد از روشن شدن موتور بطور اتوماتیک از کار می افتند. ولی اگر حین پرواز موتور از کار بیفتد (در اثر **flame out**) برای روشن کردن نیازی به استارتر نیست زیرا کمپرسور **windmill** میکند و فقط کافی است سیستم جرقه را روشن نموده و شیر سوخت را باز نمائیم. در روی زمین نیز اگر به هر دلیلی بخواهیم موتور را بدون روشن کردن بگردانیم فقط استارتر را بکار می اندازیم (**ignition&fuel** هر دو خاموش)، این عمل را **motorizing** گویند.

در موتورهای جت دستگاه استارت به گیربکس **accessory** متصل بوده و از طریق آن کمپرسور را میگرداند. در موتورهای **twin spool** استارتر فقط کمپرسور فشار بالا را میگرداند. چرخش کمپرسور توسط استارتر هوای کافی برای احتراق را فراهم کرده و نیز به موتور در خیز برداشتن به دور **idle** بعد از آغاز احتراق کمک مینماید. نه استارتر و نه توربین به تنهایی دارای قدرت کافی برای رساندن موتور از سکون به دور **idle** نبوده ولی ترکیب این دو به نرمی ظرف تقریبا **30** ثانیه موتور را روشن مینماید. دلیل این مسئله اینرسی بالای موتور جت به علت وزن آن و نیز پسای پره های پرشمار کمپرسور است. عمل استارت با چرخاندن کلید مربوطه در کابین خلبان آغاز گشته ولی خاتمه آن به طور اتوماتیک در **5** تا **10** درصد دور پس از رسیدن به دور خودکفائی صورت میپذیرد. در این نقطه قدرت توربین به تنهایی برای رساندن موتور به دور **idle** کافی است. دور **idle** دوری است که در آن موتور بتواند شاداب روی پای خود بایستد. این دور در موتورهای جت نسبت به پیستونی خیلی بالا است مثلا در فصل دوم دیدیم که این مقدار برای موتور **747** حدود **65%** دور N_2 است. همانطوری که قبلا خاطر نشان کردم رابطه بین ضریب تراکم و دور موتور جت به شدت غیر خطی است به گونه ای که مثلا در یک موتور با ضریب تراکم **30:1** در حالت **idle** ضریب تراکم حدود **2:1** است پس آنچنان هوایی برای احتراق قوی وجود ندارد پس به این علت و عللی که در بالا ذکر شد، ترکیب استارتر و احتراق (توربین) باید موتور را به دوری برسانند که قادر به **idling** باشد و طبیعی است که این دور بالا باشد. اگه به موتور در رسیدن به دور صحیح مساعدت نگردد، حالتی موسوم به **hung start** ممکن است روی دهد. بدین ترتیب که موتور در دوری نزدیک به دور قطع استارتر پایدار گردیده و به **idle** نمیرسد. برای درمان بایستی موتور را خاموش کرده و به جستجوی عیب پردازیم. هر اقدامی برای افزایش دور موتور از طریق افزودن سوخت غالبا منجر به **hot start** نیز خواهد شد زیرا موتور فاقد هوای کافی برای حمایت از احتراق بیشتر میباشد.

روال معمول و عادی روشن کردن موتور بدین طریق است که ابتدا استارتر را به کار انداخته و سپس در دوری حدود **10%** جرقه را فعال ساخته و شیر سوخت را باز میکنیم. احتراق عادی **(light-off)** در **20** ثانیه یا کمتر صورت خواهد پذیرفت. در غیر این صورت بایستی عمل استارت را عقیم گذاشته و به جستجوی عیب بپردازیم. مشکلاتی نظیر قدرت کم استارتر، جرقه ضعیف یا وجود هوا در لوله های سوخت میتوانند فرایند استارت را مختل سازند.

در روی موتورهای جت انواع مختلفی از سیستم استارت مورد استفاده میباشد که در مورد هریک شرحی داده میشود :

1) electric starting system : این نوع یک موتور الکتریکی **DC** است که از برق باتری یا **EPU** تغذیه میشود و از طریق جعبه دنده کاهنده کمپرسور را میگرداند و وقتی موتور روشن شد و دور کمپرسور به حد **self sustaining** رسید، مکانیزم کلاچ ارتباط را قطع میکند. این سیستم سبک، اقتصادی و کم صدا بوده ولی به دلیل قدرت کم فقط مناسب موتورهای کوچک و کم قدرت مانند هلیکوپترها و **APU** میباشد. نوع خاصی از این سیستم فاقد کلاچ بوده و همیشه با موتور درگیر است و به استارتر- ژنراتور موسوم است زیرا پس از روشن کردن موتور تبدیل به ژنراتور میشود.

2) Solid propellant (cartridge) starter : این نوع به دلیل عدم نیاز به تجهیزات زمینی و سرعت عمل و **compactness** برای موتورهای نظامی مناسب است ولی به دلیل **noise** زیاد برای **airliners** مناسب نمیباشد. این سیستم دارای یک **cartridge** است که در داخل آن سوخت جامد وجود دارد. هنگام عمل، این سوخت توسط جریان برق مشتعل شده و گازهای حاصل از آن، یک توربین از نوع **impulse** را به حرکت در می آورد که از طریق جعبه دنده کاهنده دور با موتور ارتباط پیدا میکند و وقتی موتور روشن شد و دور آن به **self sustaining** رسید، کلاچ سبب جدا شدن شفت استارت از کمپرسور میشود.

3) Liquid fuel starter : در این سیستم از یک محفظه احتراق به عنوان استارتر استفاده میشود یعنی با هدایت هوای فشرده و سوخت و احتراق آنها، گاز حاصل از احتراق پس از برخورد با توربین نظیر سیستم قبل موتور را به چرخش وا می دارد. در این سیستم چنانچه سوخت از نوع **mono-propellant** باشد برای احتراق احتیاج به هوا نداریم.

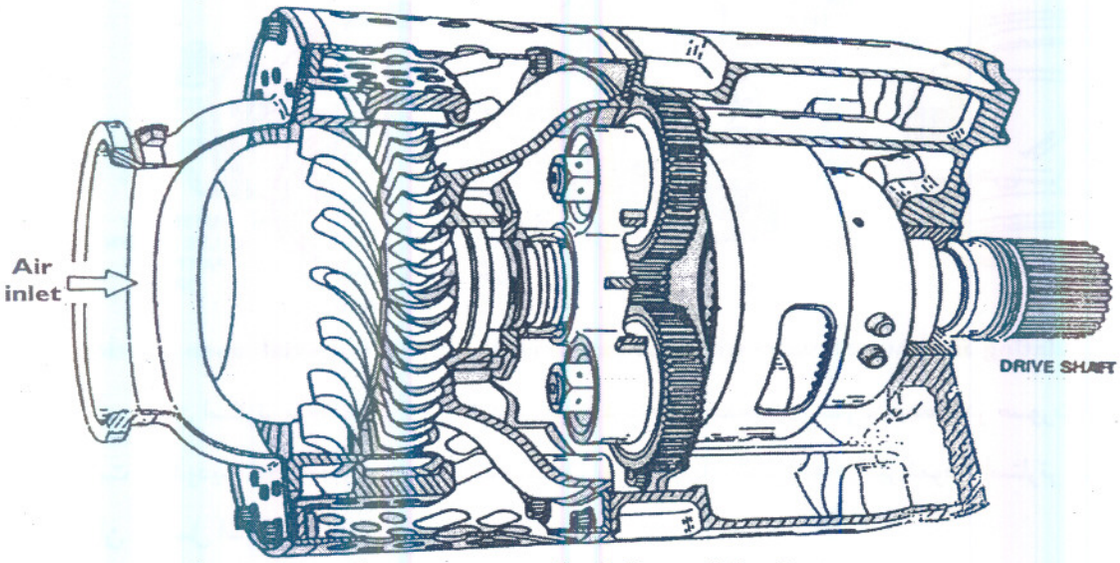
Air turbine starter : در بیشتر موتورهای جت بازرگانی از این سیستم استفاده میشود که فواید آن سبکی و سادگی و ارزانی عمل میباشد و از یک توربین که با هوای فشرده کار میکند، تشکیل شده که با دوری زیاد حدود **60000** تا **80000** دور چرخیده و چرخش آن از طریق گیربکس و کلاچ به کمپرسور منتقل میشود و وقتی دور موتور به حد **self-sustaining** رسید کلاچ به طور اتوماتیک ارتباط را قطع میکند. نسبت قدرت به وزن در این دستگاه بالا بوده و وزن آن تقریبا یک پنجم استارتر الکتریکی معادل خود میباشد. یک جریان هوای پرحجم کم فشار حدود **45psi** در حد **50-100 ppm** از منبع به سمت استارتر روان گردیده و توربین را با دور زیاد چرخانده و سیستم کاهنده، دور آنرا **20** تا **30** برابر کاهش داده و گشتاور لازم برای چرخاندن موتور فراهم میگردد. به عنوان مثال استارتر موتور **747** با وزنی معادل **30 lb (14kg)** قدرتی معادل **200hp** تولید میکند. جریان هوا برای استارتر بادی از چهار منبع قابل تامین است :

i. هوای فشرده از **GPU**

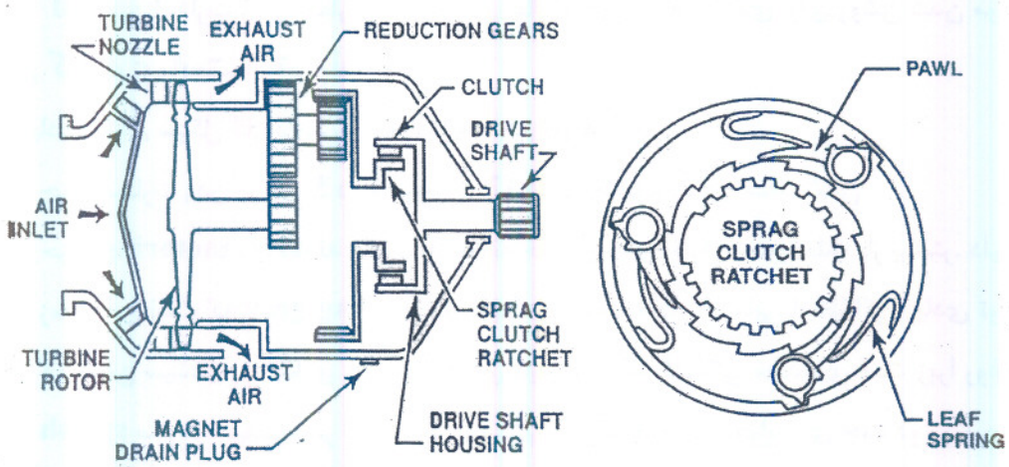
ii. هوای فشرده از کمپرسور **APU**

iii. هوای فشرده از کمپرسور یکی از موتورهای هواپیما که روشن است.

iv. هوای فشرده ذخیره شده در یک **bottle**



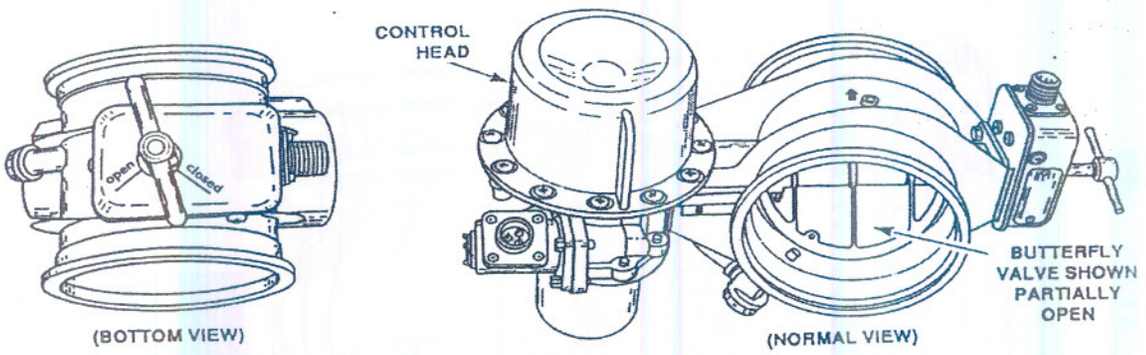
Large engine pneumatic (air turbine) starter



Air turbine starter.

طبق تصویر صفحه بعد از دستگاه استارتر، **valve** کنترل هوای آن که به صورت الکتریکی و در صورت لزوم توسط **handle** دستی عمل میکند، قرار گرفته و از کابین خلبان کنترل میشود. دستگاه استارت دارای منبع روغن از نوع سر خود بوده و از **4** اونس در دستگاه های کوچک تا **12** اونس در استارترهای بزرگ در خود جای میدهد. بازرسی سطح روغن و **plug** مغناطیسی آن کار معمول پرسنل تعمیر و نگهداری میباشد. سیستم روغنکاری استارتر بادی **wet sump splash** میباشد. نکات ایمنی بکار رفته در ساختمان استارتر یکی **shear point** روی محور آن است که در گشتاور معینی بریده و از صدمه به موتور ممانعت میشود. دیگر اینکه به منظور جلوگیری از رسیدن استارتر به دور انفجار **(burst speed)** چنانچه جریان هوای ورودی در لحظه مقرر قطع نگردد طراحی

NGV قبل از توربین به گونه ای است که **choked** شده و توربین در حالت **overspeed** کنترل شده، پایدار میماند.



Starter air regulating and shut-off valve with manual override handle in partial open position.

درگیر کردن استارتر با موتور در حال گردش میتواند موجب صدمه به استارتر شده و در صورت لزوم بایستی با رعایت محدودیت های مقرر توسط سازنده صورت پذیرد. تنها حالاتی که درگیر نمودن استارتر با موتور در حال دوران محتمل است، عبارتند از :

i. آتش در لوله اگزوز موتور روی زمین هنگام **shut down** به منظور دفع بخارات سوخت

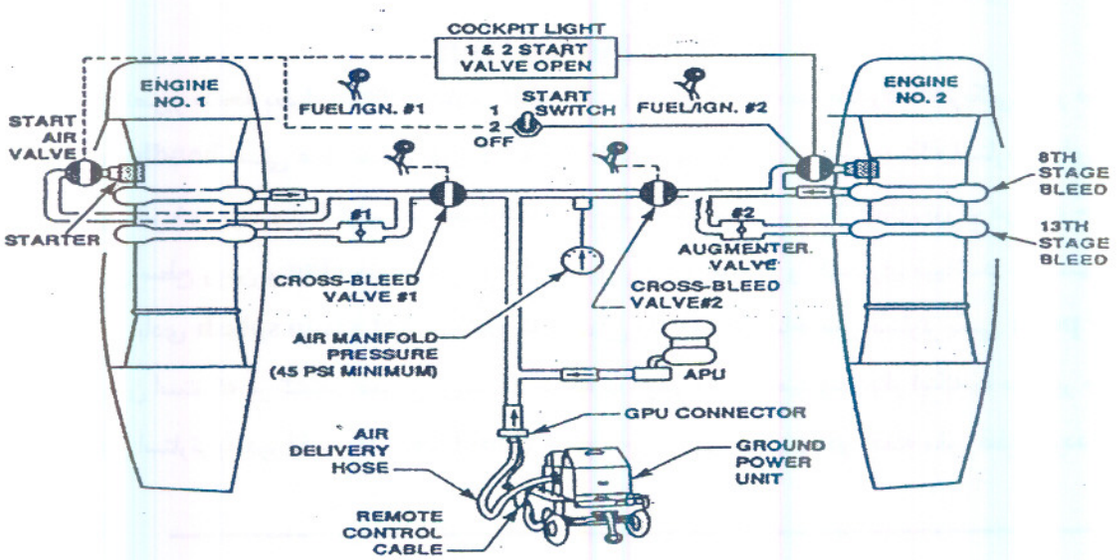
ii. حین استارت زدن اضطراری در هوا در حالیکه دور آسیاب گردی برای روشن شدن موتور کافی نباشد.

