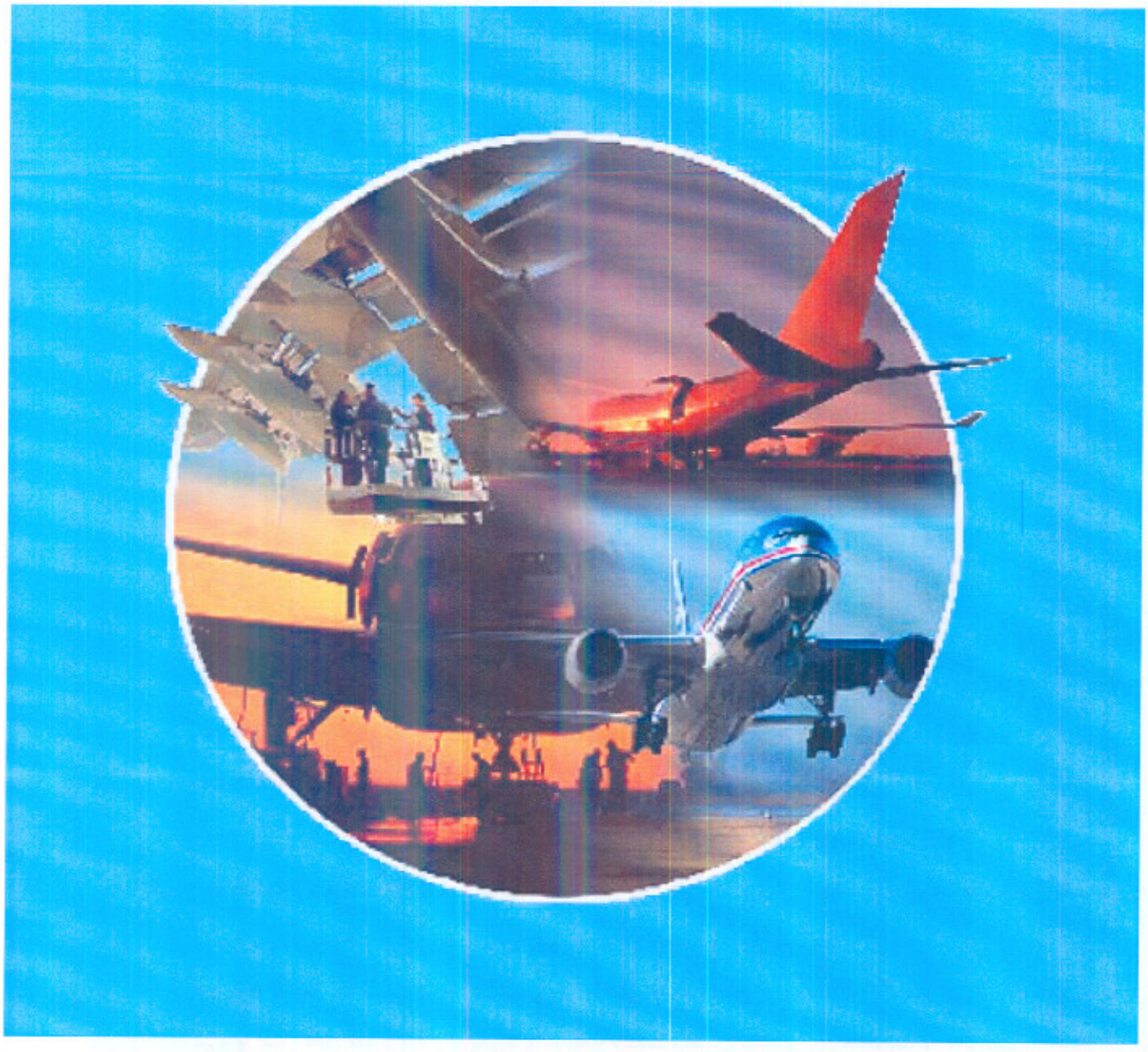
سیستم های هواپیما



پیش گفتار

اگر به هواپیماهای مدرن امروزی بخصوص هواپیماهای بزرگ حمل و نقل نظری افکنیم آنها را هم چون کارخانجاتی پرنده خواهیم یافت ، کارخانجاتی که در آنها سیستم های متعددی دست اندر کارند تا پروازی مطمئن و راحت فراهم آید . این سیستم ها عبارتند از :

Hydraulic Sys. – Pneumatic Sys. –- Air Conditioning Sys. —Oxygen Sys. – Electric Sys.–Fuel Sys. – Anti Icing Sys , ...

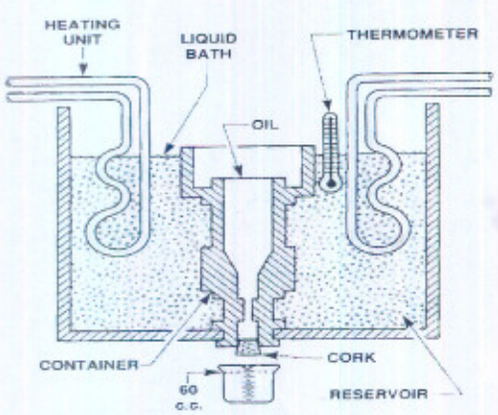
در فصول آینده به ترتیب طرزکار هر یک از این سیستم ها و قطعات تشکیل دهنده آنها را تشریح خواهیم نمود.

Hydraulic System

در یک سیستم هیدرولیکی از مایع تحت فشار برای انجام کارهای مکانیکی هم چون حرکت فرامین و باز و بسته کردن چرخ ها و عملکرد ترمزها و ... استفاده می شود . از اینرو بجاست که در ابتدای امر صحبتی در مورد خصوصیات فیزیکی مایعات داشته باشیم .

1. **قابلیت تراکم (Compressibility)** – بر خلاف گازها که قابل تراکم بوده و حجمشان در مقابل فشار وارده کاسته می گردد مایعات چنین نبوده و غیر قابل تراکم محسوب می گردند . ا لبته اگر فشار وارده بسیار زیاد باشد ممکن است اندکی از حجم مایعات کاسته شود ولی برای منظورهای عملی ونیز در مقابل فشارهای مرسومی که با آنها سروکار داریم می توان آنها را غیر قابل تراکم **(Incompressible)** پنداشت و همین خاصیت رکن اصلی کار در انتقال فشار به فواصل دور است .

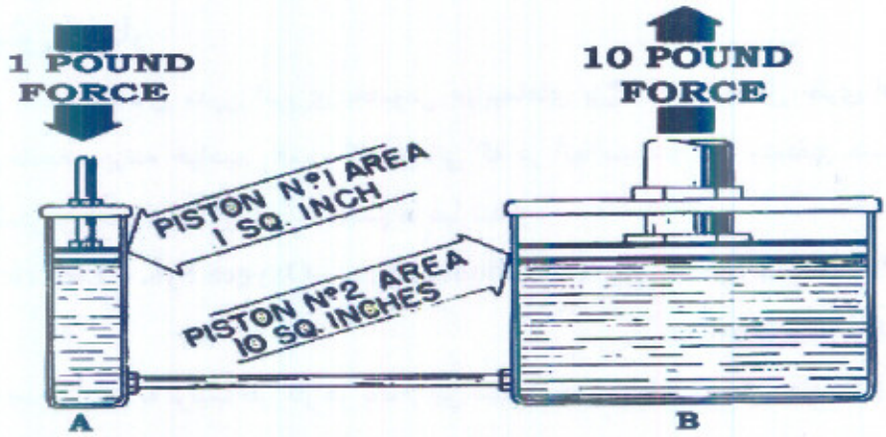
2. **Viscosity**- مقاومتی کـــه یک سیال **(Fluid)** در مقابل حرکـــت بروز میدهد را گـــویند و چون **Viscosity** مایعات در مقابل حرارت تغییر میکند از این رو روغن هیدرولیک باید به گونه ای انتخاب گردد که در هر شرایطی بخوبی و آزادانه جریان یابد در اینصورت کلیه **Unit**های هیدرولیکی با اشارت خلبان واکنش فوری نشان خواهند داد . غلظت مایعات توسط دستگاه **saybolt viscosimeter** تعیین می شود .



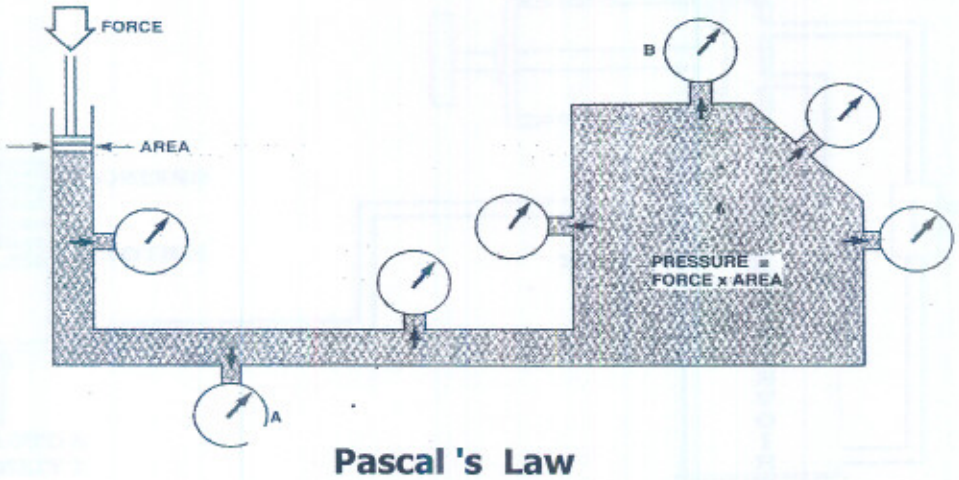
Viscosiometer

3. **Thermal expansion**– حجم مایعات در اثر حرارت افزایش مییابد و میتواند مشکلاتی را برای سیستم پیش آورد و از این نظر پیش بینی لازم در سیستم بعمل می آید .

4. **نیرو و فشار** ـ طبق تعریف فشار،نیروی وارد بر واحد سطح است **P= F/A** بنابراین ملاحظه میشود نیرو و فشار قابل تبدیل به یکدیگرند و در یک سیستم هیدرولیک از این خاصیت به نحو احسن استفاده به عمل می آید ، یعنی طبق تصویر با ثابت بودن فشار میتوان با افزایش سطح به نیروی بزرگتری دست یافت .



5. **قانون پاسکال** ـ یکی از قوانین مهم مکانیک سیالات است و چنین بیان میدارد که اگر در یک ظرف سر بسته مایع تحت فشار قرار گیرد این فشار را بطور یکسان در جمیع جهات منتقل خواهد نمود و شکل ظرف تغییری در این حقیقت نخواهد داد.



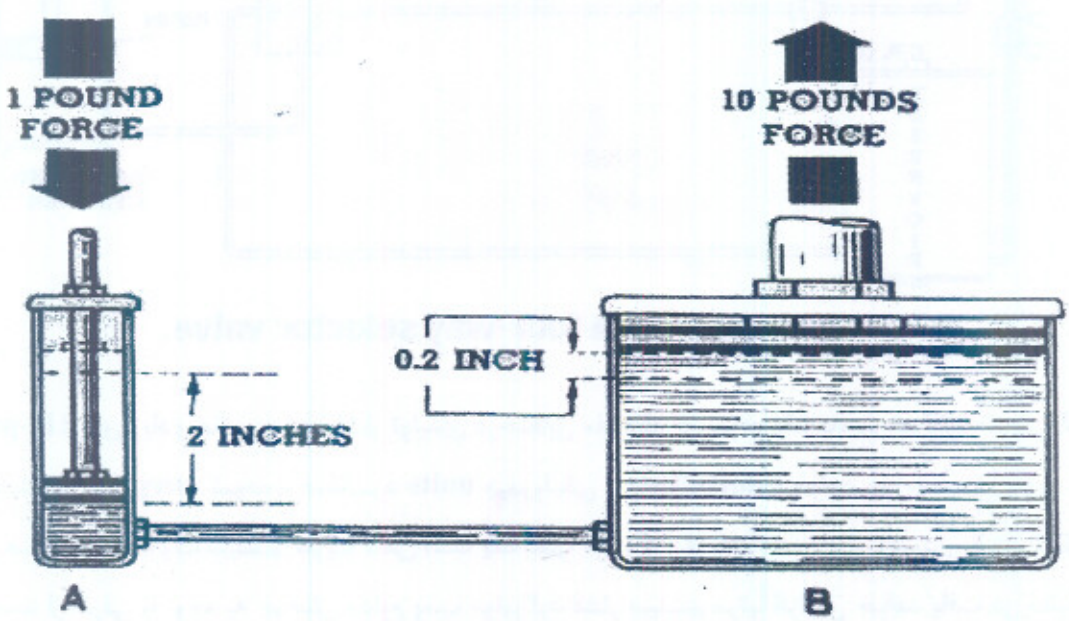
Pascal 's Law

6. **Mechanical Advantage** ـ اگر به شکل زیر دقت کنیم متوجه می شویم که چون سطح پیستون **B** ده برابر پیستون **A** است تحت فشار یکسان **1 Psi**، پیستون **B** تحت نیروی **10** پوند قرار می گیرد ولی این بهره مکانیکی به قیمت **distance** تمام میشود یعنی در حالیکه پیستون **A**، **2** اینچ حرکت کرده پیستون **B** یک دهم آن یعنی **0.2** اینچ حرکت و در نتیجه کار انجام شده در هر دو طرف یکسان است.