سیکل کاری استارتر بادی

استارتر بادی دارای سیکل کاری مقرر میباشد. به عنوان نمونه :

i. حین استارت زدن موتور، **5** دقیقه روشن، **12** دقیقه خاموش برای خنک شدن

ii. حین **motoring** ، **5** دقیقه روشن، **5** دقیقه خاموش برای خنک شدن بعلت بار بیشتر. دلیل این محدودیت زمانی این است که **ring gear** سیستم سیاره ای کاهنده دور، گرمایی اصطکاکی زیادی تولید میکند و حجم کم روغن سیستم روغنکاری سر خود، دارای قابلیت خنک کنندگی محدودی است زیرا روغن کاری به روش **splash** صورت میپذیرد. در تصویر زیر سیستم استارت بادی یک هواپیمای جت دو موتوره مشاهده میشود.

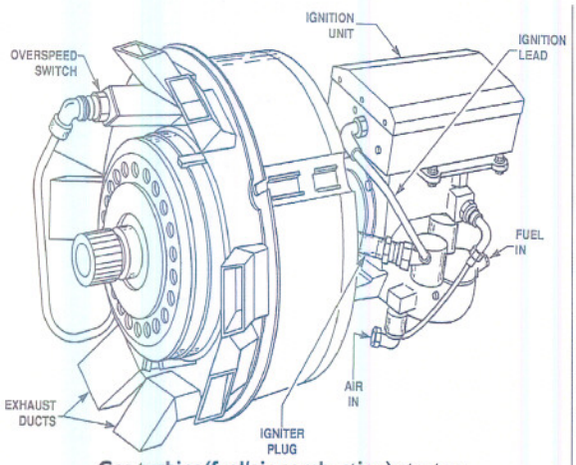


Air sources available to pneumatic starters.

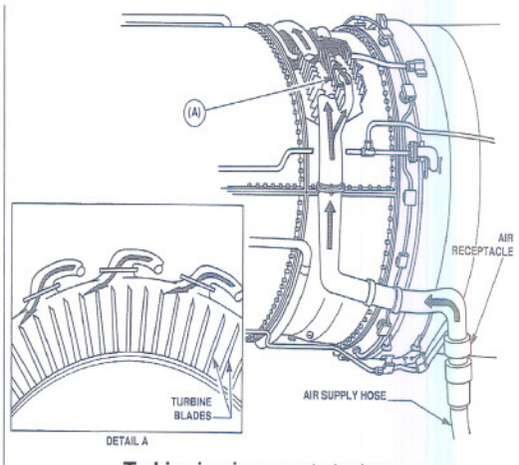
5) **Turbine impingement starter :** در این نوع یک جریان هوای کم فشار **(45psi)** پر حجم حدود **(200-300ppm)** مستقیما طبق تصویر به توربین اصلی خود موتور هدایت شده و موجب روشن شدن موتور میشود. بعد از رسیدن به دور خود اتکایی ارتباط منبع هوا قطع میگردد.

6) **Hydraulic starter :** در این نوع یک موتور هیدرولیکی بر روی موتور نصب بوده و با فشار ر حاصل از **APU** یا پمپ دستی و اکومولاتور کار کرده و کاربرد چندانی روی هواپیما ندارد.

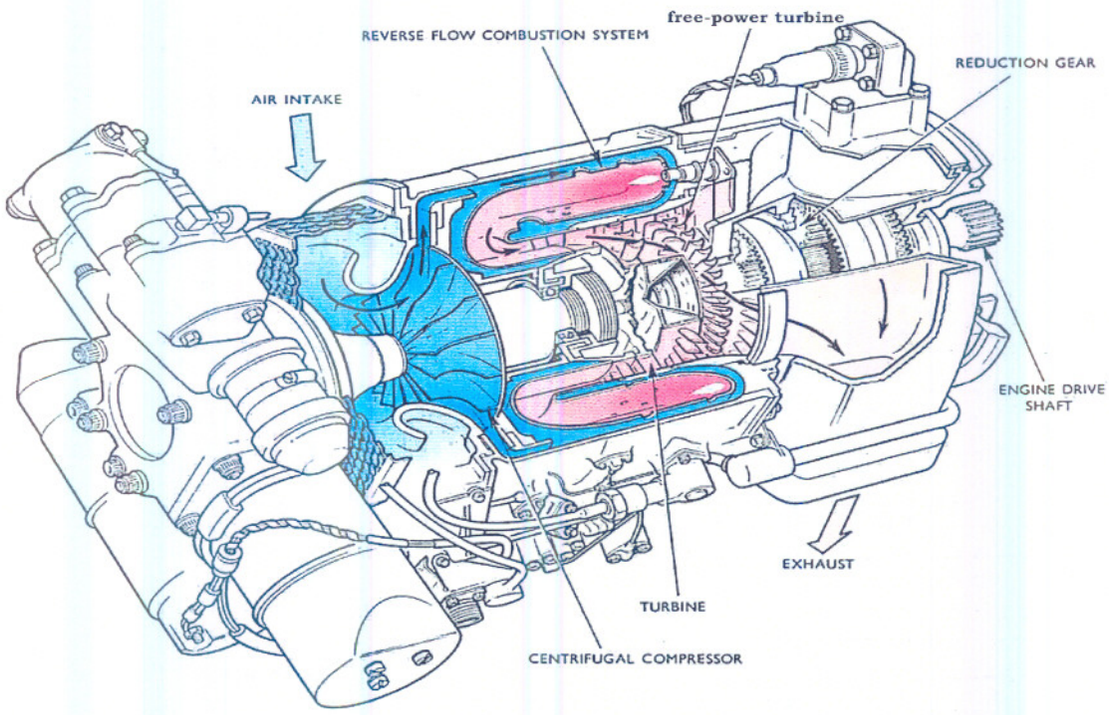
7) **Gas turbine starter :** در این نوع از یک موتور توربوشفت کوچک به عنوان استارتر برای یک موتور جت پر قدرت استفاده میشود.



Gas turbine(fuel/air combustion) starter



Turbine impingement starter



A gas turbine starter

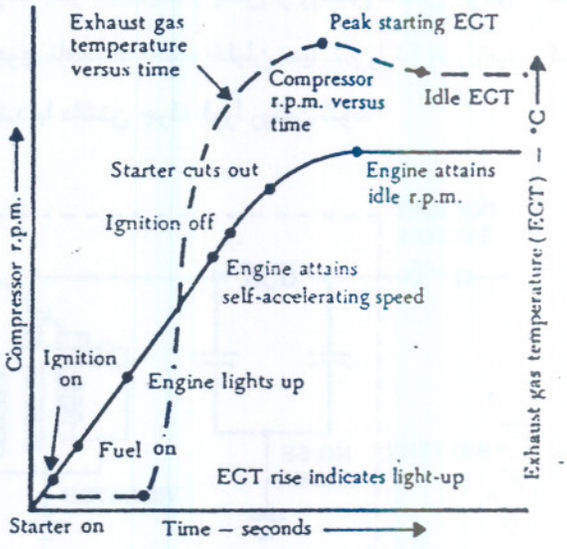
GAS TURBINE ENGINE STARTERS

Gas turbine engines are started by rotating the compressor. On dual-axial-compressor engines, the high-pressure compressor is the only one rotated by the starter. To start a gas turbine engine it is necessary to accelerate the compressor to provide sufficient air to support combustion in the burners. Once fuel has been introduced and the engine has fired, the starter must continue to assist the engine to reach a speed above the self-accelerating speed of the engine. The torque supplied by the starter must be in excess of the torque required to overcome compressor inertia and the friction loads of the engine.

The basic types of starters which have been developed for gas turbine engines are d.c. electric motor, air turbine, and combustion. An impingement starting system is sometimes used on small engines. An impingement starter consists of jets of compressed air piped to the inside of the compressor or turbine case so that the jet air-blast is directed onto the compressor or turbine rotor blades, causing them to rotate.

The graph in opposite fig. illustrates a typical starting sequence for a gas turbine engine, regardless of the type of starter employed.

As soon as the starter has accelerated the compressor sufficiently to establish airflow through the engine, the ignition is turned on, and then the fuel. The exact sequence of the starting procedure is important since there must be sufficient airflow through the engine to support combustion before the fuel/air mixture is ignited. At low engine cranking speeds, the fuel flow rate is not sufficient to enable the engine to accelerate, and for this reason the starter continues to crank the engine until after self-accelerating speed has been attained. If assistance from the starter were cut off below the self-accelerating speed, the engine would either fail to accelerate to idle speed, or might even decelerate because it could not produce sufficient energy to sustain rotation or to accelerate during the initial phase of the starting cycle. The starter must continue to assist the engine considerably above the self-accelerating speed to avoid a delay in the starting cycle, which would result in a hot or hung (false) start, or a combination of both. At the proper points in the sequence, the starter and usually the ignition will be automatically cut off.



Typical gas turbine engine starting sequence.

AIR TURBINE STARTERS

The air turbine starters are designed to provide high starting torque from a small, lightweight source. The typical air turbine starter weighs from one-fourth to one-half as much as an electric starter capable of starting the same engine. It is capable of developing twice as much torque as the electric starter.

The typical air turbine starter consists of an axial flow turbine which turns a drive coupling through a reduction gear train and a starter clutch mechanism.

The air to operate an air turbine starter is supplied from either a ground-operated compressor or the bleed air from another engine. Auxiliary compressed-air bottles are available on some aircraft for operating the air turbine starter.

Figure below is a cutaway view of an air turbine starter. The starter is operated by introducing air of sufficient volume and pressure into the starter inlet. The air passes into the starter turbine housing, where it is directed against the rotor blades by the nozzle vanes, causing the turbine rotor to turn. As the rotor turns, it drives the reduction gear train and clutch arrangement, which includes the rotor pinion, planet gears and carrier, sprag clutch assembly, output shaft assembly, and drive coupling.

The sprag clutch assembly engages automatically as soon as the rotor starts to turn, but disengages as soon as the drive coupling turns more rapidly than the rotor side. When the starter reaches this overrun speed, the action of the sprag clutch allows the gear train to coast to a halt. The output shaft assembly and drive coupling continue to turn as long as the engine is running.

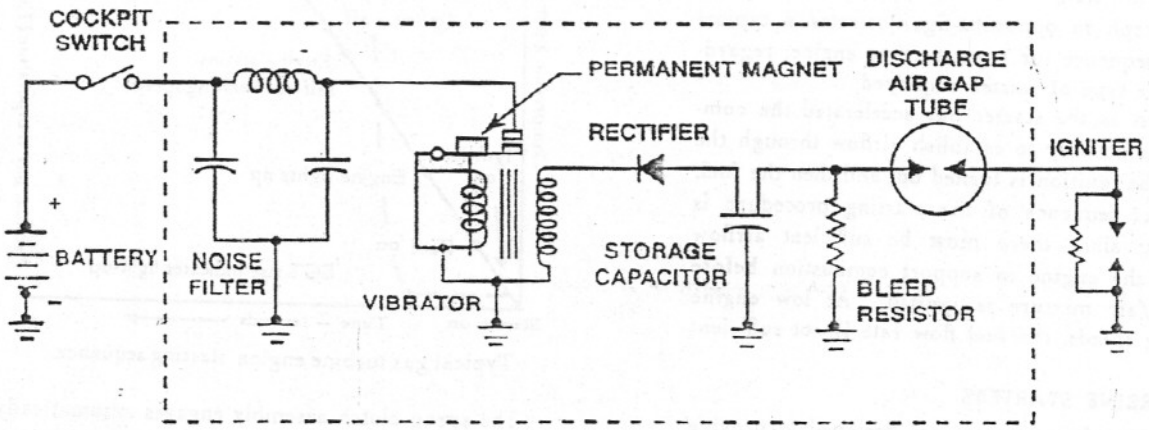
A rotor switch actuator, mounted in the turbine rotor hub, is set to open the turbine switch when the starter reaches cutout speed. Opening the turbine switch interrupts an electrical signal to the pressure-regulating valve. This closes the valve and shuts off the air supply to the starter.

The air turbine starter shown in figure below is used to start large gas turbine engines. The starter is mounted on an engine pad, and its drive shaft is splined by mechanical linkage to the engine compressor. Air from any suitable source, such as a ground-operated or airborne compressor unit, is used to operate the starter. The air is directed through a combination pressure-regulating and shutoff valve in the starter inlet ducting. This valve regulates the pressure of the starter operating air and shuts off the air supply when the maximum allowable starter speed has been reached.

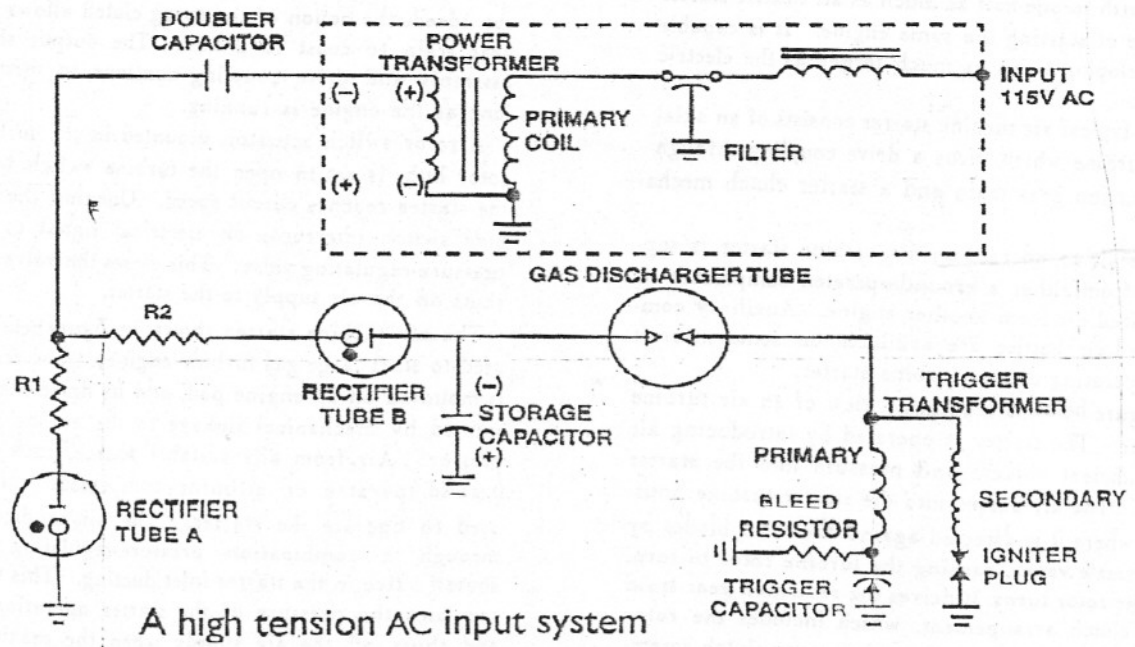
فصل پانزدهم

سیستم جرقه

این سیستم برق مورد نیاز جهت ایجاد جرقه در شمع های موتور جت را به شکل مساعد تامین نموده و هر موتور جت معمولا دارای دو شمع است که در طرفین موتور قرار داشته و تواما کار مینمایند و پس از روشن شدن موتور جت سیستم جرقه به طور خودکار قطع میشود. اما چنانچه شرایط جوی نامساعد باشد، خلبان سیستم را تا هر زمان که تشخیص دهد روشن نگه میدارد تا چنانچه موتور **flame out** شد با داشتن جرقه فورا روشن شود.