بطورنیکه میتوان نوشت :

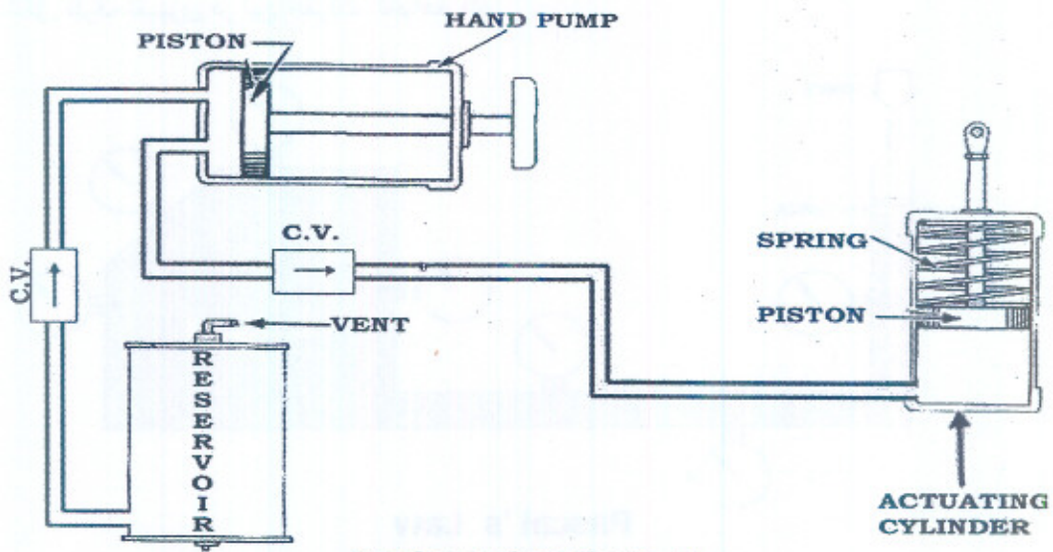
$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{D_2}{D_1}$$

D=Distance
A=Area



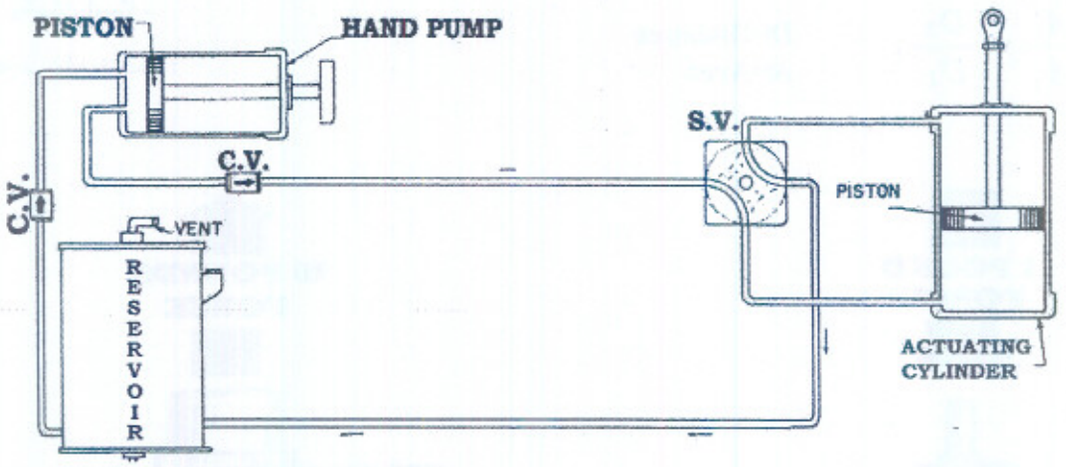
Basic Hydraulic System

طبق تصویر زیر یک سیستم ساده هیدرولـــیک از یک **Reservoir** و یک پمپ دستی **hand pump** و **actuator** تشکیل می شود ولی اگر دقت کنیم این سیستم دارای کمبودهـــایی است از اینرو در سیستم بعد



Basic Hydraulic System

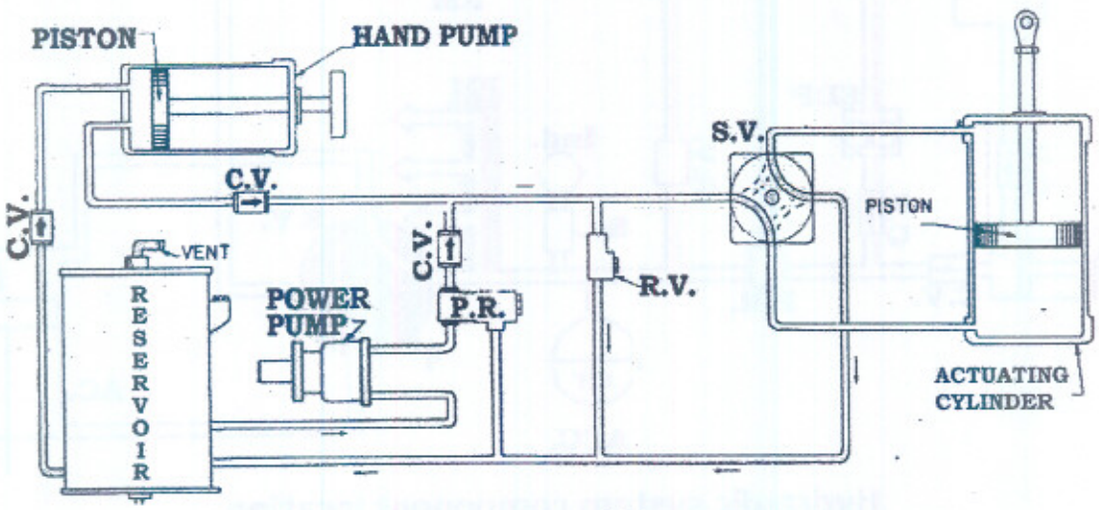
طبق تصویر یک **Selector valve** اضافه می کنیم تا بتوانیم جهت حرکـــت پیستون در داخل **actuator** را خود تعیین نماییم ولی باز سیستم دارای کاستی هایی است مثلاً وجود فنر داخل **actuator** مزاحم است پس آنرا حذف و با توجه به چهار راهی بودن .**S.V** اگر **actuator** مثلاً مربوط به **L.G** باشد میتوانیم به دلخواه چرخ را بالا و پایین ببریم. این سیستم ممکـــن است ظاهرا کـــامل باشد ولی ایده آل نیست، مثلا عمل کـــردن



System with a four-way selector valve.

H-pump انرژی زیادی طلبیده ثانیاً فشار تولیدی درحدقابل ملاحظه ای نبوده ثالثاً بخاطر عملکرد ضربانی اش در سیستم تولید **surge** نموده و عملکـــرد **units** هیدرولیکی **intermittent** خواهد بود به همین جهت در تصویر صفحه بعد که یک سیستم تقریباً کامل است یک پمپ موتورگرد اضافه کرده و پمپ دستی نقش کمکی را داراست از طرفی با توجه به چرخش مداوم پمپ موتورگرد فشار سیستم مرتباً افزایش خواهد یافت در حالیکه

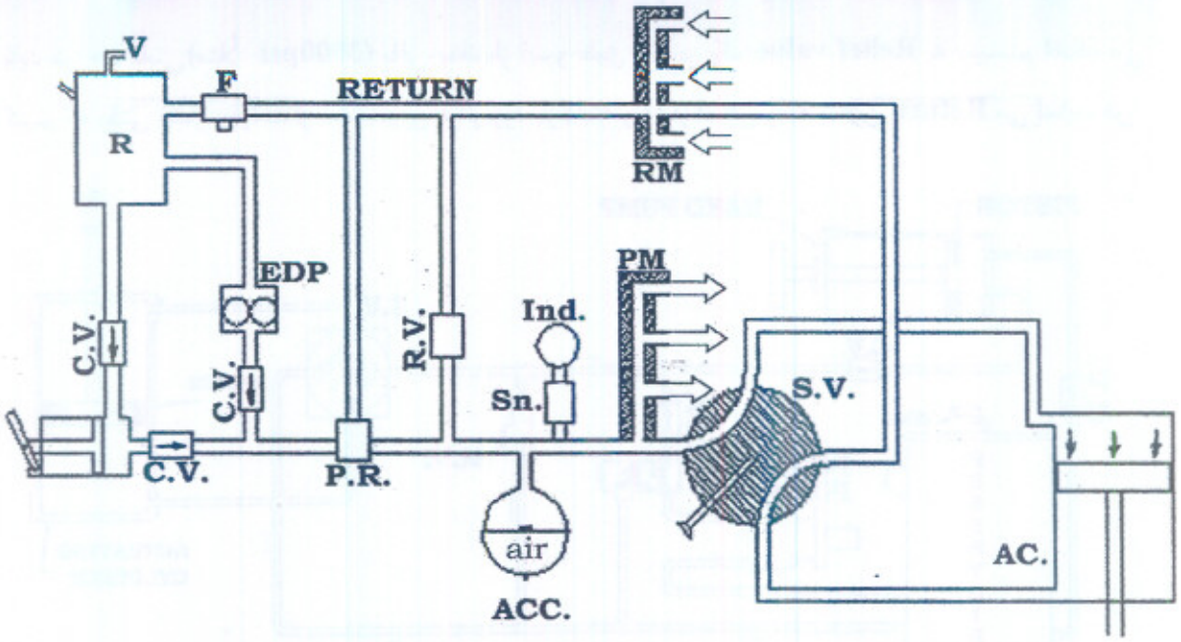
باید در حد ثابتی(مثلاً **3000psi**) باقی بماند،از اینرو طبق تصویر یک **Relief valve** به سیستم اضافه می کنیم که وقتی فشار بخواهد از حد معینی فراتر رود بازگشته و فشار اضافی را به مخزن **Return** می نماید. در



Hydraulic system with a power pump.

اینجا می بینیم که سیستم هنوز کامل نیست مثلاً به محض اینکه موتور را خاموش کنیم فوراً فشار سیستم صفر خواهد شد از اینرو برای رفع این نقیصه همان طوری که در سیستم الکتریک باطری تعبیه میشود در این سیستم معادل آن بنام **accumulator** اضافه می شود که بعد از خاموش شدن موتور فشار را در همان سطح فشار معمولی سیستم نگه داشته و به ما این امکان را می بخشد بعضی کارهای ضروری را انجام دهیم و طبیعی است بعد از عمل کردن چند **unit** , آکومولاتور از روغن هیدرولیک خالی گشته و فشار سیستم صفر خواهد شد و برای شارژ مجدد **accumulator** کافی است موتور را چند لحظه ای روشن کنیم و یا اینکه در صورت وجود پمپ **auxiliary** از نوع الکتریکی آنرا روشن کنیم. در تصویر بالا آکومولاتور نشان داده نشده و برای این منظور توجه شما را به تصویر صفحه بعد جلب می کنم . در اینجا ذکر یک نکته مهم ضروری است و آن اینکه فرق اساسی سیستم هیدرولیک با سیستم های دیگر همچون **Fuel Sys.** و **Lub Sys.** موتور در این است که آنها **continuously** عمل میکنند در حالیکه سیستم هیدرولیک مقطعی عمل می کند،از اینرو این سوال پیش میآید که در حالی که در اغلب اوقات هیچ **unit** هیدرولیکی عمل نمیکند چرا پمپ ارزشمند خود را تحت **Load** نگه داریم . عیب این کار در این است که اولاً پمپ فرسوده گردیده ثانیاً مقداری از قدرت موتور ضایع می گردد .

از اینرو یک **Pressure Regulator** طبق تصویر در سیستم اضافه می نماییم که وظیفه آن اینست که هنگامی که فشار سیستم کافی بوده و **unit** ای نیز عمل نمی کند مایع هیدرولیک را تحت فشار در سیستم به دام انداخته و **Return** را از طریق داخل خود برای پمپ باز نموده و باعث می شود که پمپ هرز **(Idle)** بچرخد به همین خاطر به این قطعه مهم **Unloading valve** می گویند نیازی به تاکید نیست که سیستم ما



Hydraulic system component location

با بعضی قطعات کم اهمیت تر هم چون فیلتر و **Press. Gage** و... کامل خواهد شد که در آتیه در مورد هر یک به طور مفصل بحث خواهد شد .

Hint ـ بطور کلی یک سیستم هیدرولیک هواپیما را طبق تصویر بالا به دو بخش اساسی تقسیم می نمایند:

1. **Main Power System** ـ به قسمتی اطلاق می شود که فشار را ایجاد و کنترل می نماید و **unit** های تشکیل دهنده آن عبارتند از:

Pump- Pressure regulator – Relief valve – Accumulator

2. **Sub Systems** – به قسمت هایی اطلاق می شود که برای عملکرد **unit** های مختلف هواپیما فشار را به انرژی مکانیکی تبدیل می نمایند مانند :

Landing gear Sub Sys. –Wheel Brake Sub Sys. –Flight Controls

Hydraulic Fluids

روغن های هیدرولیک بایستی الزامات متعددی را برآورده نمایند مثلاً بایستی قادر باشند که تحت کلیه شرایط عملیاتی هواپیما فشار را به کلیه واحدها فوراً انتقال و نیز تحت کلیه درجات حرارت کاری هواپیما از نظر شیمیایی پایدار مانده و خطر احتراقشان حداقل باشد . اضافه بر نکات فوق روغن های هیدرولیک بایستی قطعاتی را که با آنها سروکار دارند روغن کاری نموده و نیز حرارت حاصله در سیستم در نتیجه حرکت قطعات ونیز ایجاد فشار را بخوبی دور گردانند . ضمناً **Flash point** آنها باید بالا باشد .

انواع روغن های هیدرولیک

1. Vegetable Fluids

این نوع روغن که بیشتر در ابتدای حرفه هواپیمایی مورد استفاده بوده از مخلوط روغن کرچک **(Castor oil)** و الکل **(Alcohol)** ساخته شده و به منظور شناسایی به آن رنگ آبی میزنند. کد این روغن **(Mil-H– 7644)** است. **seal** های مورد استفاده در این سیستم از جنس لاستیک طبیعی هستند .

2. (Mil- H– 5606) Mineral Fluids

این نوع روغن که مورد استفاده زیاد در هواپیمایی دارد از مواد نفتی تهیه گردیده و برای شناسائی به آن رنگ قرمز میزنند و بیشتر درهواپیماهائی استفاده می شود که فشار هیدرولیک آنها حداکثر حدود **1500 Psi** است. **seal** مورد استفاده در این نوع سیستم از جنس لاستیک مصنوعی **(Synthetic Rubber)** هم چون **Neoprene** است . برای **Flush** کردن این مایع از **Naphtha** استفاده می شود .

3. (Mil – H- 8446) Synthetic Fluids

به علت استفاده زیاد از سیستم هیدرولیک **high press.** در هواپیماهای بزرگ و پیشرفته دمای روغن بالا می رود . بخاطر احتمال آتش سوزی که در روغنهای معدنی وجود دارد در هواپیماهای بزرگ ونیز سیستم های **high press.(3000 psi)** از روغن های مصنوعی هم چون **Skydrol 500** استفاده میشود که دارای پایه **phosphate ester** هستند و به منظور شناسایی رنگ ارغوانـــی **(purple)** به آنها زده شد ه است. این روغن ها غیر قابل اشتعال **(non-inflammable)** می باشند .جنس **seal** های مورد استفاده در این سیستم از لاستیک مصنوعی چون **Butyl** و **Teflon** است .

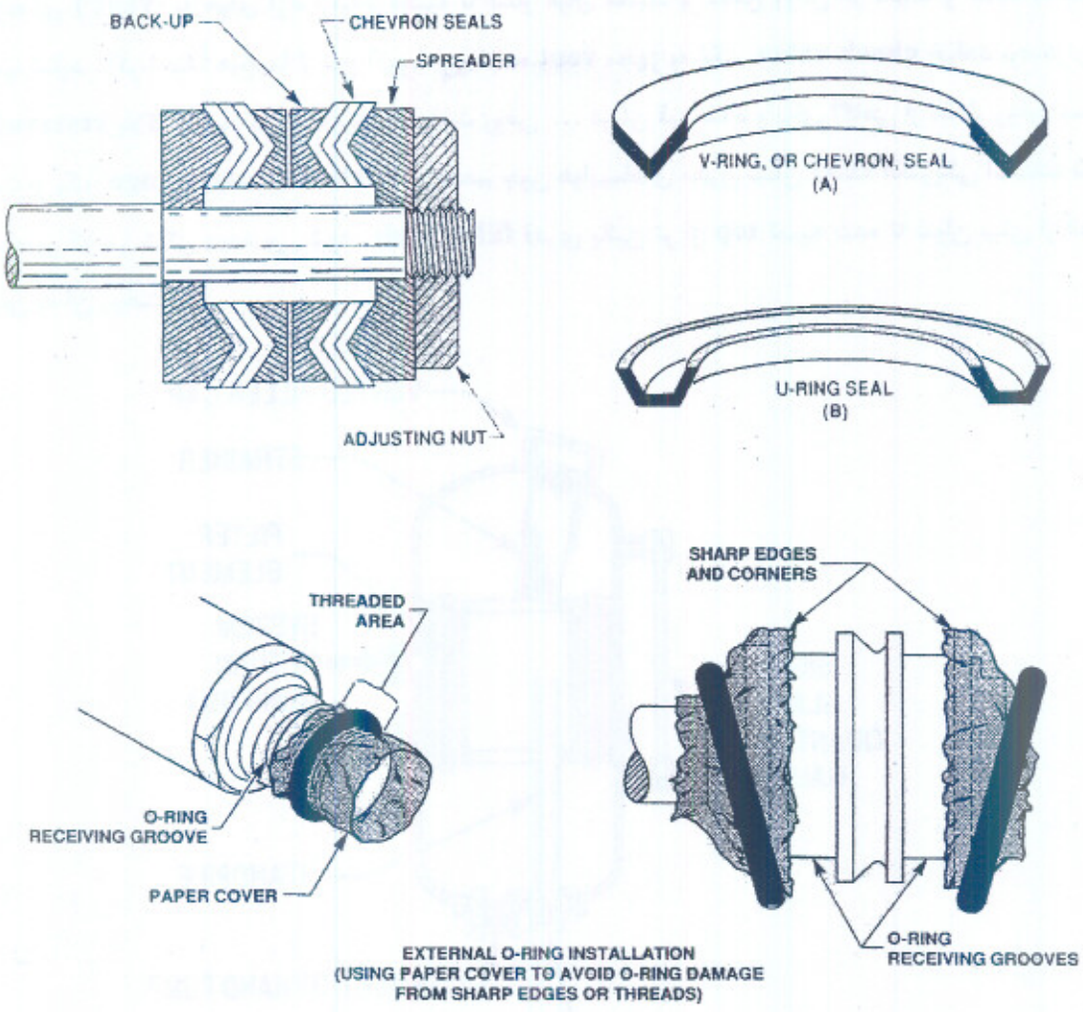
محدوده حرارتی عملکرد این مایع **225° F** تا **65° F** – بوده و **Pour point** آن زیر **90°– F** است . در چنین سیستم هایی کلیه لوله های فلزی باید بدون درز **(Seamless)** و از جنس فولاد ضد زنگ باشند . یکی از نکات مهم در رابطه با این نوع روغن این است که بخاطر محتوای اسیدی رنگ بر بوده و نیز برای پوست انسان مضر است که درصورت تماس باید منطقه آلوده بدن را با آب فراوان شستشو داد در رابطه با استفاده از **Hyd. Fluid** همیشه تأکید بر حداکثر دقت است مثلاً به هیچ وجه حق مخلوط کردن روغن های مختلف را نداریم والا باید کل سیستم هیدرولیک را **Flush** کرده و کلیه **Seals** ها را تعویض کرد . مسئله مهم دیگر رعایت اکید نظافت است زیرا که مواد خارجی در صورت ورود به سیستم میتوانند به **Seals** صدمه زده و کار سیستم را مختل سازند. ضمناً رطوبت باعث **contamination** این روغن های مصنوعی شده پس در نگهداری آنها نهایت دقت باید مبذول گردد. **Skydrol 7000** سبز رنگ است. برای **flush** کردن این مایع از **تری کلر اتیلن (trichloroethylene)** استفاده می شود .

SEALS

در سیستم هیدرولیک انواع مختلف **seals** مورد استفاده است که معمولا آنها را بر حسب سطح مقطعشان طبقه بندی کرده و در این میان به اسامی چون **O-Ring , L- Ring , U-Ring , V-Ring** بر می خوریم که نوع **O** و **V** مورد استفاده گسترده تری دارند .

O- Rings: برای فشارهای کم و متوسط تا حدود **1500psi** قابل استفاده بوده و از هر طرف در مقابل فشار مقاومت میکنند و در صورتیکه فشار از **1500psi** تجاوز نماید در دو طرف آن معمولاً از **Back–up seals** که دارای مقاطع مستطیلی هستند استفاده می شود .

V-Rings: که به آن **Chevron** گفته می شود برای فشار های زیاد مورد استفاده است ولی فقط در یک جهت میتواند فشار را حفظ نماید و در موقع نصب باید دقت نمود که فشار از راس **(apex)** بدور باشد و درصورتیکه فشار از دو طرف وارد شود باید در دو جهت از آن نصب نمود . در رابطه با **seals** ذکر چند نکته احتیاطی ضروری است . مثلاً باید دقت کنیم که جنس آن مطابق نیاز بوده ، عمر کاری آن معتبر و نیز در موقع نصب دقت شود که اولاً سایز آن صحیح بوده و بادقت تمام در جا ی خود قرار داده شود . اگر **seal** کوچک باشد موجب **leakage** و اگر بزرگتر از جای خود باشد موجب کندی حرکت و خورده شدن می شود و عواقب بعدی را بدنبال خواهد داشت. به **seal** های ثابت **washer** و **gasket** گویند در حالی که انواع متحرک آن **packing** نامیده می شود هنگام نصب **seals** در **Fittings** برای جلوگیری از صدمه وارده هنگام عبور از روی **threads** از **Shim Stock** یا **Paper** استفاده می شود .



External O-ring installation (using paper cover to avoid O-ring damage from sharp edges or threads).

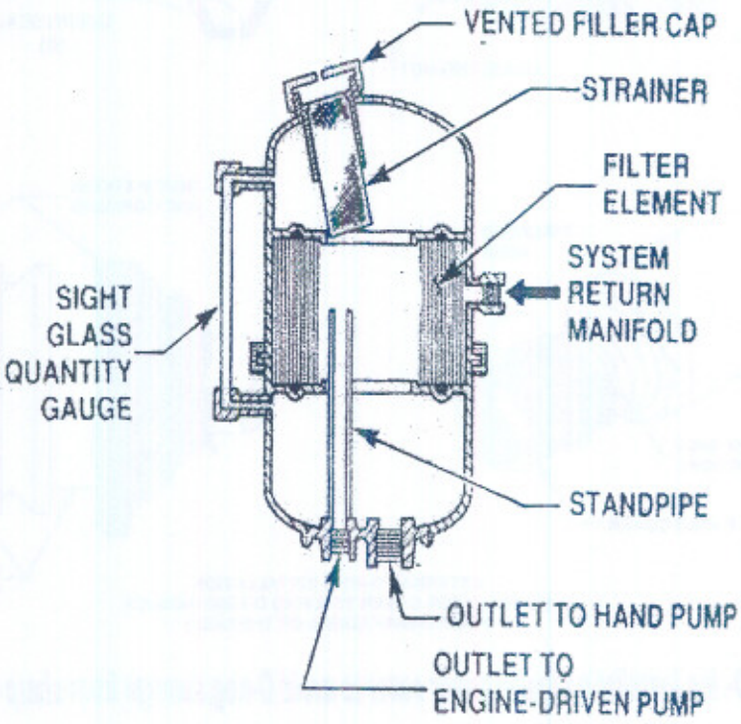
RESERVOIR

همانطوری که قبلاً اشاره شد مخزنی برای ذخیره کردن روغن هیدرولیک وجود دارد که جنس آن معمولاً از آلیاژ آلومینیم بوده هر چند از منیزیم و **stainless steel** نیز میتواند باشد .

علاوه بر **store** نمودن روغن ، مخزن وظایف دیگری همچون جلوگیری از **overflow** شدن در اثر عواملی چون انبساط حرارتی ، تخلیه اکومولاتور از روغن ، **bleed** کردن سیستم از حباب های هوا به هنگام برگشت روغن به مخزن و بالاخره جمع آوری **impurities** و امکان تخلیه آنها را ایفا می نماید به همین سبب است که مخازن هیدرولیک حدود $\frac{3}{4}$حجمشان پر از روغن گردیده و $\frac{1}{4}$ بقیه به عنوان **foaming space** محفوظ می ماند .

مخازن هیدرولیک به دو نوع **Gravity Feed** و **Pressurized** یافت میگردند که نوع اول مخصوص هواپیماهایی است که ارتفاع پروازی شان کم و حدود **15000 ft** است در اینگونه هواپیماها بالای مخزن بوسیله

روزنه ای (**vent**) به هوای آزاد ارتباط داشته تا فشار هوای محیط بر سطح روغن اثر نموده و کمک به تغذیه پمپ نماید . اگر احیاناً هواپیما از نوع اکروباسی باشد **vent** مجهز به یک **check valve** خواهد بود.در روی **reservoir** پلاکی وجود دارد که نوع و ظرفیت روغن ... در آن قید شده و برای آگاهی از مقدار روغن ممکن است از یک **sight gage** و یا **dipstick** و یا هم چون هواپیماهای مدرن نشان دهنده الکتریکی استفاده شود. همانطور که در شکل دیده می شود **filler neck** قدری پائین تر از **top** تعبیه شده تا نتوان بیش از اندازه روغن به آن ریخت .



Gravity reservoir

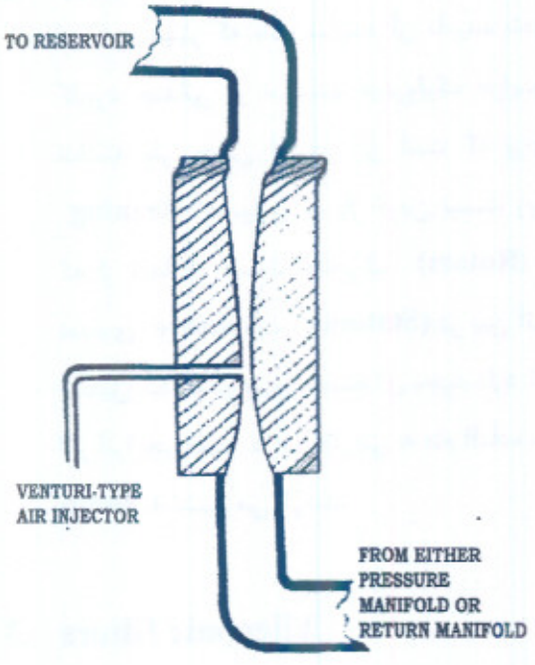
نکته مهم دیگر اینکه لوله تغذیه پمپ قدری بالاتر از ته مخزن قرار گرفته و بدین ترتیب مقداری روغن ذخیره برای استفاده **H- pump** (در مواقع اضطراری) باقیمانده و به همین علت لوله تغذیه **H-pump** از ته مخزن گرفته می شود . در بعضی موارد (طبق تصویر) لوله هر دو پمپ از ته مخزن گرفته میشود ولی اگر دقت کنید لوله مربوطه به پمپ موتوری قدری به طرف بالا امتداد داشته **(stand pipe)** و بدین ترتیب ، مسئله چند لیتر روغن ذخیره برای **H-pump** به قوت خود باقی است .