A low-tension DC system.



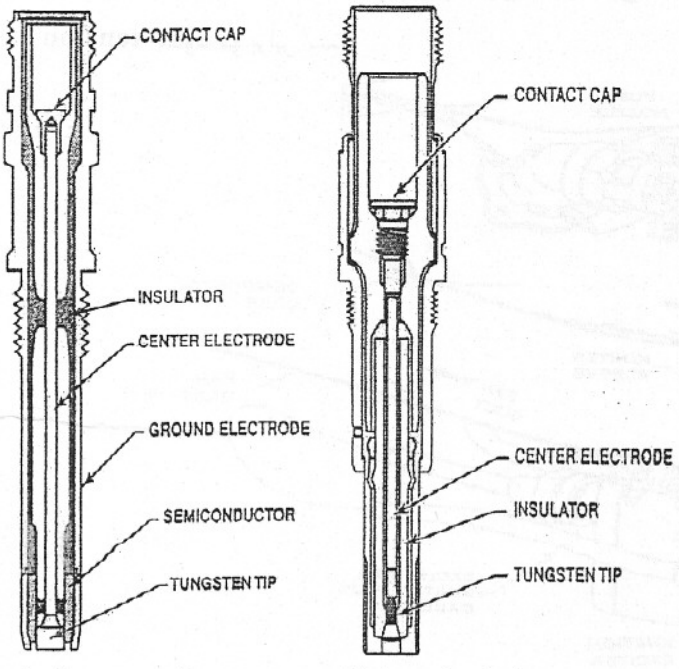
A high tension AC input system

موتورهای جت همچون موتورهای پیستونی که دارای دو ماگنیتو هستند دارای دو سیستم جرقه مستقل و جدا از هم میباشند یکی جهت تولید برق با ژول کم و دیگری جهت تولید برق با ژول بالا. هنگام استارت زدن در روی زمین یا هنگامیکه شمع را به طور پیوسته روشن نگه می داریم از سیستم کم ژول استفاده میشود. اما در ارتفاعات زیاد و هوای بسیار سرد برای **relight** موتور از سیستم ژول بالا استفاده میگردد.

به طور کلی سیستم جرقه موتورهای جت از نوع **high energy capacitor type** بوده و برحسب قدرت طبقه بندی شده است. به عنوان مثلا دارای قدرت 3 ژول، 12 ژول و 20 ژول بوده که یک ژول برابر یک وات در ثانیه میباشد. ولتاژ جرقه سیستم موتور جت حدود 2000 ولت و بیشتر و شدت جریان آن به 200 آمپر میرسد. از این رو این سیستم بر خلاف سیستم جرقه موتور پیستونی کشنده است. ورودی این سیستم متناسب با نوع هواپیما ممکن است 28VDC و یا 115VAC باشد. امروزه سیستم جرقه موتور جت نیز همچون پیستونی به دو شکل **high tension** با ولتاژ خروجی حدود 20000volt و شدت جریان حدود 200 آمپر و **low tension** با ولتاژ خروجی حدود 2000volt و شدت جریان حدود 200 آمپر یافت میشود. به علت توان الکتریکی بالای سیستم جرقه موتور جت و ایجاد گرمای زیاد که میتواند موجب صدمه در مدارات شود، این سیستم میتواند به دو صورت **intermittent duty** و **continuous duty** باشد. نوع اول دارای **time limit** است. به عنوان نمونه دو دقیقه روشن، سه دقیقه خاموش برای خنک شدن (برای نوع DC) و 10 دقیقه روشن و 10 تا 20 دقیقه خاموش (برای نوع AC).

شمع

از انواع مختلف شمع در موتورهای جت استفاده میشود. در اغلب موتورهای قوی امروزی از نظر نحوه جرقه زدن و قیافه ظاهری تقریبا شبیه شمع موتورهای پیستونی بوده یعنی از الکترودهای مثبت و منفی تشکیل شده که بین آنها جرقه زده میشود. ولی **gap** به مراتب بزرگ تر بوده و الکترودها نیز طاقت تحمل جرقه شدیدتر را دارند. شمع جت همچنین کمتر دچار **fouling** میشود زیرا جرقه شدید و قوی کربن و سایر رسوبات را برطرف میسازد. مواد بکار رفته در ساخت شمع جت اعلاتر و به همین سبب چندین برابر گرانتر است. جنس **shell** از آلیاژ نیکل-کروم و الکترود مرکزی از تنگستن یا ایریدیم است که همگی در مقابل فرسایش به غایت مقاومند. در بعضی موتورها با قدرت کمتر نظیر **PT-6** از شمع نوع **glow type** استفاده میشود که قیافه ای شبیه فندک اتومبیل داشته و در اثر عبور جریان سرخ و گداخته شده و مخلوط را مشتعل میسازد و در هوای بسیار سرد کاربرد خوبی دارد.



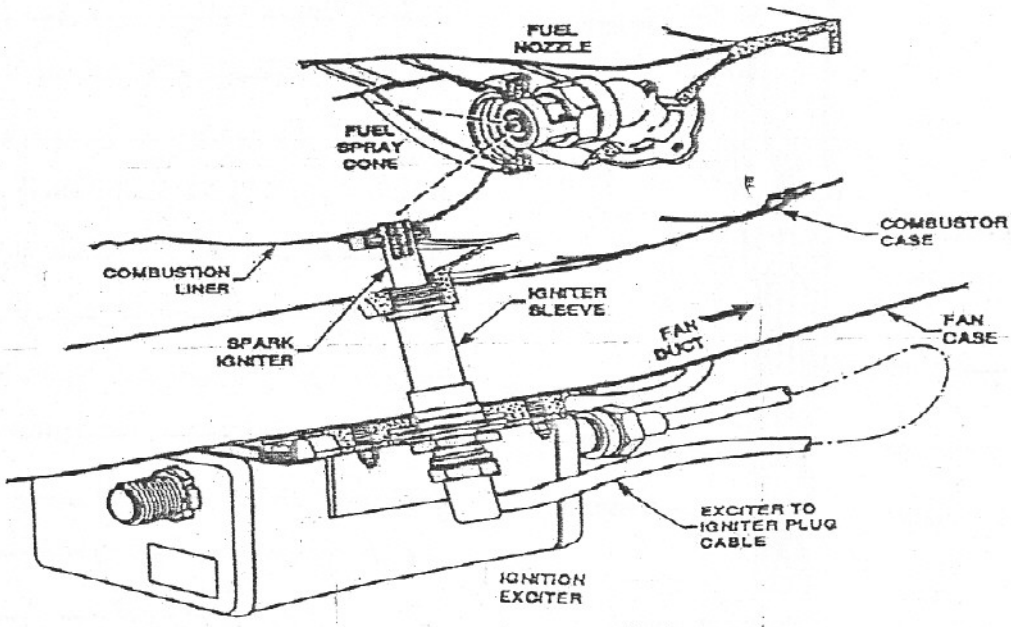
Caution : ولتاژ زیاد و آمپر نسبتا زیاد سیستم جرقه موتور جت میتواند کشنده باشد. از تماس با سیم های سیستم جرقه هنگام روشن بودن موتور باید اکیدا اجتناب گردد. ضمنا بعد از خاموش شدن موتور بایستی حداقل پنج دقیقه صبر کرد تا خازن های سیستم کاملا تخلیه شده و سپس مبادرت به کارهای تعمیراتی نمود و طبق معمول بهترین روش تبعیت از دستورات سازنده است.

سرویس شمع

طبیعی است که تمیز کردن شمع موتور جت بایستی طبق دستوالعمل سازنده آن صورت پذیرد و بازرسی آن شامل بازرسی ظاهری و اندازه گیری gap میتواند باشد.بعد از این مراحل یک چک عملیاتی صورت میپذیرد بطور مثال میتوان سیم شمع را خارج از موتور بدان متصل نموده و با روشن کردن سیستم جرقه میتوان شدت جرقه آنرا با یک شمع نو مقایسه کرد. ضمن اینکه احتیاط اکید در این مورد باید مبذول گردد. یک راه دیگر این است که شمع ها را در موتور نصب کرده و با استفاده از سویچ های موجود در کابین هر لحظه یک شمع را به جرقه وا داشت و با چسباندن گوش خود به لوله اگزوز موتور شدت صدای جرقه ها را ملاحظه کنیم. نرخ معمول جرقه بین **0.5** تا **2** جرقه در ثانیه است، ضمن اینکه مطابق معمول بهترین مرجع دستورالعمل سازنده میباشد.

تعویض شمع

بیشتر شرکت ها بر اساس تجربه حاصل از روند و آهنگ استهلاک عملیاتی به یک فاصله زمانی معین برای تعویض شمع دست می یابند. به عنوان مثال برای یک هواپیمای دور پرواز زمان تعویض شمع میتواند بین **800** تا **1200** ساعت پرواز باشد ولی در یک هواپیمائی که در نقاط متعدد فرود می آید به علت کارکرد مکرر شمع ها این فاصله زمانی به **200** تا **300** ساعت کار موتور تقلیل مییابد. این نکته نیز قابل یادآوری است که عمر شمع در سیستم **low tension** حدود دو برابر است.



Igniter plug installation on turbofan engine.

Starting a turbofan engine with a pneumatic starter

To provide a good understanding of the starting procedures employed with a turbofan engine on a modern airliner, we shall describe here the recommended starting operations for the Pratt & Whitney JT8D engine installed in the Boeing 727 airliner.

The JT8D engine is a twin-spool turbofan engine, similar in many respects to the JT3D described in a previous chapter. The principal difference between the engines is the annular air passage, which carries the forward fan discharge air from the fan to the rear end of the engine where it mixes with the hot primary gases in the exhaust duct. The engine delivers 14,000 lb of thrust at takeoff power.

The starting air duct system for the three engines of the Boeing 727 airliner is shown schematically in the diagram of Fig. 15-1. This system supplies low-pressure air to any engine for starting.

The three control switches for the starters are located on the pilot's overhead panel and are marked ENGINE START. The switches have three positions: OFF, FLIGHT, and GROUND. This means that they may be used for starting either in flight or on the ground. Electric power for controlling the starters is received from the 28-volt d-c battery bus in the main load control panel. Other controls used in conjunction with the cranking-system controls are the air-conditioning control switches, located on the flight engineer's upper panel, and the start levers on the pilot's pedestal.

A common method for starting the engine is to utilize an external air source which is supplied by a ground service unit connected to the ground air-supply fitting of the airplane. An electrically operated control valve permits air to flow to the pneumatic starter when the valve is actuated to the OPEN position by means of the starter switch.

When the left and right air-conditioning-pack shutoff valves are closed and the engine bleed air shutoff valves are open, low-pressure air is available at the starter valve. To start the engine, the start switch is held in the GROUND START position, thus supplying 28-volt d-c power through the normally closed **starter cutout switch** (in the starter) to open the **starter pressure regulating and shutoff valve.**

Because the engine start switch is of the momentary-contact type, care must be taken to hold the switch in the GROUND START position until the starter has reached cutout speed. This is 30 to 35 per cent on the N_2 (high-pressure compressor rotor speed) tachometer. If the starter switch is not held closed, a **hot start** may result.

With the engine start switch in the GROUND START position, the engine should accelerate; and when the N_2 tachometer indicates 12 to 14 per cent rpm, fuel and ignition are supplied by advancing the start lever to the START detent. The starter will continue to assist the engine rotation after light-up until the starter cutout switch opens upon attaining the proper speed. At cutout speed, electric power to the pressure regulating and shutoff valve will be interrupted by the centrifugally opened starter cutout switch, and the valve will close, thus ending the starter operation.

Engine light-up should occur within 20 sec after advancing the start lever to the start detent. After light-up the start lever is advanced to the IDLE position, the engine start switch is placed in the FLIGHT position to maintain ignition, and the engine bleed air shutoff valves are closed.

Considerable care must be exercised in the operation of the pneumatic starter. Because the starter is not designed for continuous operation, its duty cycle must not be exceeded. The normal duty cycle is 30 sec on and 1 min off. If the engine fails to start and accelerate normally, the operation should be stopped and no further attempt made to start until 15 sec after the N_2 tachometer indicates that the engine has stopped rotating.

Summary of operating procedures

The first requirement for jet-engine operation is that the operator be familiar with the engine and its operating instructions. A careful adherence to the instructions will result in long and satisfactory service from the engine.

Overheating of the turbine or other parts of an engine, either during starting or operation, will usually require that the engine be completely overhauled. Therefore, it is of the utmost importance that **hot starts** be avoided. Modern fuel-control units are designed to prevent hot starts; however, the operator may cause overheating damage by improper use of the equipment.

Engine ducts should be carefully inspected for foreign objects or material before starting the engine. Also, the airplane must be located so that it will not pick up dirt, rags, rocks, or other material. The area to the rear of the airplane must also be clear of anything which might be damaged by the hot exhaust gases.