نکته قابل ذکر دیگر اینکه محل ورود روغن **return** به مخزن به گونه ای است **(De Aerator)** که روغن حالت چرخش یافته اولاً حبابهای آن جدا گشته ثانیاً اختلاط آن با روغن موجود ایجاد کف ننماید . در بعضی از

مخازن بزرگ برای جلوگیری از **surge** روغن، **baffles** نصب می گردند . در داخل مخازن هیدرولیک معمولاً **filter** قرار می دهند ضمن اینکه در **line** بر گشت نیز معمولاً **filter** وجود دارد و همانطوری که قبلاً ذکر شد در انتهای مخزن هیدرولیک **sediment trap** وجود داشته و در همین قسمت **drain valve** نصب شده است که در موقع سرویس سیستم از آن استفاده می شود .

Pressurized Tanks

در هواپیماهایی که در ارتفاعات زیاد پرواز میکنند به علت کمبود فشار محیط مخزن را طوری میسازند که همیشه هوا با فشار بر روی سطح روغن وجود داشته باشد و برای این منظور از دو روش استفاده می شود . یکی در هواپیماهای جت که از **bleed air** موتور استفاده کرده که پس از عبور از یک **press. regulator** و صافی هوا به بالای **reservoir** هدایت میگردد و به همین سبب مخزن به یک **relief valve** مجهز است تا **over pressure** نگردد . در نوع دیگر که ویژه هواپیماهای پیستونی است **aspirator** طبق تصویر از یک **venturi type air injector** استفاده می شود که در **return line** مخزن قرار داشته و به علت سرعت روغن در گلوگاه هوا وارد آن گشته و بهنگام ورود به مخزن این هوا جدا گشته و در بالای مخزن موجب **pressurize** شدن مخزن می گردد. محدوده فشار هوای مخازن هیدرولیک از **8** تا **40** پوند بر اینچ مربع **(PSI) است**. در بالای چنین مخازنی یک **plunger valve** برای تخلیه هوای تحت فشار بهنگام سرویس کردن وجود دارد .



Filters

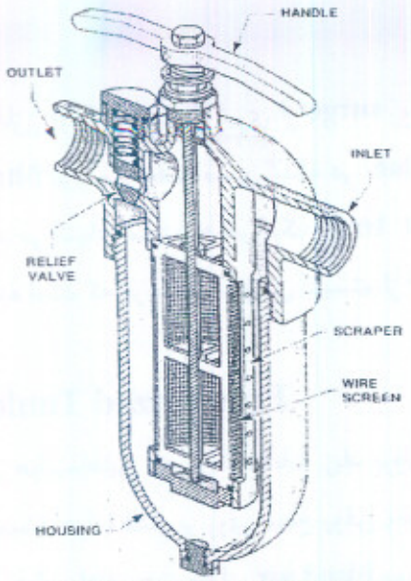
همانطوری که قبلاً اشاره شد ذرات خارجی می توانند به سیستم هیدرولیک صدمه زده و موجب اخلال در کار عادی آن شوند از اینرو یک یا چند فیلتر در کل سیستم گنجانده می شود .

انواع مختلف فیلتر مورد استفاده عبارتند از :

1. **Screen type filter**:این نوع فیلتر مخصوص سیستمهای با فشار تا **1500psi** است و در داخل پوسته آن یک **element** توری شکل استوانه ای قرار گرفته که مانع ورود کثافات می شود و

در فواصل زمانی معین باز و بازرسی و پس از **cleaning** مجدداً نصب می گردد.

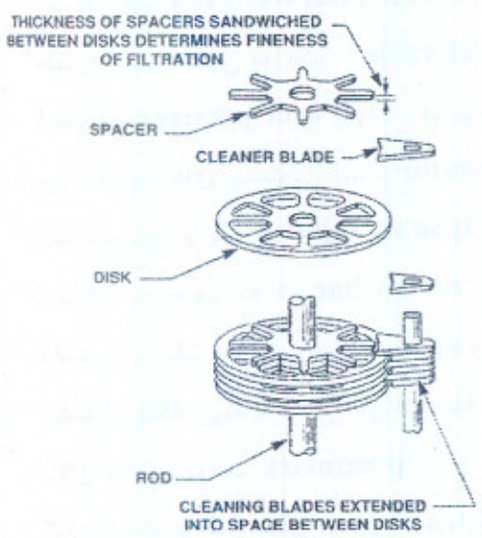
Hint– پس از نصب فیلتـــــر بایستی **press. test** کنیم تا مبادا **leak** داشته باشیم. ضمناً فیلتر مجهز به **bypass-valve** است که درصورت **clog** شدن بازگشته و روغن بدون **filtration** به سیستم راه خواهد یافت و در اینحالت یک **pin** از پوسته بیرون زده و یا چراغی در کابین روشن خواهد شد. در چنین حالتی سیستم باید **flush** گردد .



Screen type filter

2. Cuno filter

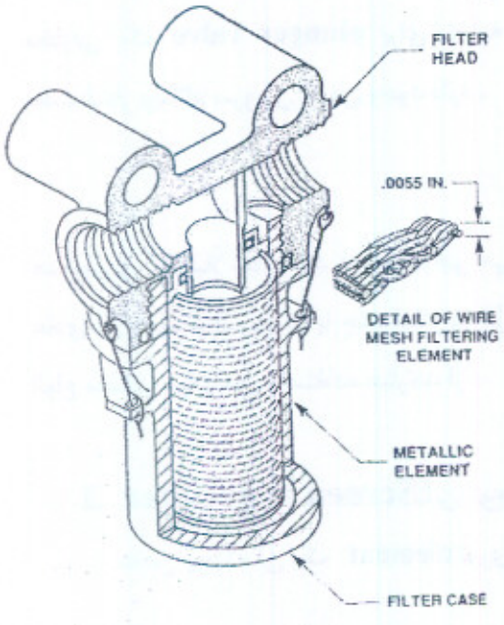
این نوع فیلتر که بنام سازنده آن نامیده شده کاربرد چندانی در سیستم هیدرولیک هواپیما نداشته ولی حسن آن در این است که برای **cleaning** آن نیازی به باز کردن نیست زیرا که از تعدادی دیسک متحرک **(Rotors)** و تعدادی **blade** ثابت **(Stators)** در بین آنها تشکیل شده و در بیرون دسته ای وجود دارد که اگر آنرا بچرخانیم ذرات خارجی به دام افتاده در **sump** ته نشین می گردند.



Cuno filter

3. Micronic filters

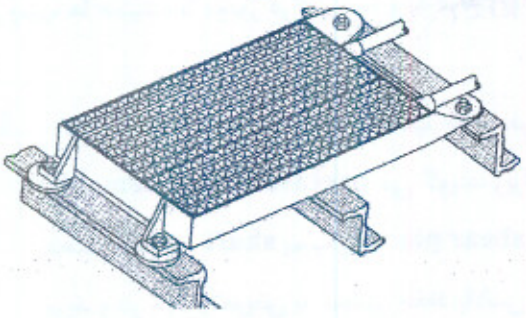
این نوع فیلتر که در سیستم هیدرولیک کاربرد زیادی دارد یک بار مصرف **(disposable)** است و در داخل آن یک **element** از جنس سلولز قرار گرفته و به اندازه ای ظریف است که دقت آنرا بر حسب میکرون می سنجند . مثلاً وقتی می گویند نوع **5** میکرون یعنی ذرات بزرگتر از **5** میکرون قادر به عبور از آن نیستند . این ماده سلولزی مواد خارجی را در خود جذب کرده از اینرو شستشوی آن تجویز نمی شود و باید تعویض گردد .



Micronic filter

Heat Exchanger

روغن هیدرولیک در سیستم های .**high press** گرم گشته و این گرمای زیاد میتواند از نظر شیمیایی بر آن اثر گذاشته ونیز خطر آتش سوزی را ببار آورد از اینـــرو در **return- line** یک رادیاتور نصب میکنند که به یک ترموستات مجهـــز است و تا درجه حرارت روغن به **155° F** نرسیده نمی گذارد روغن وارد رادیاتور شود ولی پس از آن باز شده و عبور روغن از شبکه های داخلی باعث سرد شدن آن توسط **ram air** میشود. در بعضی هواپیماها مثل **200- 727** این **unit** در داخل **fuel tank** قرار داشته و با **fuel** خنک می شود،در نتیجه **drag** نیز کاهش می یابد.



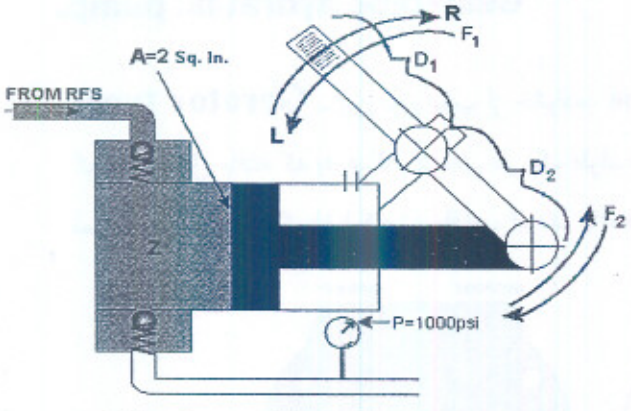
Heat-exchanger

Hydraulic Pumps

در هواپیماها پمپ های هیدرولیک به سه نوع یافت می گردند .

1. **Hand pumps** : که دستی عمل میکنند .
2. **Main pumps** : که به وسیله موتور می گردند .
3. **Auxiliary pumps** : که معمولاً بطور الکتریکی کار میکنند .

Hand Pumps

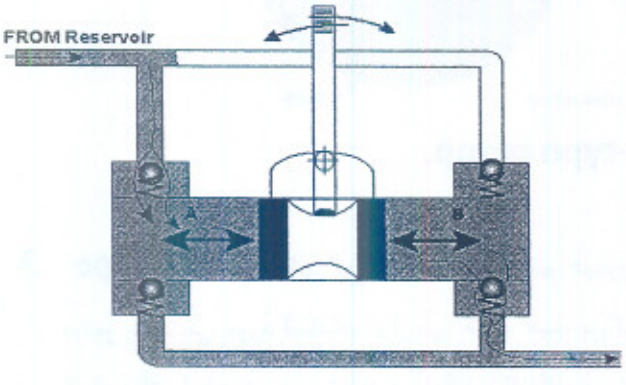


Single action H-pump

این پمپ ها به صورت دستی عمل کرده و بدو نوع **Single action** و **Double action** یافت میگردند.

در نوع اول یک **stroke** مکش و یک **stroke** فشار داریم و طبیعی است که چنین پمپی نمیتواند مطلوب باشد ولی در نوع دوم در هر **stroke** هم مکش و هم فشار داریم بنابراین حالت یکنواخت تری از نظر فشار خواهیم داشت .

لازم به تذکر است که پمپ های دستی برای منظورهای **emergency** درهواپیما نصب گشـــته ضمن اینکه در روی زمین برای چک کردن کار دستگاههـــا ونیز شارژ کردن **accumulator** مورد استفاده قرار میگیرند .

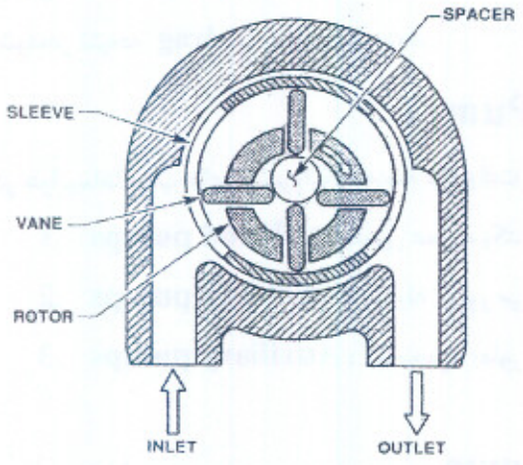


Double action H-pump

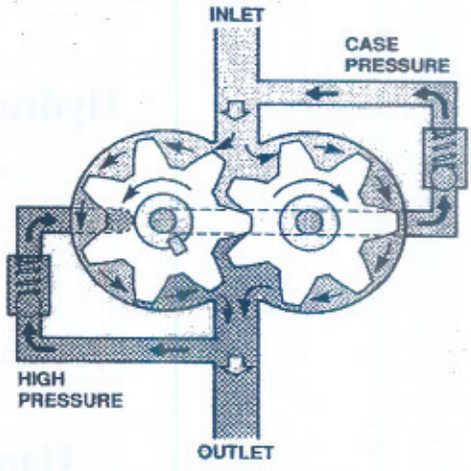
Engine Driven Pumps

این پمپ ها همیشه با موتور درگیر بوده و به انواع زیر یافت می گردند :

1. **Gear type** - این نوع پمپ مخصوص سیستم های **low Press.** بوده و به آنها اصطلاحاً **positive displacement** می گویند زیرا به ازای هر دور گردش حجم ثابتی از مایع را عبور می دهند. در روی **shaft** پمپ یک **shear pin** وجود دارد که به هر دلیل پمپ **over load** شود خواهد برید و در موقع تعویض به منظور حفظ بالانس پمپ بایستی هر دو دنده باهم تعویض گردند .

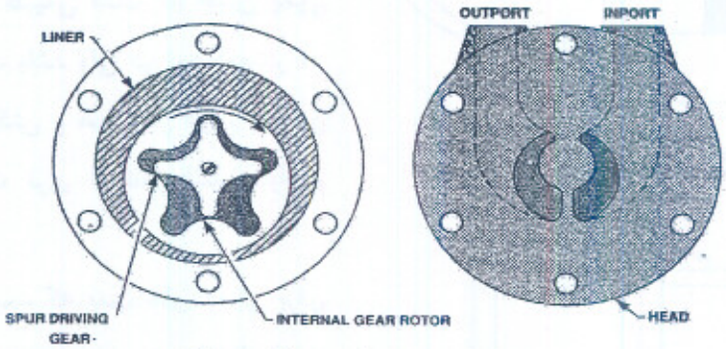


Vane-type pump.



Gear-type hydraulic pump.

2. **Gerotor type** ـ این نوع پمپ از خانواده **gear type** است و ا ز دو دنده چهار گوش و پنج گوش تشکیل یافته که به هنگام گردش در یک طرف فضای بین دو دنده افزایش یافته پس ایجاد مکش نموده و در طرف دیگر فضا کاهش یافته و ایجاد **pressure** مینماید .

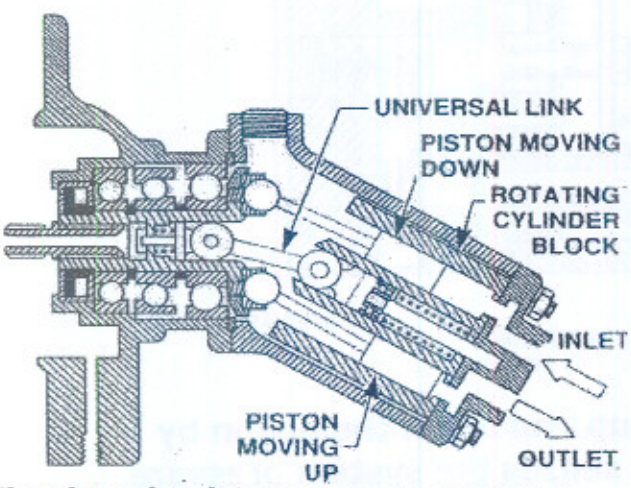


Gerotor –type pump.

3. **Vane type**- این نوع پمپ در سیستم هیدرولیک کاربرد نداشته و بیشتر در سیستم **fuel** موتور پیستونی مورد استفاده قرار می گیرد. عیب بزرگ این نوع پمپ ایجاد **surge** در سیستم است که استفاده از آن در سیستم هیدرولیک را نامطلوب ساخته است .

4. **Piston type** ـ در این نوع پمپ ها از تعدادی سیلندر و پیستون استفاده شده که همیشه تعداد آنها فرد است . نصف آنها همیشه در مقابل **inlet port** و نصف دیگر همیشه مقابل **outlet port** قرار گرفته و یک پیستون در حالت **neutral** قرار می گیرد . نصف اول همیشه در حال پائین آمدن بوده پس تولید **suction** کرده و نصف دیگر در حال بالا رفتن بوده و ایجاد **press** مینمایند . این نوع پمپ به سه شکل در هواپیماهای مدرن که نیاز به فشار زیاد ونیز **flow** بالا دارند مورد استفاده است .

a. **Constant Displacement Type**
b. **Variable Displacement Type** Automatic control
c. **Variable Displacement Type** Automatic selective

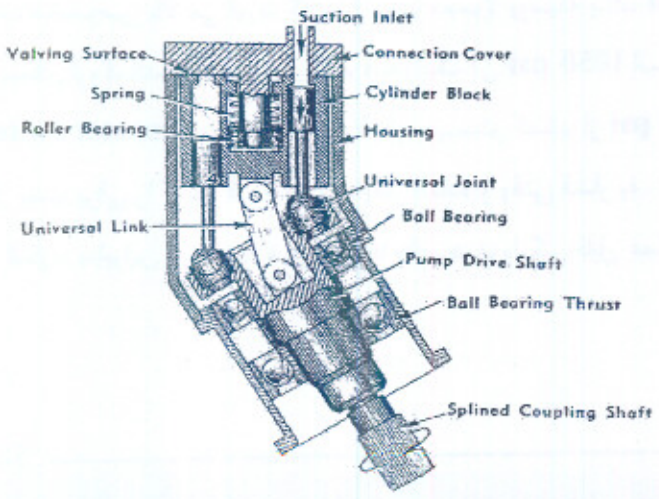


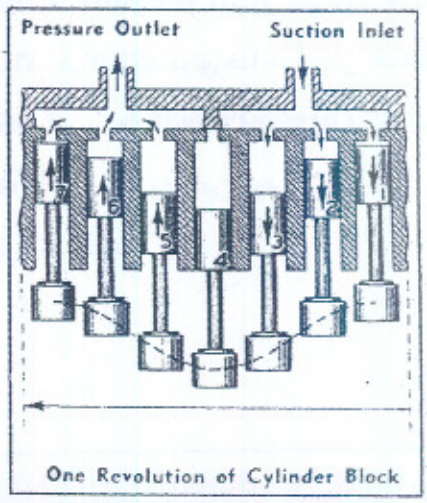
Fixed angle piston pump,a constant displacement pump for high press. with low flow rates.

a) در این نوع حجم جابجایی پیستونها **piston Displacement** ثابت بوده و برای تنظیم فشار نیاز به **Press. Reg.** است.

b) دراین نوع زاویه بین **cylinder block** و **shaft face plate** بوسیله **compensator** **selector valve** قابل تغییر بوده درنتیجه کورس پیستونها در داخل سیلندرشان کم وزیاد شده و **flow** روغن نیز تغییر یافته وحتی با صفر کردن زاویه میتوان flow پمپ را به حد صفر تقلیل داد

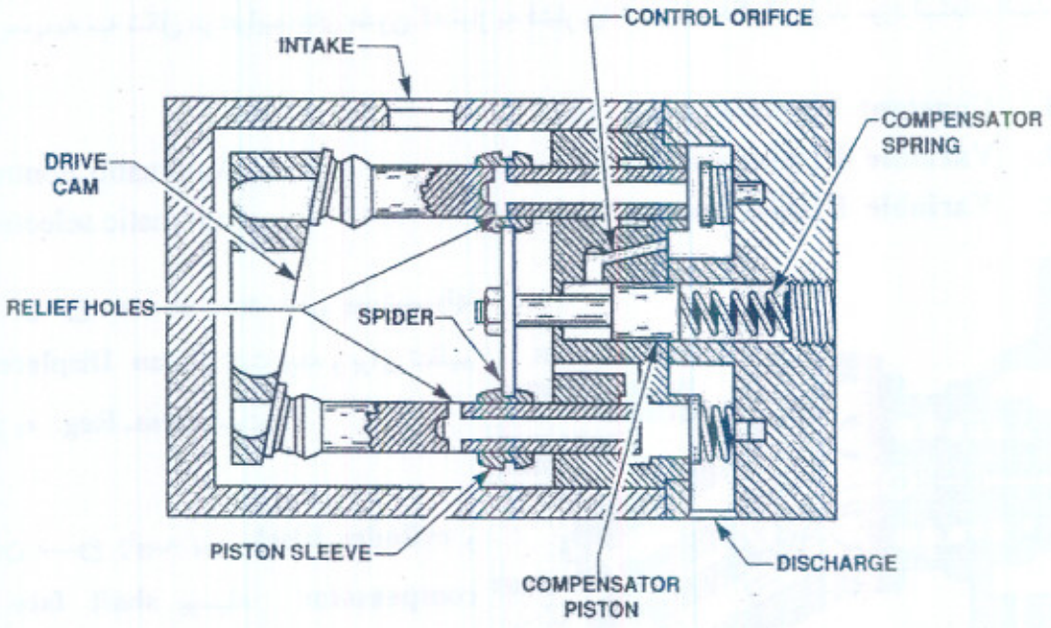
درنتیجه این نوع پمپ نیازی به **press. regulator** ندارد زیرا با صفر شدن زاویه **load** از دوش پمپ برداشته شده و **idle** میچرخد و به عبارت بهتر **unload** یا **off-load** می شود(**pump feathered**). البته وجود **relief valve** در سیستم الزامی است که معمولاً **500psi** بالاتر یعنی **3500** باز می شود .





Hint ـ باید توجه داشت که پمپ چون از نظر مکانیزم داخلی نیاز به **lub.** دارد حتی در صورت **unload** شدن پمپ جریان مایع صددرصد صفر نمی شود و زاویه فوق الذکر به گونه ای است که مقدار جزئی جریان روغن برای روغن کاری وجود خواهد داشت .

C- اساس کار این پمپ مانند نوع قبل است با این تفاوت که توسط یک سوییچ در داخل کابین میتوان پمپ را در سه حالت **high press. , low press. ,off** تنظیم کرد.



The sleeves are moved up and down the piston by the compensator that senses the system pressure.

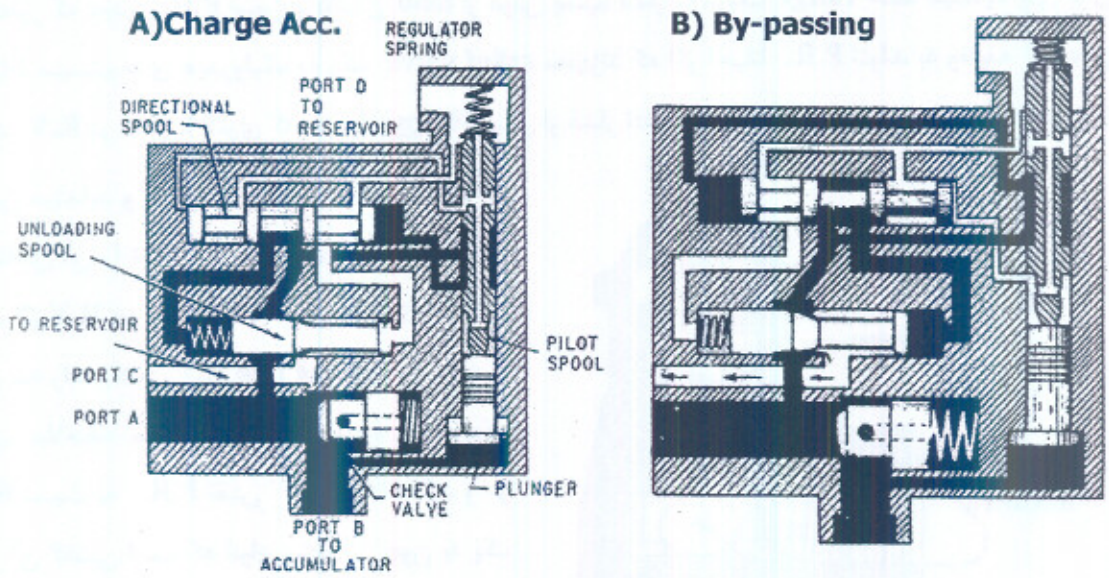
Auxiliary Pump

این نوع پمپ الکتریکی عمل کرده و هنگامیکه موتورها خاموش هستند سیستم را تغذیه مینماید و معمولا **switch** جداگانه ای نداشته و اگر **master switch** را **on** نماییم این پمپ نیز بکار افتاده و فشار سیستم را تا حد مخصوصی بالا می اورد. کار این پمپ معمولا بوسیله یک **pressure switch** کنترل میشود. مثلا در هواپیمای اروکماندر که فشار سیستم هیدرلیک آن **1050 psi** است اگر هنگامیکه موتورها خاموش هستند **master switch** را **on** کنیم اگر فشار سیستم کمتر از **450 psi** باشد **pressure switch** فوق الذکر مدار پمپ برقی را کامل کرده و پمپ بکار افتاده و وقتی فشار به **450psi** رسید به طور خودکار پمپ را از کار می اندازد. بنابراین در روی زمین **unit** های هیدرولیکی قابل عملکرد میباشند.

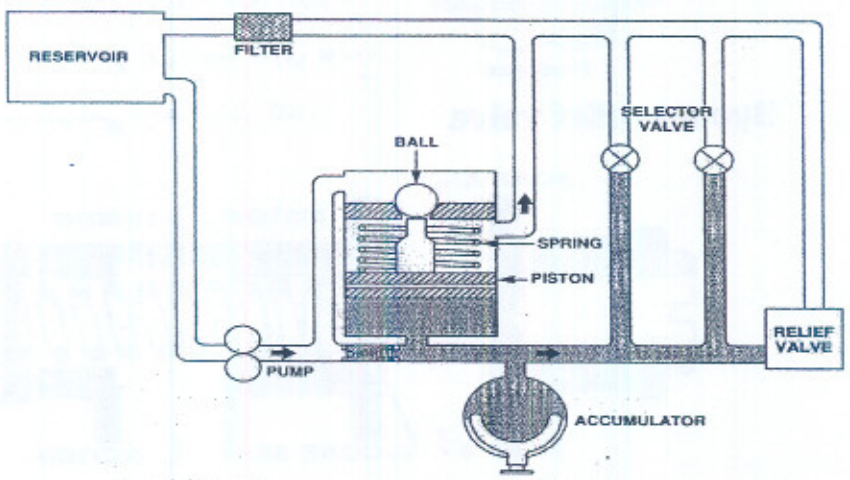
Pressure Regulator

همانطور که قبلاً خاطر نشان گردید اگر پمپ های هیدرولیک به صورت مستمر تحت **load** قرار داشته باشند زود فرسوده گـــشته ثانیاً قدرت موتور بیهوده هدر می رود زیرا مواردی هم چون **cruise** وجود دارد که هیچ **unit** ای(تقریباً) عمل نکرده و میتوان **load** را از روی پمپ برداشته ضمن اینکه به طریقی فشار را در سیستم حفظ کرد و این همان وظیفه ای است که دستگاه مهم **press. regulator** به عهده دارد که معمولاً به دو نوع **Balance type** و **Spool type** یافت میگردد و جالب اینکه مکانیزمشان به گونه ای است که فشار سیستم را در یک **range** حفظ مینمایند مثلاً وقتی فشار سیستم از **3000psi** گذشت ارتباط پمپ را با سیستم قطع نموده و به این حالت **Kick –out** می گویند.