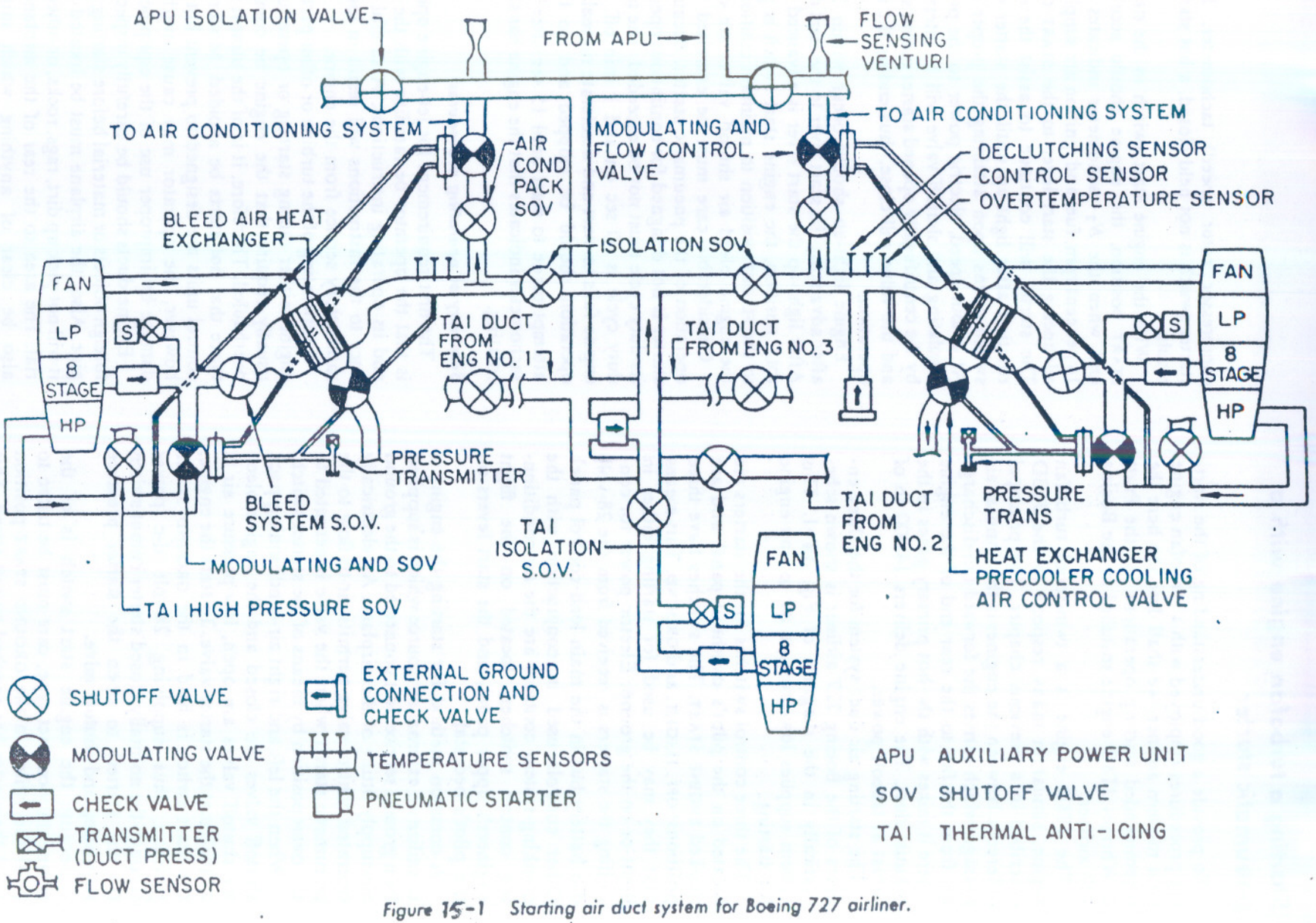
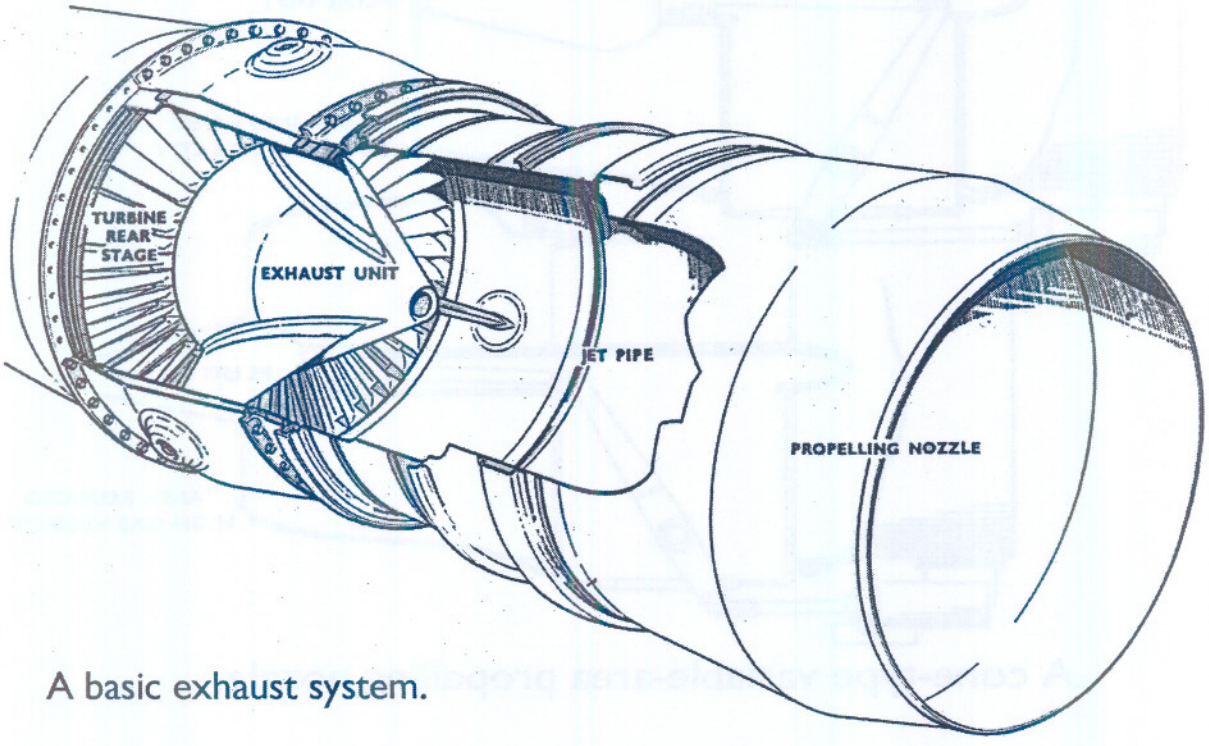


Figure 15-1 Starting air duct system for Boeing 727 airliner.

فصل شانزدهم

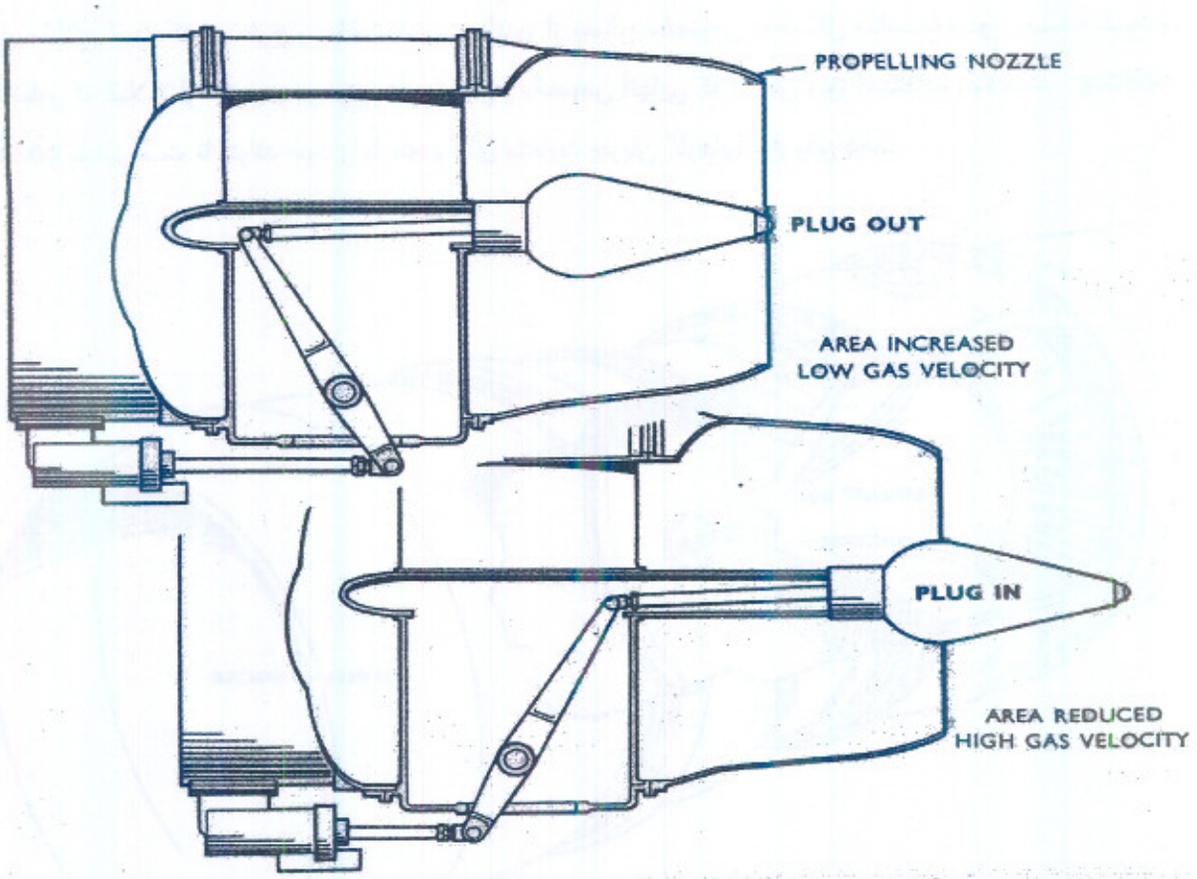
سیستم خروج گازها

همانطوری که تا به حال در طول بحث در مورد نحوه کار و ساختمان موتور جت فرا گرفتیم، گازهای خروجی موتور به منظور ایجاد تراست با جهت و سرعت معینی از طریق سیستم اگزوز وارد اتمسفر میشوند. در موتورهای توربوجت سرعت و فشار گازهای اگزوز موجب تولید تراست میشود که در فصل دوم فرمول آنرا نیز مشاهده کردیم ولی در موتورهای توربوپراپ درصد کمی از نیروی تراست توسط گازهای اگزوز حاصل میگردد زیرا که قسمت اعظم انرژی آنها برای گردش ملخ توسط توربین های اضافی جذب گردیده است. طراحی مناسب سیستم اگزوز تاثیر قابل ملاحظه ای بر عملکرد موتور جت دارد.درجه حرارت گازهای ورودی به قسمت اگزوز با توجه به نوع موتور جت بین **550** تا **850** درجه سانتیگراد است و در صورت استفاده از پس سوز این حرارت ممکن است به **1500** درجه سانتیگراد و حتی بیشتر نیز برسد. در هر حالت به منظور جلوگیری از تغییر شکل و برداشتن ترک و نیز انتقال حرارت به ساختمان هواپیما لازم است که در طرح و ساخت سیستم اگزوز از مصالح مخصوص به شکل مناسب سود جسته شود و نیز همانطور که قبلا اشاره کردیم در موتورهای مدرن و بخصوص آنهایی که از پس سوز استفاده میکنند، **propelling nozzle** متغیر است تا بتواند خود را با حجم های متفاوت جریان گازهای داغ وفق دهد.



A basic exhaust system.

جریان گازهای داغ با سرعتی معادل **750ft/s** تا **1200ft/s** از توربین وارد قسمت اگزوز میشود و چون چنین سرعت هایی به علت اصطکاک موجب **loss** شدیدی میشوند، از این جهت از طریق واگرائی **(divergence)** سرعت این گازها کاهش داده میشود. بدین طریق که اگر دقت کنیم بعد از آخرین توربین **exhaust cone** قرار گرفته که اولا به مسیر شکل واگرایی داده ثانیا از فرو ریختن گازهای اگزوز پشت دیسک توربین جلوگیری میکند ضمنا چون گازهای خروجی از توربین حالت چرخشی **(whirl)** دارند که این نیز موجب **loss** انرژی میشود. به منظور مستقیم نمودن گازها دیواره هایی در قسمت اگزوز تعبیه شده است. گازهای اگزوز از طریق **propelling nozzle** که تشکیل یک مجرای همگرا را میدهد وارد اتمسفر شده و در نتیجه سرعت آنها افزایش مییابد. همانطور که قبلا دیدیم موتورهای جت از نوع **bypass** دارای دو جریان متفاوت اگزوز میباشند. یکی جریان هوای نسبتا خنک که قبل از کمپرسور فشار بالا راه خود را جدا کرده و کانال جانبی موتور را طی میکند و دیگری گازهای داغ اگزوز که در قسمت اگزوز این دو جریان با هم به طریق مناسب مخلوط میشوند. به عنوان یادآوری خاطر نشان میسازم که مزیت **bypass** این است که راندمان رانشی[1] را افزایش و **sfc** را کاهش میدهد. ضمنا صدای موتور نیز کاهش می یابد. همانطور که قبلا نیز قید گردیده به منظور جلوگیری از انتقال حرارت به سازه هواپیما قسمت های داغ موتور و بخصوص قسمت اگزوز را با لایه های مخصوص **insulator** میپوشانند و حتی ممکن است در موتورهای جتی که پس سوز دارند، دیواره قسمت اگزوز دو لایه باشد تا بین دولایه، جریان هوای خنک روان گشته و از انتقال حرارت زیاد به بدنه، ممانعت به عمل آورد.



A cone-type variable-area propelling nozzle.

[1] propulsive efficiency

Gas Turbine Engine Emissions

The Gas Turbine Engine has a highly efficient combustion cycle and produces very little atmospheric pollution in comparison to many industrial fuel-burning processes.

Combustor efficiency is over 99 percent when the engine is operating at a high power setting, dropping to approximately 95 percent at idle. Most of the emissions from the hot exhaust are non-pollutants consisting of the following approximate values: Oxygen, 15%; inert gas and water vapor, 82%; and, carbon dioxide, 4%. Actual pollutants by weight are only about 0.04% at full power and 0.13% at idle power.

Gas Turbine emissions classed as pollutants by the Environmental Protection Agency (EPA) are as follows:

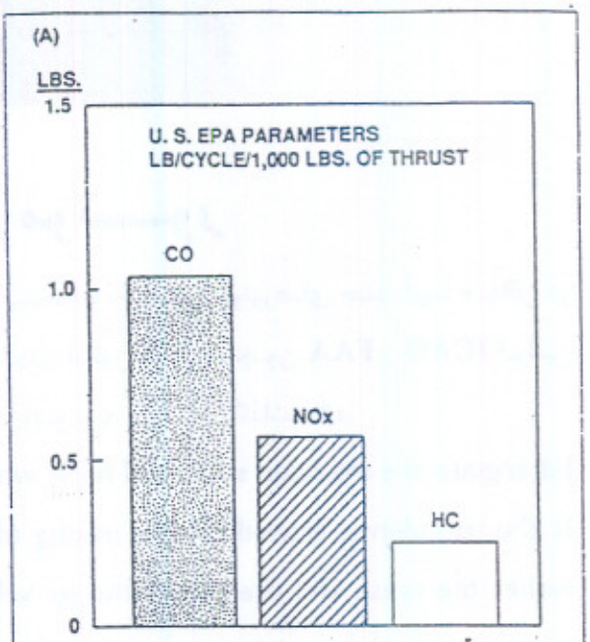
a. Smoke (carbon particles);
b. Unburned hydrocarbons in fuel (HC);
c. Carbon Monoxide (CO);
d. Oxides of Nitrogen (NOx).

Pollutants are formed in two ways: By inefficiency in the combustion process, and by high flame temperature reaction to burning of hydrocarbon fuel in air. HC and CO result mainly from combustor inefficiencies and NOx results from high flame temperatures.

HC and CO are formed primarily at low power settings near the walls of the combustor liner where cooling air inhibits complete combustion at a time when atomization of fuel by the fuel nozzle is poor and combustor temperatures are low. NOx is the natural by-product of hydrocarbon fuel burned at the very high temperature necessary for good power production and fuel economy.

The "reduced smoke" combustor liner mentioned in the early part of the combustor section was designed to reduce HC, CO, and smoke, but it increased slightly the NOx emission by producing a shorter, hotter flame pattern. From these two examples, one can see some of the trade-offs between forms of pollution and economy of operation.

All gas turbine engines are tested by the EPA to ensure that federal standards are being met. Engine manufacturers consistently strive to improve their products by increasing engine performance and reducing fuel consumption and, at the same time, meet current EPA standards (Figure 16).



(B) COMPOSITION OF EXHAUST

(PERCENT BY WEIGHT)

	Idle Power	Take Off Power	Pure Air
OXYGEN (O_2)	18.54%	15.06%	20.95%
CARBON DIOXIDE (CO_2)	1.60%	3.66%	0.03%
INERT GASES & WATER (N_2, A_r and H_2O)	79.73%	81.24%	79.02%
POLLUTANTS	0.13%	0.04%	—
TOTALS	100%	100%	100%

Fig.16 –A — Engine emissions limits for turbofan engines: Pound of pollutants, per take-off and landing cycle, per pound of rated thrust.

Fig.16–B — Typical composition of aircraft gas turbine engine emissions.

Pollution of the atmosphere has become an important issue all over the world. In any combustion process, smoke indicates incomplete burning. Unburned carbon particles that are visible as smoke imply an incomplete combustion and indicate the presence of additional greenhouse gases. So-called "smokeless burners" have been developed by aero engine manufacturers. However, their improvement in performance efficiency is actually minimal, although they do contribute to reductions in aesthetic complaints from communities living around airports.

In the 1970s, it was possible to fly over France and Germany into Scandinavia with clear blue skies, while high above was an increasing criss-cross of contrails from exercizing NATO aircraft. Returning by the same route a few hours later, the contrails could be seen to have merged into a continuous sheet of cirrus cloud, which thickened during the day.

Smoking factory chimneys and all forms of combustion create greenhouse gases. One apparent result of all these gasses is the hole in the ozone layer, larger than Europe, which exists in the Southern Hemisphere. The atmosphere's ability to screen the sun's ultraviolet (UV) radiation is reduced in Australia due to this hole. Cancer causing melanomas are becoming much more common.

During the summer, daily levels of UV are broadcast on television. This is just a foretaste of what will happen to the whole planet unless the production of greenhouse gases is reduced.

Conventional GTEs produce CO, CO_2, nitrous oxide (N_2O), and traces of other noxious gases in their combustion chambers. The European Commission (EC), United States, and Japan have set commendable targets for reducing these gases. Target figures providing up to 80% reduction have been set for engines of the future.

فصل هفدهم

سر و صدای موتور

امروزه یکی از عوامل آلودگی محیط زیست سر و صدا بوده و هواپیماها و بخصوص موتورهای جت آنها حداقل در محدوده فرودگاه ها از این نظر سهم مهمی دارند. از این رو سازمانهای قانون گذار همچون **FAA** و **ICAO** قوانین بخصوصی را در رابطه با محدودیت حداکثر سر و صدای هواپیماها وضع و به مورد اجرا گذاشته اند.

Jet engines are the main source of noise which is hazardous to aircraft structure and health. It is the turbulence caused by the mixing of the gases of exhaust with the atmosphere that makes the noise and the higher the jet velocity; the greater the noise level. A reduction in noise occurs if the mixing rate is increased or the jet velocity is reduced (by pass type and turbofan engines). The speed-up of the mixing of the exhaust with the atmosphere is achieved by increasing the contact area of atmosphere with hot gas stream by using a "corrugated" or "lobe" type exhaust nozzle. The noise suppressor forms the propelling nozzle of the exhaust system and may be separate assembly bolted to the jet pipe.

صدای حاصل از موتور جت از سه منبع اصلی نتیجه میشود که عبارتند از : کمپرسور، توربین و گازهای خروجی از اگزوز. اگرچه صدای حاصل از این منابع به دلایل مختلف ایجاد میشوند ولی هر سه با سرعت جریان در داخل موتور نسبت مستقیم دارند. در موتورهای جت خالص منبع اصلی صدا گازهای خروجی میباشند در نتیجه اگر به وسیله ای صدای حاصل از این گازها را کم کنیم، در صدای کلی موتور بی نهایت موثر خواهد بود. صدای حاصل از گازهای اگزوز در نتیجه اغتشاش حاصل از مخلوط شدن گازهای خروجی موتور با اتمسفر بوده و این صدا با سرعت گازهای خروجی نسبت مستقیم دارد. کاهش صدا در این مورد به دو طریق امکان پذیر است که عبارتند از :

1. کم کردن سرعت گازهای خروجی از موتور
2. سرعت بخشیدن به آهنگ مخلوط شدن گازهای اگزوز و اتمسفر که این مطلب به وسیله تغییر دادن شکل لوله اگزوز و بالطبع تغییر دادن شکل هوای خروجی از موتور انجام میگیرد که طبق تصویر دو روش **"corrugated" or "lobe" type exhaust nozzle** برای این منظور بکار میرود. از جمله روش هایی که در موتورهای **big fan** همچون **CF6** یا **JT9-D** برای کم کردن صدا بکار رفته عبارتند از :

i. **High bypass ratio** : در این موتورها این ضریب حدود **5:1** است، در نتیجه حدود **20%** هوا از قسمت داغ موتور عبور کرده و دارای سرعت زیاد است و **80%** بقیه هوا از **fan** عبور کرده و دارای

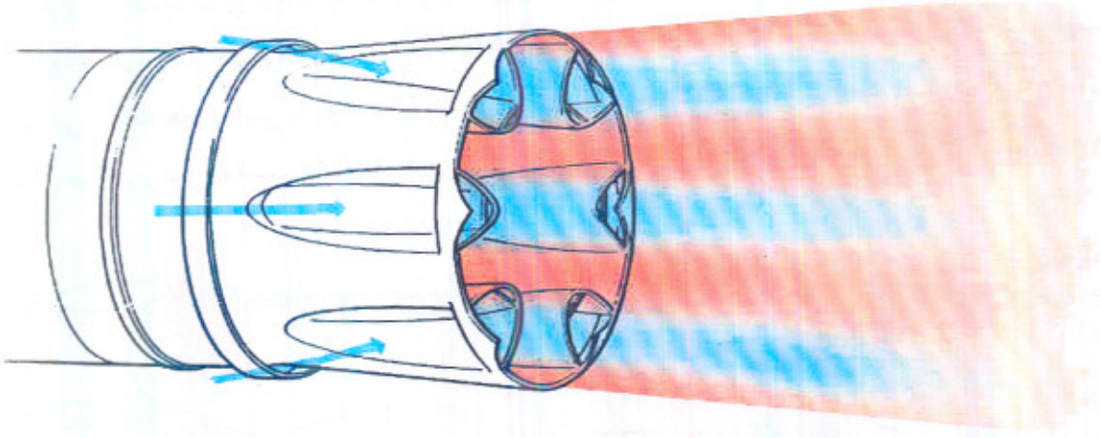
سرعت خروجی به مراتب کمتری بوده، نتیجتا صدای این موتورها کمتر است. در موتور هواپیمای **B777** این ضریب به **9:1** رسیده پس صدای به مراتب کمتر است.

ii. **Long bypass duct :** برای کاهش صدای حاصله از هوای خروجی فن

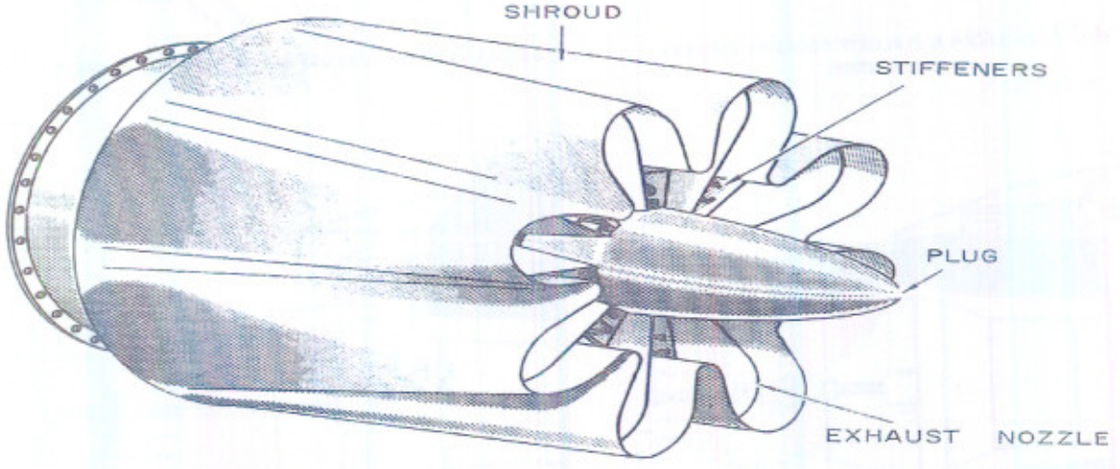
iii. **Sound-absorbent material :** عایق کاری قسمت های مختلف موتور به وسیله مواد مخصوص که البته این شیوه وزن موتور را افزایش داده و در موتورهای قدیمی به صورت اصلاحی بکار میرود.

iv. **Elimination of fan IGV :** با حذف این پره ها صدای حاصل از آنها به علت خاصیت آژیری **(siren)** از بین میرود.

v. افزایش فاصله **exit guide vanes** از فن تا صدای حاصل از برخورد هوای خروجی فن با این پره ها کاهش یابد.



Corrugated exhaust nozzle



Lobe type exhaust nozzle.

در موتور **RB-211** که **triple spool** میباشد علاوه بر نکات فوق از دو نکته دیگر نیز استفاده شده است :

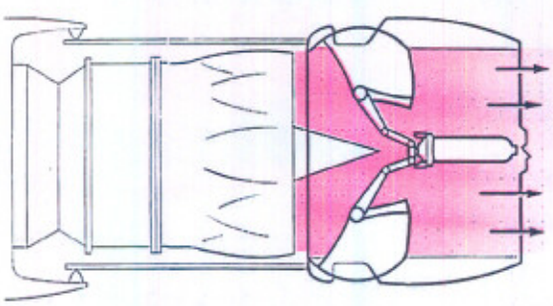
i. **Elimination of fan midspan shroud**

ii. **Reducing fan speed**

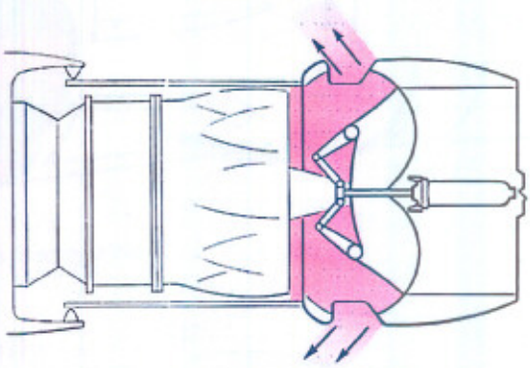
Reverse Thrust

برای توقف سریع هواپیماها، بخصوص انواع بـزرگ از سیـستم **reverse thrust** اسـتفاده میـشود. حـسن دیگـر ایـن سیستم در این است که از سایش شدید ترمز و لاستیک جلوگیری کرده و از لغزش هواپیما در روی بـــاند در صـورت لغزنده بودن جلوگیری میشود. دسته عملکرد این سیستم در روی دسته گاز سوار بوده و در صورتی قابل عملکرد اسـت که اولا هواپیما **touch-down** کرده ثانیا دسته گاز در عقب یعنی حالت **idle** باشد. با بکار انداختن دسـته **reverse** دسته گاز قفل شده و از حالت **idle** قابل حرکت به جلو نمی باشد. زمان استفاده از این سیستم کوتاه است چون سریعا سرعت هواپیما را کاهش داده و خلبان موتور را از حالت **reverse** درمی آورد و الا با کـم شـدن سـرعت هواپیمـا ورود گازهای داغ و متلاطم به موتور سبب **overheat** و حتی واماندگی کمپرسور خواهد شد.

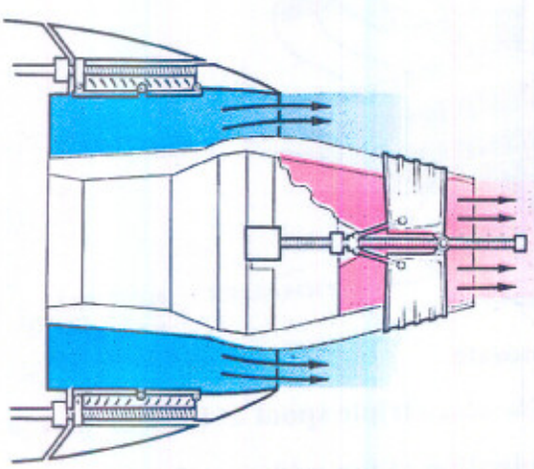
دسته **reverse** دو مرحله حرکت دارد. در مرحله **(notch)** اول مکانیزم شروع به حرکت کـرده و بـا مـسدود نمـودن کانال خروجی دریچه های جانبی را باز مینماید. سپس حرکت به مرحله **(notch)** دوم باعث میـشود جریـان سـوخت زیاد شده و حداکثر رانش معکوس حاصل گردد.



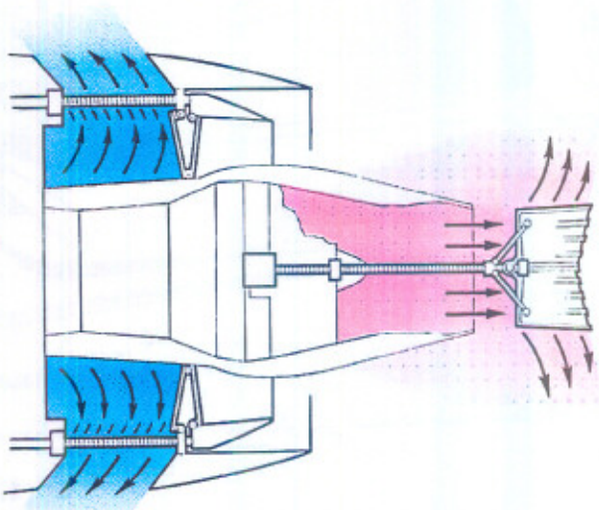
EJECTOR EXTENDED AND BUCKET DOORS IN FORWARD THRUST POSITION



EJECTOR AND BUCKET DOORS IN REVERSE THRUST POSITION



COLD STREAM REVERSER AND HOT STREAM SPOILER IN FORWARD THRUST POSITION



COLD STREAM REVERSER AND HOT STREAM SPOILER IN REVERSE THRUST POSITION

در صورت عدم تکامل مرحله اول حرکت به مرحله دوم امکان پذیر نیست که این خود یک نکته ایمنی است. به هنگام بکار افتادن این سیستم جهت گازهای اگزوز به سمت جلو (تحت زاویه **45** درجه) تغییر کرده و در نتیجه جهت تراست تولیدی معکوس میشود. که مقدار آن حدود **forward thrust %50** است. دو روش رایج برای سیستم رانش معکوس عبارتند از :

i. **Clamshell- type deflector doors**

ii. **Retractable ejector with bucket-type deflector doors**

لازم به تذکر است که در موتورهای جت بزرگ توربوفن نظیر انواع مورد استفاده در ارباس **CF6** و **747(JT9-D)** که به اصطلاح از نوع **high by-pass ratio** هستند (حدود **5:1**) طبق تصویر پس از فرود تراست تولید شده توسط فن را معکوس میکند زیرا بیشتر تراست توسط فن تولید میشود پس این روش تاثیر بیشتری خواهد داشت. در این نوع موتورها جریان گازهای خروجی اگزوز توسط **spoiler** ضایع میشود.

Safety feature for both systems includes a device whereby selection can only be made at idling rpm and unless the doors close properly; engine power can not be increased. Mechanical lock will hold the doors in the last selected position in case of pressure loss in pneumatic operating system.

Engine mounting

The engine is mounted in the a/c in a manner which allows the thrust forces developed to be transmitted to the main a/c structure; in addition to supporting the engine weight and carrying any flight load. Due to the wide variations in the temperature of the engine casings; the engine is mounted so that the casings can expand freely in both a longitudinal and a radial direction.