سپس اگر چند **unit** عمل کند فشار سیستم کاهش یافته و مثلاً اگر از **2500 psi** پایین تر رود بطور اتوماتیک پمپ را وارد سیستم میکند که به این حالت **Kick – in** گویند .



Spool-type unloading valve



Balance type un-loading valve.

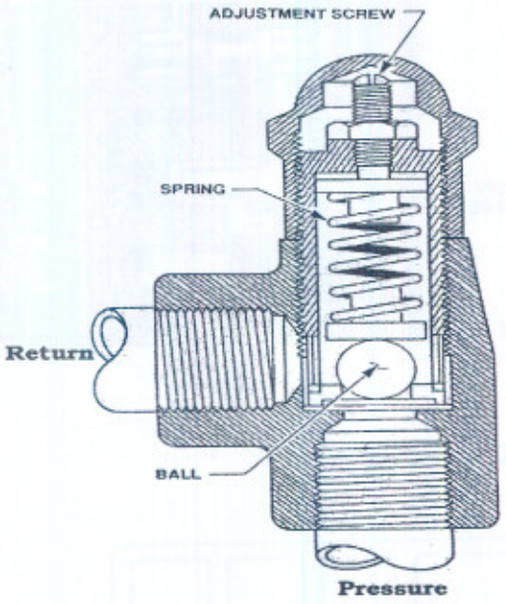
balance type مخصوص سیستم های **low press.** و **spool type** مخصوص سیستم های **high press.** است.

با توجه به اینکه این دستگاه مهم درصورت لزوم **load** را از دوش پمپ برداشته و به آن فرصت استراحت میدهد به این قطعه مهم **off-loading valve** یا **un-loading valve** میگویند .

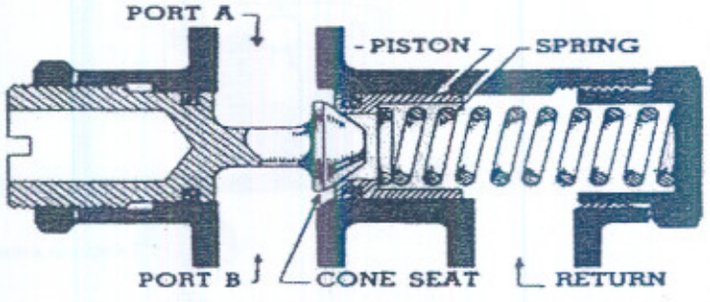
در اینجا نباید از وجود **accumulator** در سیستم غافل بود زیرا وقتی **P.R.** به اصطلاح **Kick– out** کرده و پمپ را **unload** می کند این آکومولاتور است که فشار را در سیستم حفظ مینماید پس بدون آن **P.R.** قطعه ای بی مسما می گردید به **P.R** اصطلاحاً **power control valve** نیز می گویند. برای آشنایی با طرز کار این دستگاه به توضیحات سر کلاس توجه نمائید.

Relief Valve

همانطور که دیدیم **P.R.** ضمن برداشتن **load** از دوش پمپ، فشار را دریک **range** حفظ مینماید ولی برای احتیاط سیستم های هیدرولیک به یک **relief valve** مجهزند که اگر احیاناً **P.R.** نتواند به وظیفه خودعمل نماید **R.V.** در فشار با لاتری که معمولا **500 psi** بیش از فشار تنظیمی **P.R.** است باز شده و فشار اضافی را خلاص مینماید و با یک **screw** میتوان **tension** فنر داخل آن را تغییر داده پس **R.V.** قابل تنظیم است. اگر **R.V** دو راهه باشد به آن **by–pass R.V.** و اگر سه راهه باشد **In the line R.V.** گویند. بدین ترتیب ملاحظه میشود که در سیستم هیدرولیک **R.V.** نسبت به **P.R.** نقش **stand by** دارد و در مورد آن گفتنی است که انواع ساده آن چون به یک باره باز و بسته می شوند در سیستم ایجاد **shock** میکنند از اینرو انواع پیشرفته تر آن طبق تصویر به گونه ای طرح شده اند که از این عیب عاری بوده ضمنا **surge** آنی سیستم نمی تواند آنرا باز کند .



Bypass relief valve

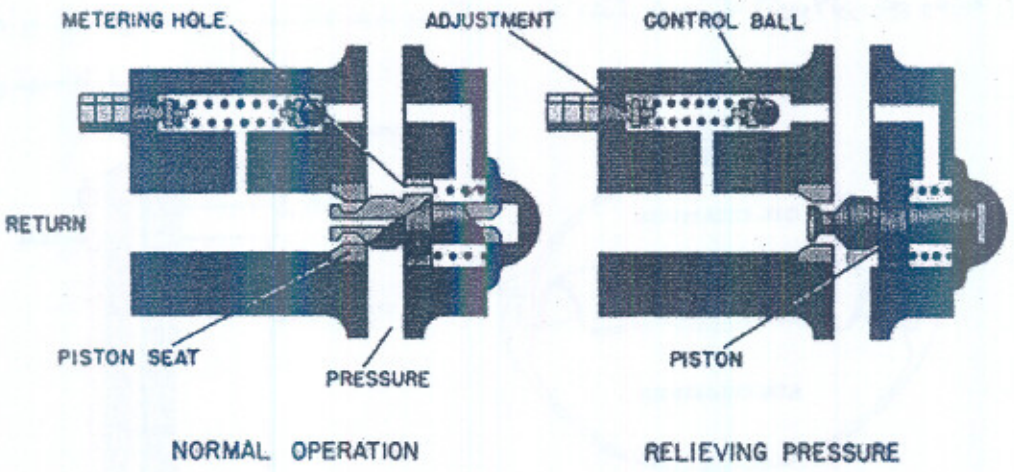


In the line relief valve.

Thermal Relief Valve

چنانچه در یک **sub -system** بر اثر حرارت زیاد دچـار افزایش فشـار فوق العاده شویم برای تسکین از **Thermal R.V.** استفاده می شود که در فشاری بالاتر از **R.V.** اصلی (**3800psi**) باز میشود .

Hintـ چنانچه در سیستم هیدرولیک بخواهیم قطعات را از نظر فشار تنظیم کنیم همیشه از قطعه ای شروع می کنیم که دارای بیشترین فشار فنر باشد. مثلاً ابتدا **Thermal R.V.** را تنظیم کرده، سپس **R.V.** را و در نهایت **P.R.** را تنظیم میکنیم.



Thermal relief valve

Accumulator

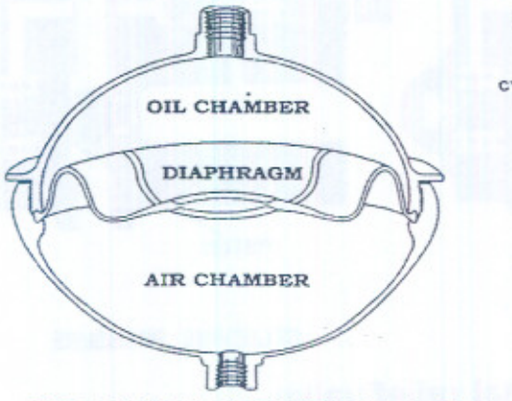
آکومولاتور در سیستم هیدرولیک نقشی هم چون باطری در سیستم الکتریک دارد یعنی وقتی که موتور و همراه آن دینام خاموش است باطری برای مدت محدودی سیستم را تغذیه نمـوده و توسـط دینـام شـارژ میشـود در سیستم هیدرولیک نیز **accumulator** به هنگام کار نکردن پمپ برای مـدت محـدودی میتوانـد سیسـتم را تغذیه نماید . به آکومولاتور **pressure tank** و **surge chamber** نیز گویند . آکومولاتور بر سه نوع است .

1. **Diaphragm type**
2. **Bladder type**
3. **Piston type**

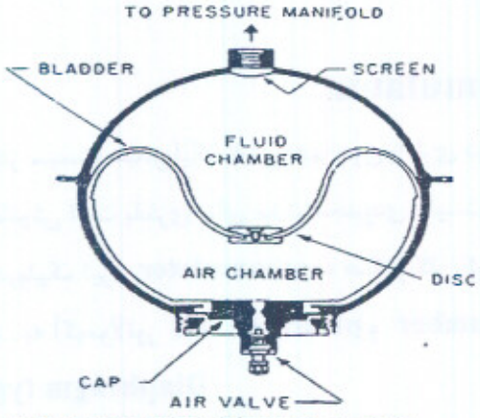
و در هر سه حالت از دو قسمت **air chamber** و **oil chamber** و یک حایل بین این دو تشکیل شده که میتواند یک دیافراگم یا **bladder** یا پیستون بوده باشد . معمولاً قسمت **air** در پائین قرار داشته و بوسیله یک **valve** معروف به **schrader** قابل شارژ است و معمولاً به اندازه **1/3** فشار معمول سیستم به آن هوا زده میشود . ترجیحاً سعی می شود بجای**air** از **nitrogen** استفاده شود زیرا که اولاً سبکتر از هوا بوده و بر خلاف آن خشک است ثانیاً فاقد اثر **corrosive** بوده ثالثاً از نظر **fire** خطری ندارد . از نظر احتیاط باید به هنگام پیاده کردن آکومولاتور فشار گاز آنرا تخلیه نمود . معمولاً در کنار آکومولاتور یک **press. gage** ، فشار گاز آنرا

نشان میدهد و هر گاه بخواهیم فشار واقعی گاز آکومولاتور را چک کنیم باید ابتدا با به کار انداختن و عملکرد چند **unit** هم چون **flap** یا **brake** فشار هیدرولیک را صفر کنیم . آنگاه هر عددی را که نشاندهنده بخواند بیانگر فشار گاز **.acc** خواهد بود. البته با یک روش بهتر از داخل کابین خلبان و به کمک نشاندهنده فشار هیدرولیک هم میتوان این کار را انجام داد. بدین طریق که در حالیکه فشار سنج را نظاره میکنیم یک **unit** مثلا فلاپ را مرتبا بالا و پایین داده و نزول فشار هیدرولیک را نظاره میکنیم، ناگهان متوجه میشویم که از یک عددی خاص عقربه سریعا به سمت صفر میرود. این عدد بیانگر فشار گاز **.acc** است. میتوانید بگویید چرا ؟

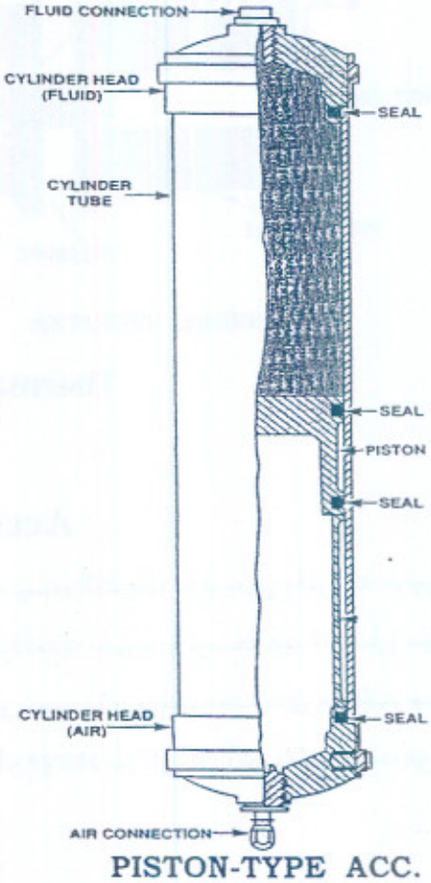
با توجه به شناختی که از این دستگاه مفید پیدا کردیم باید متذکر شویم که آکومولاتور پنج وظیفه را در سیستم عهده دار است :



DIAPHRAGM-TYPE ACC.



BLADDER-TYPE ACC.

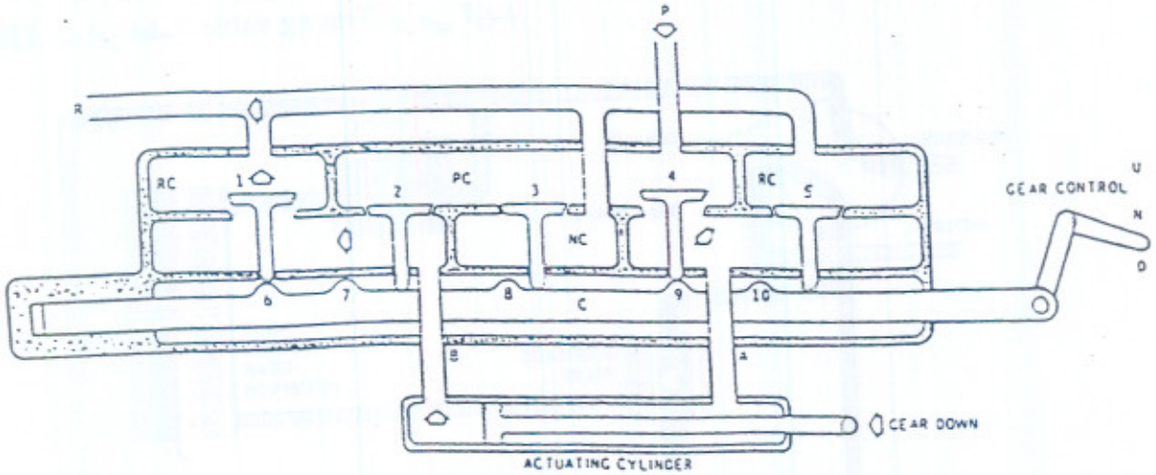


PISTON-TYPE ACC.