Engine Cowling

Access to an engine is by hinged doors if it is mounted in wing or fuselage. For a pod mounted engine; the main cowlings are hinged. In all cases quick release fasteners are fitted.

A pod mounted engine is usually far more accessible than a buried type of an engine.

The exterior of the engine and engine cowling (nacelle) are cooled by atmospheric air being passed around the engine and then vented overboard. This cooling air also purges any inflammable vapors from the engine compartment.

A fire proof bulkhead separates the "cool" area (zone 1) of the engine from the "hot" area (zone 2).

فصل هجدهم

سیستم آتش نشـــــانی

هدف از این سیستم آگاهی از وقوع حریق در موتور و مبارزه و خاموش کردن آن میباشد و کلیه موتورهای جت بـه آن مجهز هستند. این سیستم باید طوری طرح و ساخته شده باشد که وقوع حریق بلافاصله به اطلاع خلبان رسانده شده و اقدامات فوری برای اطفاء آن قبل از گسترش آتش صورت پذیرد.

این سیستم از تعدادی **element** های حرارتی تشکیل شده که در اطراف موتور در نقاط مناسب قرار داده شـده انـد و ممکن است به شکل سیم های طویل باشند که در این حالت به آن **continuous element** گویند. در صورت وقـوع آتش سوزی و بالا رفتن درجه حرارت، سیستم چراغی را در کابین روشن نموده و یا زنگی را به صدا درمیـاورد. خلبـان بالافاصله پس از آگاهی از این موضوع با بستن شیر **engine shut off cock** جریان سوخت را به موتـور قطـع و آنـرا خاموش مینماید و در صورتی که موتور توربوپراپ باشد بایستی آنرا **feather** نیز بنماید. خلبان سپس سیـستم اطفـاء حریق را به کار می اندازد. این سیـستم معمـولا متـشکل از دو کپـسول پـر از گـاز فرئـون و یـا **methyl-bromide** میباشد و وقتی خلبان کلید سیستم را در وضعیت روشن قرار داد، **solenoid valve** در کپسول ها عمل نموده و با باز شدن مسیر، گاز با فشار از طریق لوله های مشبک **(perforated spray pipes)** که اطراف موتور قرار دارند، تخلیـه گشته و باعث میشود که اولا پوسته موتور سریعا خنک گشته ثانیا با جلوگیری از تماس هوا با آتش آنرا خاموش سازد.

Hint : پس از خاموش شدن آتش خلبان مجاز به روشن کردن مجدد موتور نیست زیرا ممکن است دوبـاره آتـش رخ داده و کپسول ها خالی از گاز باشند. ضمنا این سیستم باید طوری طرح و ساخته شده باشد کـه **warning** اشـتباهی به خلبان ندهد.

The fire warning system must be so designed that false warning will not occur. The discharge must be sufficient to give a predetermined concentration of extinguishing for a period that may vary between 0.5 and 2 seconds.

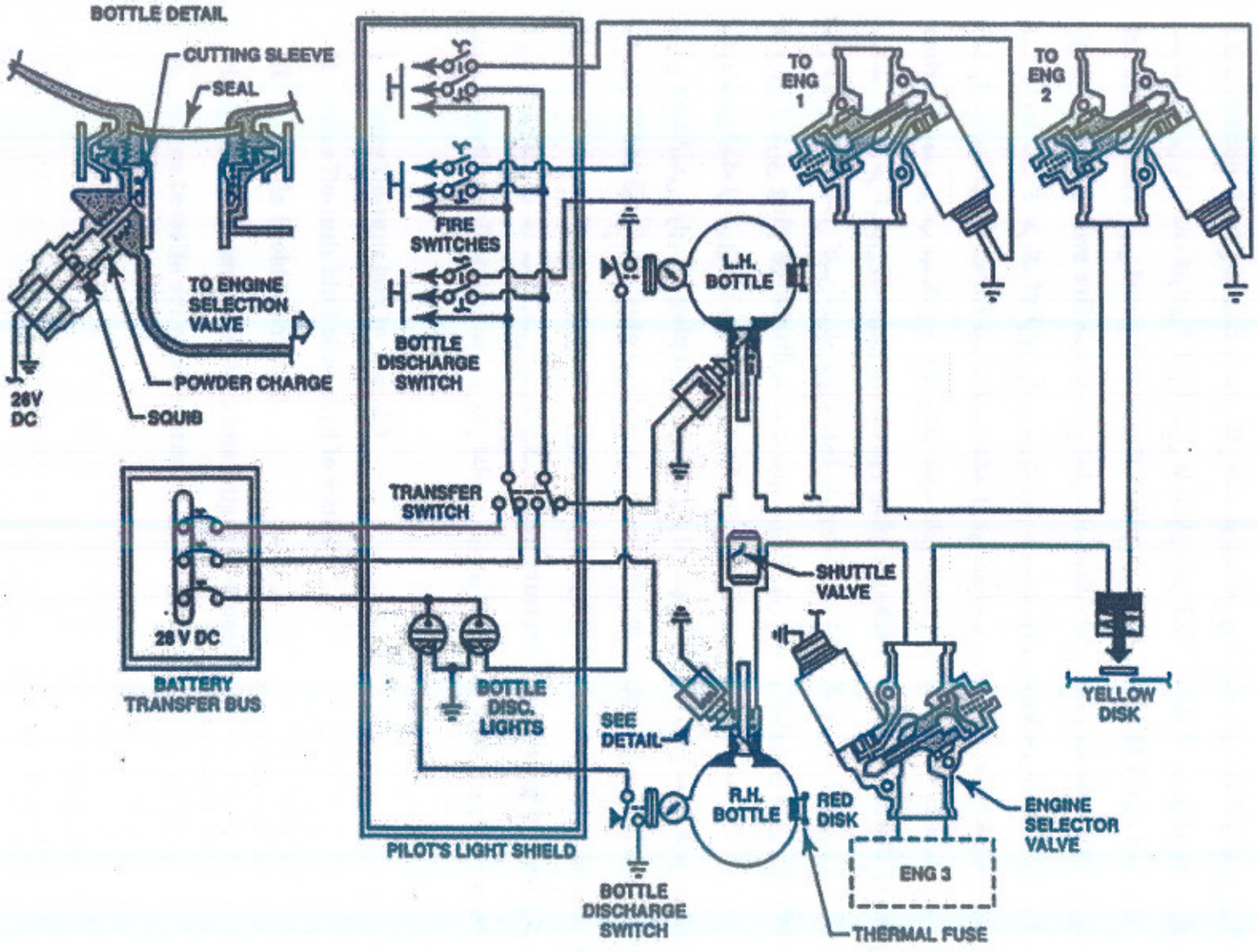
سیستم آتش نشانی موتور بوئینگ 727

در این هواپیما برای خاموش کردن موتورها از گاز فرئون استفاده میشود که در دو کپسول کروی فولادی هریک به ظرفیت **10 pounds** واقع در سمت راست پلکان عقب هواپیما ذخیره گشته و توسط گاز نیتروژن **pressurized** شده اند بنابراین با استفاده انفرادی از این کپسول ها میتوان دوبار اقدام به اطفاء حریق نمود و برای این منظور **selector switch** در روی **pilot's fire switch panel** با دو وضعیت **RH** و **LH** تعبیه شده است.

برای هر موتور یک **fire switch** همراه با سوئچ تخلیه ماده اطفائیه تعبیه شده و سه عدد **valve** در زیر کپسول ها نصب گردیده است که هریک گاز فرئون را در صورت لزوم به سمت موتور مربوطه روانه میسازد. در قسمت زیرین سمت راست بدنه هواپیما سه عدد دیسک تعبیه شده که دو عدد قرمز برای نشان دادن تخلیه کپسول ها بر اثر **overheat** بوده و پرتاب دیسک زرد رنگ بیانگر تخلیه عادی کپسول ها توسط خلبان به علت وقوع آتش سوزی میباشد. در روی هر کپسول یک **pressure gage** و **discharge plug** و **safety discharge plug** وجود دارد. با عمل کردن سوئیچ داخل کابین جریان برق با انفجار خرج باعث پاره شدن یک دیسک فلزی در روی کپسول شده و گاز فرئون از طریق **discharge plug** به سمت موتور مربوطه روان گشته و فضای بین موتور و **cowling** مملو از گاز میشود ضمن اینکه از طریق یک مجرای فرعی دیسک زرد رنگ را کنده و پرتاب مینماید.

مجرای تخلیه ایمنی دارای یک **plug** فلزی قابل ذوب با لوله منتهی به دیسک نشان دهنده قرمز میباشد و اگر درجه حرارت از **266°F** تجاوز نماید، **plug** فوق الذکر ذوب گشته و فشار گاز دیسک قرمز را پرتاب نموده و گازها به بیرون تخلیه خواهند شد. در کابین خلبان دو عدد چراغ به رنگ زرد کهربائی قرار دارند که در صورت تخلیه هریک از کپسول ها و یا کاهش فشار به حد مخصوصی توسط یک **pressure switch** واقع در **pressure gage** کپسول روشن میشوند. **engine fire switches** علاوه بر بکار انداختن سیستم آتش نشانی کارهای زیر را انجام میدهند :

i. **Closure of fuel shut-off valve.**
ii. **Closure of hydraulic fluid shut-off valve.**
iii. **Closure of bleed air valve.**
iv. **Closure of engine and surface thermal anti-icing .**
v. **Tripping of the generator relay for affected engine.**



The Boeing 727 aircraft utilizes two fire bottles and three selector valves to provide fire suppression to all three engines. With this arrangement, the cockpit crew can discharge both bottles to a single engine.

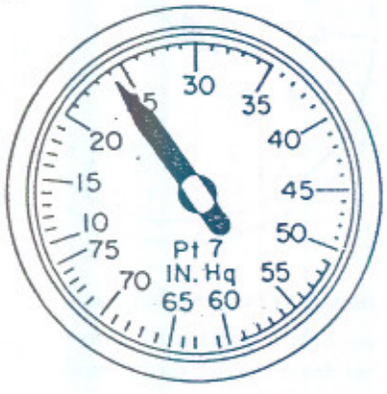
JET ENGINE INSTRUMENTS

Although engine installations may differ, depending upon the type of both the aircraft and the engine, gas turbine engine operation is usually controlled by observing the instruments discussed in the following paragraphs.

Engine thrust is indicated by either a turbine pressure indicator or an engine pressure ratio indicator, depending upon the installation. Both types of pressure instruments are discussed here because either indicator may be used. Of the two, the turbine discharge pressure indicator is usually more accurate, primarily because of its simplicity of construction. It may be installed on the aircraft permanently or, in some instances temporarily, such as during an engine trim. An engine pressure ratio indicator, on the other hand, is less complex to use because it compensates automatically for the effects of airspeed and altitude factors by considering compressor inlet pressure.

Turbine Discharge Pressure Indicator

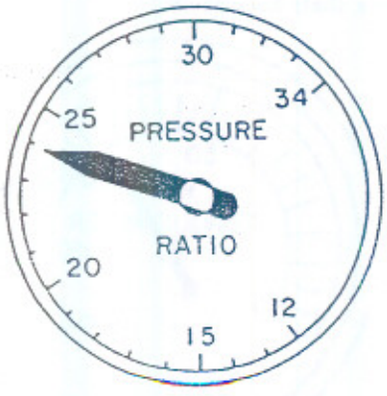
This instrument not only indicates the total engine internal pressure immediately aft of the last turbine stage, but also indicates the pressure available to generate thrust, when used with compressor inlet pressure.



Turbine discharge pressure

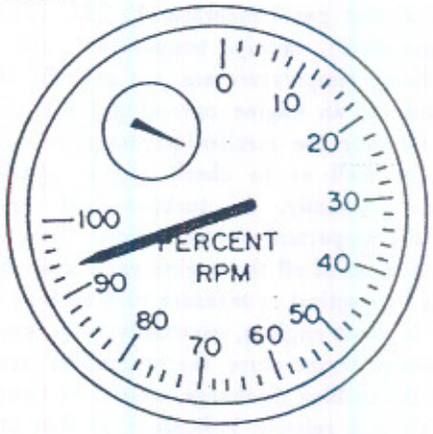
Engine Pressure Ratio Indicator

EPR (engine pressure ratio) is an indication of the thrust being developed by the engine. It is instrumented by total pressure pickups in the engine inlet and in the turbine exhaust. The reading is displayed in the cockpit by the EPR gage. which is used in making engine power settings.



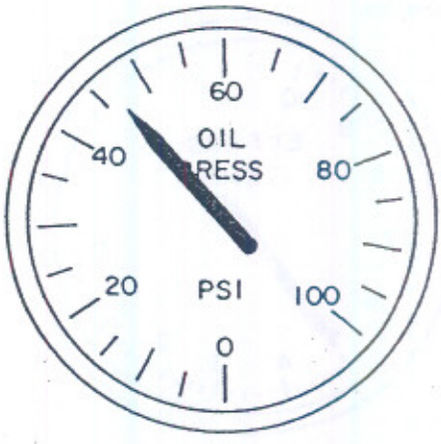
Tachometer

Gas turbine engine speed is measured by the compressor r.p.m., which will also be the turbine r.p.m. Tachometers (figure below) are usually calibrated in percent r.p.m. so that various types of engines can be operated on the same basis of comparison. As previously noted, compressor r.p.m. on centrifugal-compressor turbojet engines is a direct indication of the engine thrust being produced. For axial-compressor engines, the principal purpose of the tachometer is to monitor r.p.m. during an engine start and to indicate an overspeed condition, if one occurs.



Engine Oil Pressure Indicator

To guard against engine failure resulting from inadequate lubrication and cooling of the various engine parts, the oil supply to critical areas must be monitored. The oil pressure indicator usually shows the engine-oil-pump discharge pressure.

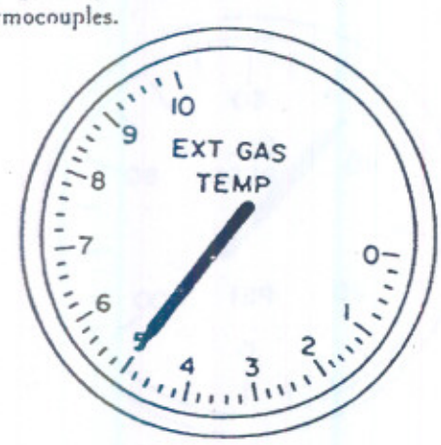


Engine Oil Temperature Indicator

The ability of the engine oil to lubricate and cool depends on the temperature of the oil, as well as the amount of oil supplied to the critical areas. An oil-inlet temperature indicator frequently is provided to show the temperature of the oil as it enters the oil pressure pump. Oil-inlet temperature is also an indication of proper operation of the engine oil cooler.