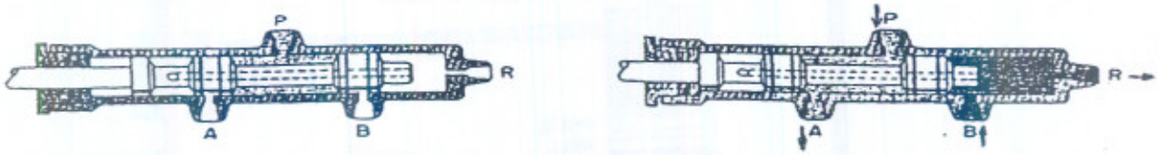
1. حفظ فشار در سیستم زمانی که موتور خاموش است، پس تغذیه محدود **actuators** بهنگام کار نکردن پمپ
2. شتافتن به کمک پمپ هنگامیکه تحت **peak-load**است.
3. **damp**کردن **press. surges** حاصل از کارکرد پمپ و نوع آن
4. حذف کردن **shock** در سیستم حاصل از مثلاً **press. regulator . kick- out**
5. جلوگیری از قطع و وصل مداوم **press. regulator**

Selector valves

همانطور که دیدیم دستگاههای متعددی وظیفه تولید و تنظیم و حفظ فشار را بر عهده دارند و واضح است که همچون سیستم الکتریک درسیستم هیدرولیک نیز مدارات **(sub-systems)** بصورت انشعابی طرح گردیده اند. حال اگر بخواهیم مثلاً **landing gear** را پائین و بالا بریم بایستی یک شیر انتخاب داشته باشیم تا جهت گردش روغن را مشخص نماید به این قطعه مهم **selector valve** گویند، که به شکلهای **Rotary , P ppet type , Piston type** یافت می گردد . که البته نوع اول با وجود سادگی برای فشار های زیاد مناسب نیست و در سیستمهای هیدرولیک از دو نوع دیگر بخصوص از نوع پیستونی استفاده می شود .



Poppet-type selector valve

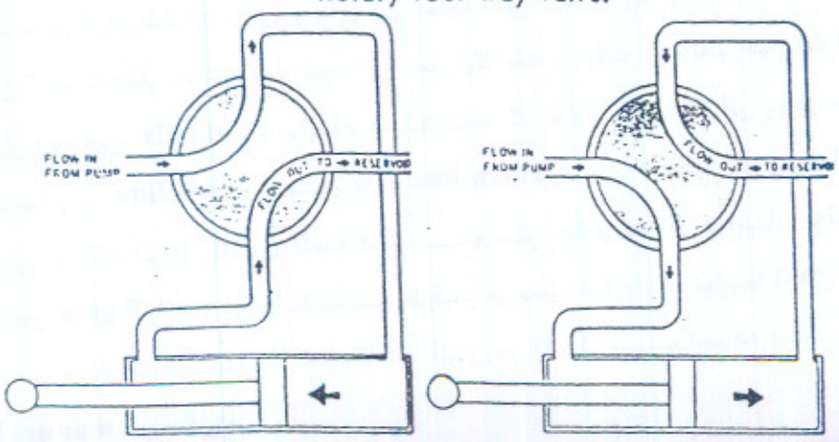


Piston-type selector valve

Actuating Cylinders

این قطعه که به آن **hyd. Jack** میگویند، فشار هیدرولیک را به نیروی مکانیکی به منظور انجام اعمالی هم چون حرکت فرامین و غیره تبدیل مینماید و به سه شکل **Single port** و **Double port** و **Triple port** یافت میگردد که رایج ترین آن همان نوع **double port** است. نوع تک مجرا کاربرد گسترده ای نداشته و بیشتر در **LDG Lock** مورد استفاده است.نوع سه مجرائی در مواردی مورد استفاده است که مثلاً هم چون دو **flap** بال دو قسمت همزمان و به مقدار یکسان حرکت نمایند.

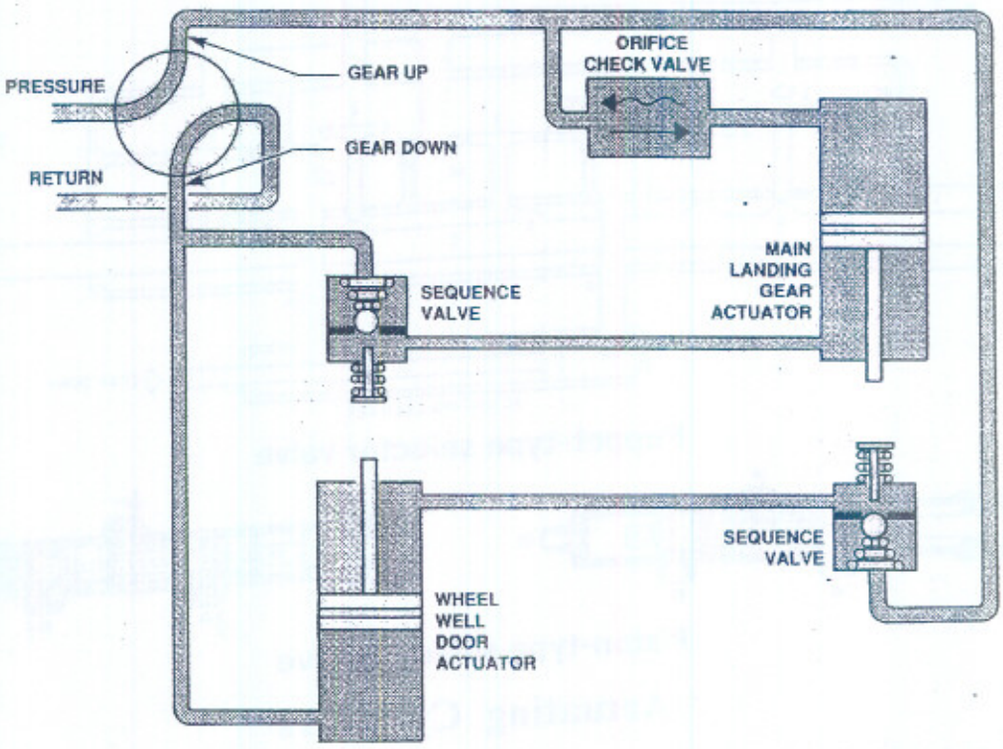
Rotary four-way valve.



Sequence Valve

این قطعه را میتوان **valve** سلسله مراتب نامید و در قسمت هایی همچون **LDG** بکار میرود تا عملی متعاقب عمل دیگر صورت پذیرد مثلاً وقتی دسته چرخ را بالا میدهیم ابتدا چرخ بالا رفته و بعد درب بسته می شود و وقتی دسته چرخ را در کابین پائین دهیم ابتدا درب باز شده و سپس چرخ پایین می آید و اگر به دیاگرام زیر توجه کنیم به طرز کار این قطعه آشنا می شویم. به تو ضیحات سرکلاس توجه نمائید.

Hint ـ به این قطعه **Timing valve** نیز می گویند .



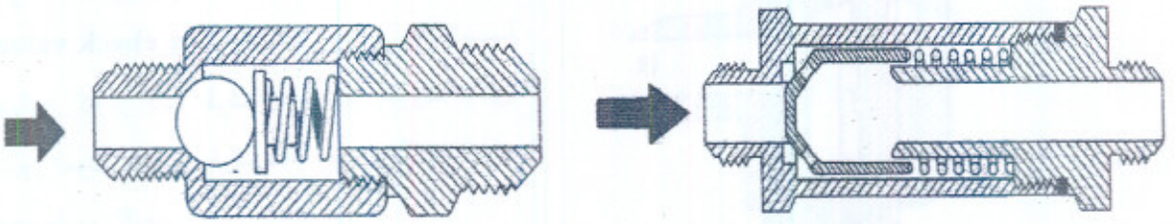
Position of sequence valve in a landing gear retraction.

Depressurization Valve

واضح است که اگر بخواهیم تعمیراتی بر روی سیستم هیدرولیک انجام دهیم باید ابتدا فشار سیستم را صفر کرده و سپس اقدام به باز کردن قطعات نماییم و برای این منظور کافی است که یک یا چند **unit** مثلا **flap** را چند بار بالا وپایین کنیم تا فشار سیستم صفر شود. این عمل اولا مقداری وقت برده ثانیا چون اطراف هواپیما دستگاه ها و وسایل هم چون **stands** و ... پراکنده هستند شاید کار عقلایی نباشد. از این رو در هواپیماهای پیشرفته یک خط میان بر **press. line** را مستقیما به **return line** متصل مینماید که توسط این **valve** کنترل میشود. یعنی هر وقت آنرا باز کنیم بلافاصله فشار سیستم صفر خواهد شد. در هواپیمای **بوئینگ 727** این شیز توانایی عبور **5 gpm** را دارد در حالیکـــــــه ظرفیت هر پمپ هیدرولیک هواپیما **22.5 gpm** است . بنابراین اگر حتی حین پرواز این شیر سهوا باز مانده باشد، تاثیری در کار کل سیستم نخواهد داشت. به این شیر **manual bypass valve** هم میگویند.

Check Valve

این نوع **valve** حرکت روغن را در یک طرف تامین نموده و در جهت مخالف راه عبور به آن نمیدهد وبا وجود سادگی اهمیت زیادی دارد که تا کنون بخوبی با نقش آن در سیستم هیدرولیک آشنا شده ایم و بطور کلی به دو نوع ساچمه ای **Ball type** و مخروطی **Cone type** یافت میگردد .

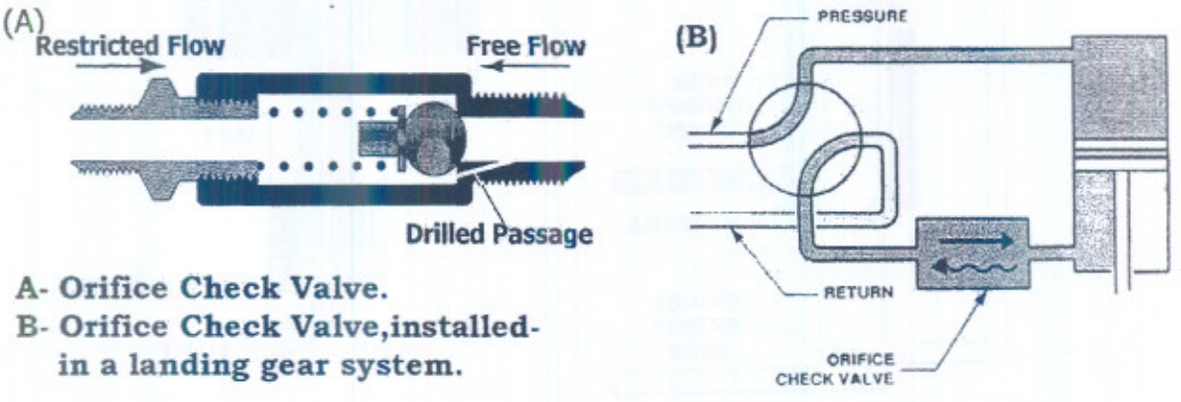


A- Ball Check Valve **B- Cone Check Valve**

Orifice Check Valve

در بعضی موارد ممکن است همچون پائین آمدن **LDG** حرکتی سریع صورت پذیرفته و مجتملاً صدمات ساختمانی پیش آید زیرا علاوه بر فشار هیدرولیک وزن چرخ نیز مطرح هست از اینرو در **up-line** که در هنگام پایین آمدن چرخ نقش **Return** را ایفا می کند یک **Orifice cheek valve** قرار می دهیم تا با توجه به محدود شدن جریان روغن از طریق **Orifice** حرکت چرخ به پائین به کندی صورت پذیرد .

قابل توجه است که وجود یک **Restrictor** تغییری در فشار نداده بلکه آهنگ حرکت را کند مینماید زیرا **flow** را کم می نماید.

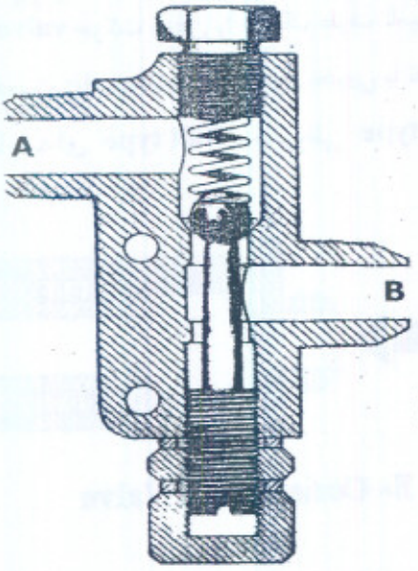


A- Orifice Check Valve.
B- Orifice Check Valve,installed-in a landing gear system.

Hint1 ـ چنین قطعه ای برای **flap**نیز لازم است منتها در آنجا بایستی در **down line** قرار گیرد زیرا بهنگام بالا رفتن، فشار هیدرولیک همراه با فشار شدید هوا روی **flap** باعث بسته شدن سریع آن خواهد شد که بدینوسیله آهنگ آن باید کند گردد تا **flap** دچار صدمه نگردد.