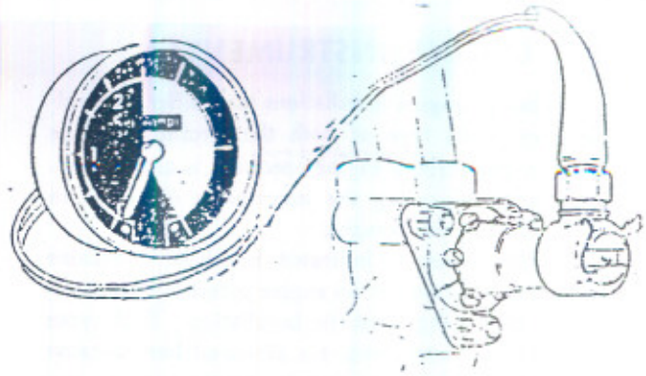
Exhaust Gas Temperature Indicator

EGT (exhaust gas temperature), TIT (turbine inlet temperature), tailpipe temperature, and turbine discharge temperature are one and the same. Temperature is an engine operating limit and is used to monitor the mechanical integrity of the turbines, as well as to check engine operating conditions. Actually, the turbine inlet temperature is the important consideration, since it is the most critical of all the engine variables. However, it is impractical to measure turbine inlet temperature in most engines, especially large models. Consequently, temperature thermocouples are inserted at the turbine discharge, where the temperature provides a relative indication of that at the inlet. Although the temperature at this point is much lower than at the inlet, it provides surveillance over the engine's internal operating conditions. Several thermocouples are usually used, which are spaced at intervals around the perimeter of the engine exhaust duct near the turbine exit. The EGT indicator (figure below) in the cockpit shows the average temperature measured by the individual thermocouples.



VIBRATION

A turbo-jet engine has an extremely low vibration level, and a change of vibration due to an impending or partial failure may pass without being noticed. Many engines are therefore fitted with vibration indicators that continually monitor the vibration level of the engine. The indicator is usually a milliammeter that receives signals through an amplifier from engine mounted transmitters Shows the vibration level, often given in mils (thousandths) of inches at four locations, two on the LP system at the fan and turbine and two on the HP system at the N2 compressor and turbine. Four

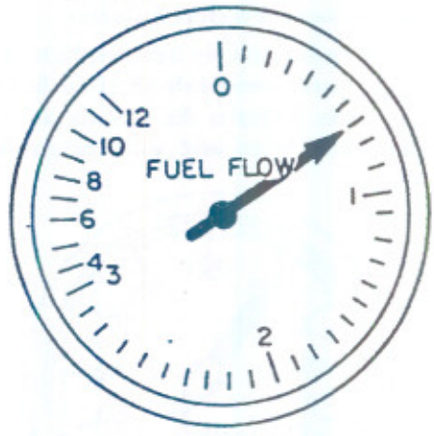


Vibration transmitter and indicator

mils is the approximate allowable maximum vibration at any location.

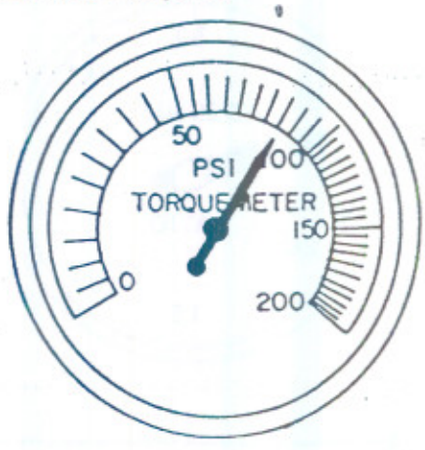
Fuel-Flow Indicator

Fuel-flow instruments indicate the fuel flow in lbs./hr. from the engine fuel control. Fuel flow is of interest in monitoring fuel consumption and checking engine performance.



Torquemeter (Turboprop Engines)

Because only a small part of the propulsive force is derived from the jet thrust, neither turbine discharge pressure nor engine pres-ure ratio is used as an indicator of the power produced by a turboprop engine. Turboprops are usually fitted with a torquemeter. The torquemeter (figure below) can be operated by a torquemeter ring gear in the engine nose section similar to that provided on large reciprocating engines or by pick-ups on a torque shaft. The torque being developed by the engine is proportional to the horsepower, and is used to indicate shaft horsepower.



فصل نوزدهم

تعمیر و نگهداری موتور

پروسه های زمینی موتور

یک موتور در روی زمین به دلائل زیر ممکن است که توسط پرسنل مجاز روشن گردد :

1. چک کردن سیستم ها و تنظیم بعضی از واحدها بخصوص بعد از تعویض موتور
2. جهت عیب یابی در یکی از سیستم های موتور یا هواپیما
3. به منظور چک کردن سیستم ها یا کسب اطمینان از تعمیراتی که انجام شده است.

طبیعی است که قبل از اقدام به روشن کردن موتور و نیز هنگامی که موتور در حال کار کردن است بایستی حداکثر احتیاط و دور اندیشی لازم رعایت گردد، مثلا :

1. قسمت های ورودی و خروجی موتور دقیقا بازرسی شده تا به هیچ وجه اجسام خارجی در آنها وجود نداشته باشد.
2. تجهیزات اطفاء حریق همراه با مسئول مربوطه در مجاورت موتور موجود باشد.
3. مکانیک مسئول نبایستی لباس های گل و گشاد که ممکن است موجب دردسر و گرفتاری شود به تن داشته و نیز از نظر حفظ سلامتی بایستی از **ear-plug** استفاده کرده و در فواصل معینی در جلو و عقب موتور قرار نگیرد که این فواصل با توجه به نوع و قدرت موتور تغییر نموده و جهت آگاهی از این فواصل بهتر است به **manual** مربوطه مراجعه شود.
4. قبل از روشن کردن موتور بایستی سیستم های هشدار دهنده و اضطراری چک شده و از کار کردن آنها اطمینان حاصل گردد.
5. سیستم های غیر ضروری که بهتر است، آنها را **air bleed** بنامیم، بایستی خاموش باشند.
6. روشن کردن موتور بایستی طبق رویه های مصوب سازنده انجام گردیده و بخصوص بایستی مواظب **hot start** باشیم.
7. زمان **ground run** بایستی سعی شود، حداقل باشد.
8. میدانیم که موتورهای جت توسط قطع سوخت بوسیله **H.P. cock** خاموش میگردند و این عمل در وضعیت **idle** صورت می پذیرد. منتهی احتیاطا قبل از خاموش کردن باید موتور چند دقیقه ای در وضعیت **idle** کار کند. زمان بین بستن **H.P. cock** تا لحظه توقف کامل موتور را **engine run-down time** میگویند.

Trouble Shooting

این واژه به معنای کشف عیب و برطرف کردن آن است و در این راستا نکات زیر بایستی رعایت گردد :

1. عیب بایستی دقیقا شناخته شده و نیز تعیین گردد که مربوط به کدام سیستم میباشد.
2. بایستی دقیقا مشخص شود که کدام قطعه از سیستم مربوطه موجب این عیب میشود.
3. اصولا در رفع عیب بایستی از ساده ترین قسمت شروع و به مشکل ترین ختم شود تا از افزایش هزینه تعمیرات اجتناب گردد.
4. در عیب یابی، آلات دقیق کمک بسیاری به تکنیسین مینمایند یعنی میتوان از تجزیه و تحلیل **reading** آلات دقیق موتور به کشف عیب نائل شد.

بـازرسی موتـــــور

به منظور کسب اطمینان از صحت کار یک موتور بازرسی هائی برای آن در نظر گرفته شده که عبارتند از :

1. **preflight and daily inspection** : این بازرسی قبل از اولین پرواز در روز یا آخرین پرواز در شب انجام میشود و دامنه آن محدود بوده و نیازی به باز کردن **cowling** نیست. در این بازرسی سطح روغن چک شده و قسمت های ورودی و خروجی موتور بازرسی میشوند تا اشکالی وجود نداشته و بخصوص باید توجه زیادی به مسئله **FOD** داشت.
2. **periodic inspection** : این بازرسی های دوره ای بر اساس ساعت کار موتور و پرواز هواپیما انجام شده و به دو دسته تقسیم میشوند :
   a) **minor inspection** : این بازرسی شامل قطعاتی میگردد که ساعت کمی بین دو بازرسی دارند مثلا فیلترهای روغن، **chip detector** ، لوله های سوخت از نظر نشطی بازرسی و کسب اطمینان از کار مناسب **control linkage** و نیز روغن کاری آنها.
   b) **major inspection** : این بازرسی شامل آن دسته از قطعات و سیستم ها میشود که عمر کاری آنها بیشتر است و این قسمت هامعمولا پیاده شده و قسمت هایی از آنها **disassemble** میشود. مثلا **jet pipe** باز شده و تیغه های توربین بازرسی میگردند که به بازرسی قسمت های داغ موتور اصطلاحا **HSI=hot section inspection** میگویند و نیز قسمت ورودی باز شده و تیغه های کمپرسور اعم از **rotor** و **stator** بازرسی میگردند، محفظه های احتراق و **flame tubes** و **fuel nozzles** بازرسی میشوند و ... .

فصل بیستم

پروسه های تعمیرات اساسی

یک موتور جت ممکن است به دلائل زیر برای **overhaul** به کارخانه سازنده یا موسسات مجاز فرستاده شود :

1) تمام شدن ساعت کار موتور **time expiration**
2) توقف ناگهانی ملخ در موتورهای توربوپراپ
3) وجود بیش از حد براده فلز در سیستم روغنکاری
4) مصرف بیش از حد روغن **excessive oil consumption**
5) صدمات مکانیکی
6) عدم تولید قدرت مجاز **general reconditioning**
7) اصلاحات و تعمیرات کلی **F.O.D.** (8

قبل از پیاده کردن موتور لازم است که بعضی نکات رعایت و اجرا گردد : **preservation run-up** : سیستم های روغنکاری و سوخت رسانی را تخلیه نموده و به جای آنها با یک روغن مخصوص که به آن **preservation oil** یا **inhibiting oil** میگویند سیستم را آغشته نموده و از زنگ زدن قطعات آنها جلوگیری میشود. سپس موتور را در داخل کیسه های پلاستیکی قرار داده و مقداری ماده جاذب رطوبت داخل کیسه میریزند و در صورتیکه بخواهیم موتور را با کشتی و یا وسیله دیگری به راه دور حمل کنیم آنرا داخل جعبه های چوبی یا فلزی قرار میدهیم. بعد از تعمیرات اساسی، ساعت کار موتور صفر میشود. اصولا زمان بین تعمیرات اساسی در موتورهای مختلف، متفاوت است. در موتورهای **civil** این زمان بیشتراز موتورهای نظامی است. هنگام تعمیرات اساسی کارهای زیر بروی موتور انجام میشود

1) **disassemble** : در این مرحله موتور را تا حد کوچکترین قطعات باز میکنند.
2) **cleaning** : در این مرحله قطعات مختلف موتور را به روش های مختلف هم چون شیمیایی و نیز **sandblasting** تمیز میکنند.
3) **inspection** : در این مرحله تمام قطعات را به روش های مختلف **visual**، **dimensional** و **crack detection** بازرسی میکنند.
4) **repairs** : در موتورهای جت قطعات چرخنده در صورت وجود **crack** معمولا قابل تعمیر نیستند و قطعات غیر چرخنده به روش های مختلف قابل تعمیر و جوشکاری هستند. روش های مختلف جوش کاری دقیق مورد استفاده عبارتند از : **a) inert gas welding** **b) electron beam welding**
5) پس از انجام تمام تعمیرات قطعات گردان همچون کمپرسور و توربین به صورت استاتیک و دینامیک بالانس میشو ند که قبلا در این مورد صحبت کرده ایم.
6) بعد از انجام تمام مراحل فوق موتور را **assemble** میکنند. موتورهای جت معمولا به صورت عمودی **assemble** میشوند.
7) در خاتمه موتور را در **test-cell** آزمایش میکنند تا مطمئن گردند که حداقل تراست لازم را تولید میکند.

TURBOJET ENGINE OPERATION

The engine operating procedures presented here apply generally to all turbojet engines. The procedures, pressures, temperatures, and r.p.m.'s which follow are intended primarily to serve as a guide. It should be understood that they do not have general application. The manufacturer's operating instructions should be consulted before attempting to start and operate a turbojet engine.

In contrast to the many controls for a reciprocating engine, a turbojet engine has only one power control lever. Adjusting the power lever or throttle sets up a thrust condition for which the fuel control meters fuel to the engine. Engines equipped with thrust reversers go into reverse thrust at throttle positions below "idle." A separate fuel shutoff lever is usually provided on engines equipped with thrust reversers.

Prior to start, particular attention should be paid to the engine air inlet, the visual condition and free movement of the compressor and turbine assembly, and the parking ramp area fore and aft of the aircraft. The engine is started by using an external power source or a self-contained, combustion-starter unit. Starter types and the engine starting cycle have been discussed previously. On multi-engine aircraft, one engine usually is started by a ground cart that supplies the air pressure for a pneumatic starter on the engine. Air bled from the first engine started then is used as a source of power for starting the other engines.

During the start, it is necessary to monitor the tachometer, the oil pressure, and the exhaust gas temperature. The normal starting sequence is: (1) Rotate the compressor with the starter, (2) turn the ignition on, and (3) open the engine fuel valve, either by moving the throttle to "idle" or by moving a fuel shutoff lever or turning a switch. Adherence to the procedure prescribed for a particular engine is necessary as a safety measure and to avoid a "hot" or "hung" start.

A successful start will be noted first by a rise in exhaust gas temperature. If the engine does not "light up" within a prescribed period of time, or if the exhaust-gas-starting-temperature limit is exceeded, the starting procedure should be aborted. Hot starts are not common, but when they do occur, they can usually be stopped in time to avoid excessive temperature by observing the exhaust gas temperature constantly during the start. When necessary, the engine is cleared of trapped fuel or gases by continuing to rotate the compressor with the starter, but with the ignition and fuel turned off.

ENGINE FIRE ON GROUND

If an engine fire occurs or if the fire warning light is illuminated during the starting cycle, move the fuel shutoff lever to the "off" position. Continue cranking or "motoring" the engine until the fire has been expelled from the engine. If the fire persists, CO_2 can be discharged into the inlet duct while it is being cranked. Do not discharge CO_2 directly into the engine exhaust because it may damage the engine. If the fire cannot be extinguished, secure all switches and leave the aircraft.

If the fire is on the ground under the engine overboard drain, discharge the CO_2 on the ground rather than on the engine. This also is true if the fire is at the tailpipe and the fuel is dripping to the ground and burning.

Engine Checks

Checking turbojet and turbofan engines for proper operation consists primarily of simply reading the engine instruments and then comparing the observed values with those known to be correct for any given engine operating condition.

Idle Checks

After the engine has started, idle r.p.m. has been attained, and the instrument readings have stabilized, the engine should be checked for satisfactory operation at idling speed. The oil pressure indicator, the tachometer, and the exhaust gas temperature readings should be compared with the allowable ranges. Fuel flow is not considered a completely reliable indication of engine condition at idling r.p.m. because of the inaccuracies frequently encountered in fuel flowmeters and indicators in the low range on the meters.

Checking Takeoff Thrust

Takeoff thrust is checked by adjusting the throttle to obtain a single, predicted reading on the engine pressure ratio indicator in the aircraft. The value for engine pressure ratio which represents takeoff thrust for the prevailing ambient atmospheric conditions is calculated from a takeoff thrust setting curve similar to that shown in figure 10–70.

This curve has been computed for static conditions. Therefore, for all precise thrust checking, the aircraft should be stationary, and stable engine operation should be established. If it is needed for calculating thrust during an engine trim check, turbine discharge pressure (P_{t7}) is also shown on these curves. Appropriate manuals should be consulted for the charts for a specific make and model engine.

The engine pressure ratio computed from the thrust setting curve represents either wet or dry takeoff thrust. The aircraft throttle is advanced to obtain this predicted reading on the engine pressure ratio indicator in the aircraft. If an engine develops the predicted thrust and if all the other engine instruments are reading within their proper ranges, engine operation is considered satisfactory.

Ambient Conditions

The sensitivity of gas turbine engines to compressor-inlet air temperature and pressure necessitates that considerable care be taken to obtain correct values for the prevailing ambient air conditions when computing takeoff thrust. Some things to remember are:

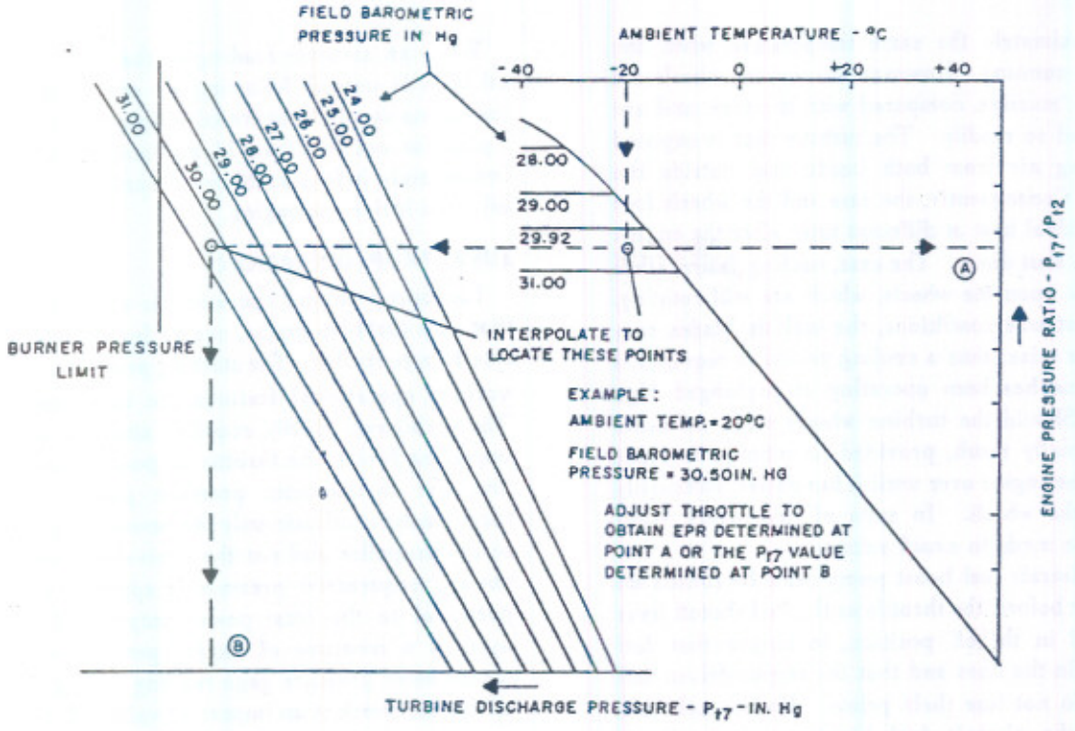


FIGURE 10–70. Typical takeoff thrust setting curve for static conditions.

(1) The engine senses the air temperature and pressure at the compressor inlet. This will be the actual air temperature just above the runway surface. When the aircraft is stationary, the pressure at the compressor inlet will be the static field or true barometric pressure and not the barometric pressure corrected to sea level that is normally reported by airport control towers as the altimeter setting.

(2) Some airports provide the runway temperature, which should be used when available. The aircraft free air temperature indicator may or may not suffice for obtaining the temperature to be used, depending upon the manner in which the free air temperature is instrumented. If the thermometer bulb or thermocouple is exposed to the rays of the sun, the instrument reading will obviously not be accurate. When the control tower temperature must be used, a correction factor should be applied. For an accurate thrust computation, such as when trimming an engine, it is best to measure the actual temperature at the compressor inlet just before the engine is started, by means of a hand-held thermometer of known accuracy. When it is realized that a 5° C. (9° F.) variation on compressor-inlet temperature will result in approximately 2 in. Hg variation in turbine discharge pressure, or 0.06 variation in engine pressure ratio indication, the importance of using the correct temperature for the thrust computation can be readily appreciated.

(3) If only the altimeter setting or the barometric pressure corrected to sea level is available when using the thrust setting curves to calculate turbine discharge pressure, this pressure must be re-corrected to field elevation. A method of obtaining the true pressure is to set the aircraft altimeter to zero altitude and read the field barometric pressure directly in the altimeter setting window on the face of the instrument. This method will work at all but the higher field elevations because of the limit of the altimeter setting scale.

(4) Relative humidity, which affects reciprocating engine power appreciably, has a negligible effect on turbojet engine thrust, fuel flow, and r.p.m. Therefore, relative humidity is not usually considered when computing thrust for takeoff or determining fuel flow and r.p.m. for routine operation.

ENGINE SHUTDOWN

On turbine engines, that do not have a thrust reverser, retarding the aircraft throttle or power lever to "off" cuts the fuel supply to the engine and shuts down the engine. On engines equipped with thrust reversers, this is accomplished by means of a separate fuel shutoff lever. An engine normally will be sufficiently cool to shut down immediately. However, as a rule of thumb, when an engine has been operated above approximately 85% r.p.m. for periods exceeding 1 min. during the last 5 min. prior to shutdown, it is recommended the engine be operated below 85% r.p.m. (preferably at idle) for a period of 5 min. to prevent possible seizure of the rotors. This applies, in particular, to prolonged operation at high r.p.m. on the ground, such as during engine trimming.

The turbine case and the turbine wheels operate

at approximately the same temperature when the engine is running. However, the turbine wheels are relatively massive, compared with the case, and are not cooled so readily. The turbine case is exposed to cooling air from both inside and outside the engine. Consequently, the case and the wheels lose their residual heat at different rates after the engine has been shut down. The case, cooling faster, tends to shrink upon the wheels, which are still rotating. Under extreme conditions, the turbine blades may squeal or seize; thus a cooling period is required if the engine has been operating at prolonged high speed. Should the turbine wheels seize, no harm will normally result, provided no attempt is made to turn the engine over until it has cooled sufficiently to free the wheels. In spite of this, every effort should be made to avoid seizure.

The aircraft fuel boost pump must be turned off after, not before, the throttle or the fuel shutoff lever is placed in the off position, to ensure that fuel remains in the lines and that the engine-driven fuel pumps do not lose their prime. Under such conditions, the aircraft fuel boost pump usually is unable to re-prime the engine-driven fuel pump without air being bled from the fuel control.

Generally, an engine should not be shut down by the fuel shutoff lever until after the aircraft throttle has been retarded to "idle." Because the fuel shutoff valve is located on the fuel control discharge, a shutdown from high thrust settings will result in high fuel pressures within the control that can harm the fuel system parts.

When an accurate reading of the oil level in the oil tank is needed following an engine shutdown, the engine should be operated at approximately 75% r.p.m. for not less than 15 nor more than 30 sec. immediately before shutdown to properly scavenge oil from inside the engine.

TURBOPROP OPERATION

Turboprop engine operation is quite similar to that of a turbojet engine, except for the added feature of a propeller. The starting procedure and the various operational features are very much alike. The turboprop chiefly requires attention to engine operating limits, the throttle or power lever setting, and the torquemeter pressure gage. Although torquemeters indicate only the power being supplied to the propeller and not the equivalent shaft horsepower, torquemeter pressure is approximately proportional to the total power output and, thus, is used as a measure of engine performance. The torquemeter pressure gage reading during the takeoff engine check is an important value. It is usually necessary to compute the takeoff power in the same manner as is done for a turbojet engine. This computation is to determine the maximum allowable exhaust gas temperature and the torquemeter pressure that a normally functioning engine should produce for the outside (ambient) air temperature and barometric pressure prevailing at the time.

COMMERCIAL RATINGS

An understanding of gas turbine engine ratings is necessary to use intelligently the engine operating curves contained in the aircraft and engine maintenance manuals. The ratings for commercial engines are defined by the SAE (Society of Automotive Engineers).

Takeoff (wet). This is the maximum allowable thrust for takeoff. The rating is obtained by actuating the water-injection system and setting the computed "wet" thrust with the throttle, in terms of a predetermined turbine discharge pressure or engine pressure ratio for the prevailing ambient conditions. The rating is restricted to takeoff, is time-limited, and will have an altitude limitation. Engines without water injection do not have this rating.

Takeoff (dry). This is the maximum allowable thrust without the use of water injection. The rating is obtained by adjusting the throttle to the takeoff (dry) thrust for the existing ambient conditions, in terms of a predetermined turbine discharge pressure or engine pressure ratio. The rating is time-limited and is to be used for takeoff only.

Maximum continuous. This rating is the maximum thrust which may be used continuously and is intended only for emergency use at the discretion of the pilot. The rating is obtained by adjusting the throttle to a predetermined turbine discharge pressure or engine pressure ratio.

Normal rated. Normal rated thrust is the maximum thrust approved for normal climb. The rating is obtained in the same manner as maximum continuous. Maximum continuous thrust and normal rated thrust are the same on some engines.

Maximum cruise. This is the maximum thrust approved for cruising. It is obtained in the same manner as maximum continuous.

Idle. This is not an engine rating, but rather a throttle position suitable for minimum thrust operation on the ground or in flight. It is obtained by placing the throttle in the idle detent on the throttle quadrant.

Troubleshooting turbojet engines.

Indicated malfunction	Possible cause	Suggested action
Engine has low r.p.m., exhaust gas temperature, and fuel flow when set to expected engine pressure ratio.	Engine pressure ratio indication has high reading error.	Check inlet pressure line from probe to transmitter for leaks.
		Check engine pressure ratio transmitter and indicator for accuracy.
Engine has high r.p.m., exhaust gas temperature, and fuel flow when set to expected engine pressure ratio.	Engine pressure ratio indication has low reading error due to:	
	Misaligned or cracked turbine discharge probe.	Check probe condition.
	Leak in turbine discharge pressure line from probe to transmitter.	Pressure-test turbine discharge pressure line for leaks.
	Inaccurate engine pressure ratio transmitter or indicator.	Check engine pressure ratio transmitter and indicator for accuracy.
	Carbon particles collected in turbine discharge pressure line or restrictor orifices.	
Engine has high exhaust gas temperature, low r.p.m., and high fuel flow at all engine pressure ratio settings.	Possible turbine damage and/or loss of turbine efficiency.	Confirm indication of turbine damage by: Checking engine coast-down for abnormal noise and reduced time. Visually inspect turbine area with strong light.
NOTE: Engines with damage in turbine section may have tendency to hang up during starting.	If only exhaust gas temperature is high, other parameters normal, the problem may be thermocouple leads or instrument.	Re-calibrate exhaust gas temperature instrumentation.
Engine vibrates throughout r.p.m. range, but indicated amplitude reduces as r.p.m. is reduced.	Turbine damage.	Check turbine as outlined in preceding item.
Engine vibrates at high r.p.m. and fuel flow when compared to constant engine pressure ratio.	Damage in compressor section.	Check compressor section for damage.
Engine vibrates throughout r.p.m. range, but is more pronounced in cruise or idle r.p.m. range.	Engine-mounted accessory such as constant-speed drive, generator, hydraulic pump, etc.	Check each component in turn.
No change in power setting parameters, but oil temperature high.	Engine main bearings.	Check scavenge oil filters and magnetic plugs.
Engine has higher-than-normal exhaust gas temperature during takeoff, climb, and cruise. R.P.M. and fuel flow higher than normal.	Engine bleed-air valve malfunction.	Check operation of bleed valve.
	Turbine discharge pressure probe or line to transmitter leaking.	Check condition of probe and pressure line to transmitter.
Engine has high exhaust gas temperature at target engine pressure ratio for takeoff.	Engine out of trim.	Check engine with jetcal. Re-trim as desired.
Engine rumbles during starting and at low power cruise conditions.	Pressurizing and drain valve malfunction.	Replace pressurizing and drain valves.
	Cracked air duct.	Repair or replace duct.
	Fuel control malfunction.	Replace fuel control.
Engine r.p.m. hangs up during starting.	Subzero ambient temperatures.	If hang-up is due to low ambient temperature, engine usually can be started by turning on fuel booster pump or by positioning start lever to run earlier in the starting cycle.
	Compressor section damage.	Check compressor for damage.
	Turbine section damage.	Inspect turbine for damage.
High oil temperature.	Scavenge pump failure.	Check lubricating system and scavenge pumps.
	Fuel heater malfunction.	Replace fuel heater.
High oil consumption.	Scavenge pump failure.	Check scavenge pumps.
	High sump pressure.	Check sump pressure as outlined in manufacturer's maintenance manual.
	Gearbox seal leakage.	Check gearbox seal by pressurizing overboard vent.

ROLLS-ROYCE – RB211

APPLICATION

Extended range Lockheed TriStar (-524)
Proposed alternative powerplant for Boeing 747 (-524B)
Under consideration by other major airframe manufacturers

DESCRIPTION

Type of engine	3 shaft turbofan	
Compression ratio	28:1	at take-off
By-pass ratio	4.4:1	

DIMENSIONS

Length	119.4 in. (3033 mm) (front of fan to turbine casing rear flange)
Diameter of intake	85.5 in. (2172 mm) (inside front casing flange)

DESIGN FEATURES

STRUCTURE

Short, extremely rigid double skinned engine carcase providing accurate location of main bearings and minimising engine flexure.

ROTATING PARTS

LP System	Single stage compressor (fan) and 3-stage turbine.
IP System	Seven-stage compressor and single stage turbine.
HP System	Six-stage compressor and single stage air cooled turbine.

COMBUSTION SYSTEM

Fully annular combustion chamber with 18 airspray burners.

MAIN BEARINGS

Three thrust ball bearings (including 1 intershaft).
Five roller bearings with squeeze film vibration damping.

MODULAR CONSTRUCTION

Facilitates speedy replacement of sections, thus decreasing repair turn-round time.
Modules are: LP Fan
LP Fan Case
IP Compressor
Intermediate
HP system
IP/LP Turbine
External (HS) Gearbox

SYSTEMS

FUEL CONTROL SYSTEM

Engine thrust is controlled by compressor pressure ratio, modified for variations in altitude by compressor inlet pressure. Rates of accel. and decel. are automatically controlled and overall speed, pressure, and temperature limiters are fitted for engine protection.

THRUST MONITORING SYSTEM

Thrust is measured and set using IEPR (Integrated Engine Pressure Ratio) as the control parameter.

COMPRESSOR VARIABLES

Single row of VIGVs at entry to IP compressor.

STARTER

Air operated turbine starter.

IGNITION

Two igniter plugs in Nos. 8 and 12 spray nozzles.
Duplex ignition units with both high and low energy channels.

AIR OFF-TAKES

IP delivery for anti-icing.
HP delivery for thrust reverser operation.
IP/HP mixture for aircraft services and cross-feed starting.

ENGINE ANTI-ICING

Nose of intake, P_1 probe, engine nose fairing.
Fan pressure pick-up, fuel system.

RATINGS

Take-off thrust (SLS, flat rated to ISA		
	-524	48,000 lb
	-524B	50,000 lb

Performance at 35,000 ft 0.85 Mn (flat rated to ISA + 10°C)

Max. Climb thrust	11,830 lb
Max. Cruise thrust	10,970 lb
Max. cruise sfc (ISA)	0.657 lb/hr/lb (18.6 mg/Ns)