Hint2ـ همانطور که گفته شد یک **restrictor** نقش محدود کننده جریان هیدرولیک را داشته و بعضی از آنها ثابت و بعضی دیگر **variable** بوده و قابل تنظیم به دلخواه میباشد تا آهنگ حرکت کنترل گردد.

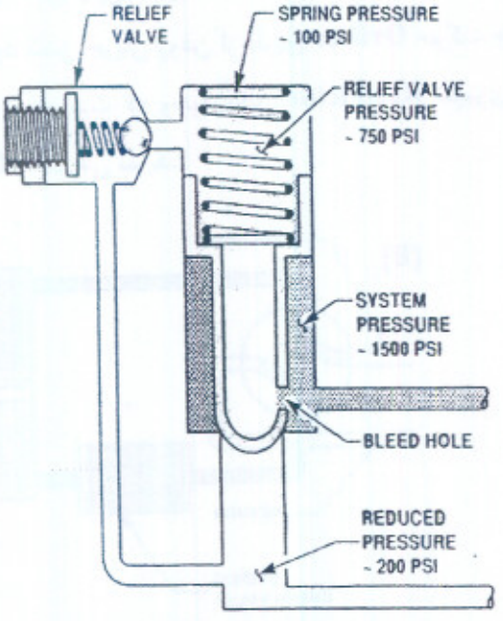
Metering Check Valve



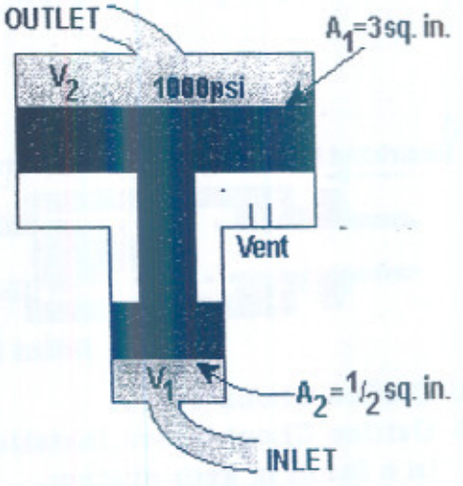
نوعی **check valve** است که طبق تصویر میتوان توسط **screw** و میله ای ساچمه آنرا کمی باز نگه داشت از اینرو نقش **Orifice check valve** قابل تنظیم را ایفا میکند که از یک طرف جریان به صورت عادی عبور نموده ولی از طرف مخالف **flow** به شدت محدود می گردد.

Pressure Reducing valve (Debooster valve)

در بعضی از **sub–systems** مانند **brake system** که به فشار کمتری احتیاج داریم از این **valve** استفاده می کنیم . باید توجه داشت که این **unit** قبل از **S.V.** نصب می شود و قابل تنظیم است .



Pressure reducing valve.



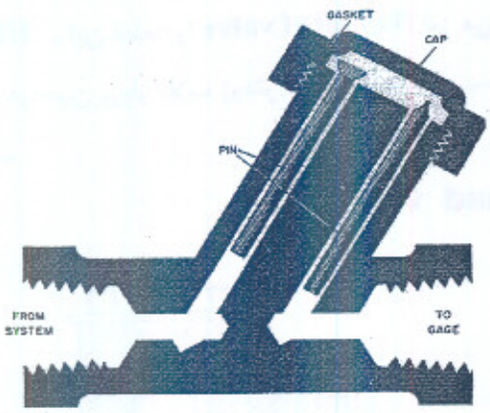
Principle of the debooster

Ground Test Valve

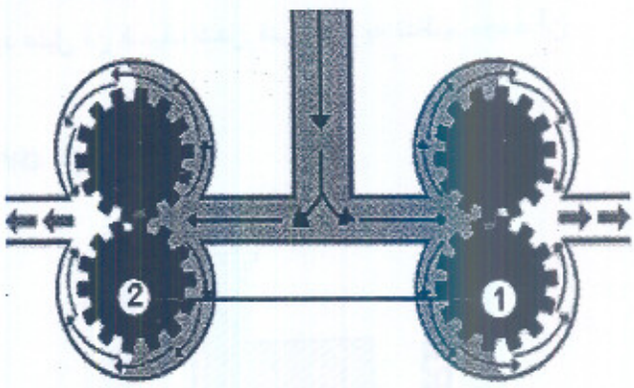
این نوع **valve** که بصورت زوجی در **hyd. service bay** قرار دارد برای اتصال دستگاه تامین هیدرولیک زمینی (**mule**) مورد استفاده قرار میگیرد و بدین طریق میتوان در روی زمین عمل آزمایش و سرویس سیستم هیدرولیک را بدون نیاز به روشن نمودن موتورها انجام داد.

Flow Equalizer Valve

این قطعه ممکن است در **unit** هایی هم چون **flap** بکار رود تا با یکسان نمودن دو **flow** یا در واقع با تقسیم یک **flow** به دو قسمت مساوی باعث حرکت یکنواخت دو **flap** چپ و راست گردد و بدو نوع **Piston type , Gear type** یافت می گردد .



Snubber valve



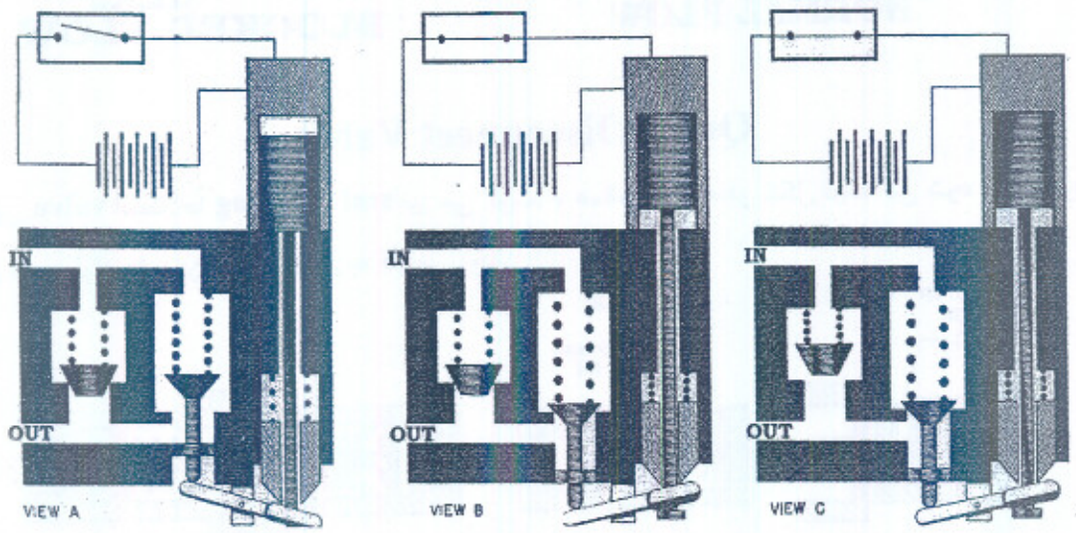
Gear type flow equalizer

Snubber Valve

این نوع**valve** در مجاورت نشان دهنده فشار هیدرولیک قرار گرفته و از **fluctuate** عقربه حاصل از **surge** پمپ جلوگیری مینماید .

Firewall Shut-off Valve

این **valve** در دیواره پشت موتور نصب گردیده و برای قطع سریع جریان هیدرولیک درصورت وقوع آتش سوزی در موتور منظور گردیده و معمولاً الکتریکی عمل می کند .



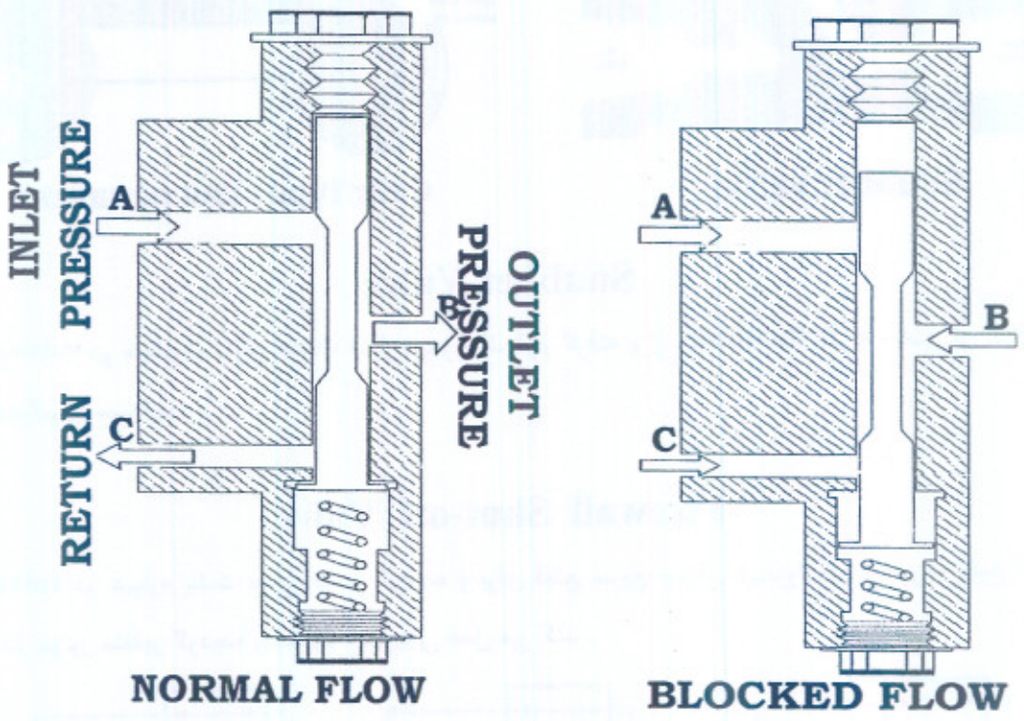
Solenoid operated hydraulic shut-off valve

Flap Overload Valve

همانطور که در آئرودینامیک ملاحظه شد باز شدن **flap** در سرعت های بالا بعلت تولید **drag** زیاد خطرناک است از اینرو اگر به فرض سهواً آنرا باز کنیم این قطعه در اثر **load** زیادی که جریان هوا بر سطح **flap** وارد می کند باز شده و فشار روغن را به **return** وصل نموده و بدین ترتیب از باز شدن فلاپ جلوگیری می کند .

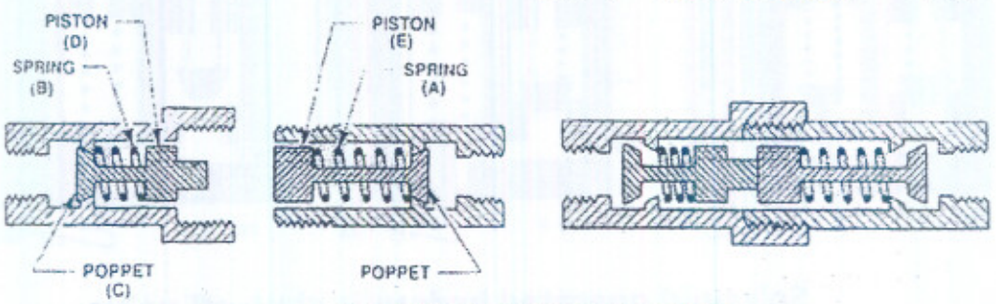
Hint ـ این قطعه را **flap relief valve** نیز می گویند و فنر آن بوسیله یک **screw** قابل تنظیم است و هر گاه در حین پرواز فلاپ زودتر از شرایط معمول بسته شود دلیل آن ضعیف شدن فنر و نیاز به تنظیم مجدد آن است .

Flap overload valve



Quick Disconnect Valve

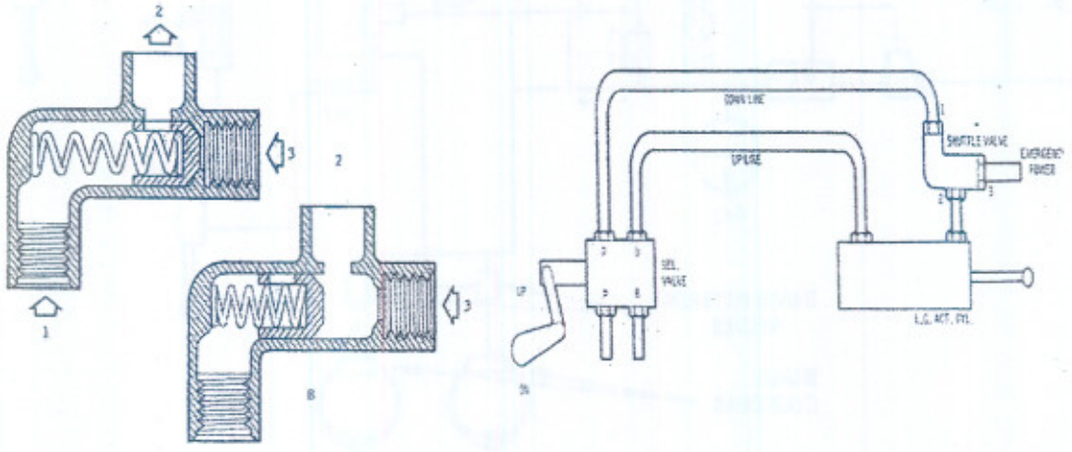
به این **valve** اصطلاحاً **seal coupling** نیز می گویند و همانطوری که در شکل دیده می شود برای قطع و وصل سریع لوله ها بدون ریزش روغن به کار می رود .



Quick disconnect valve

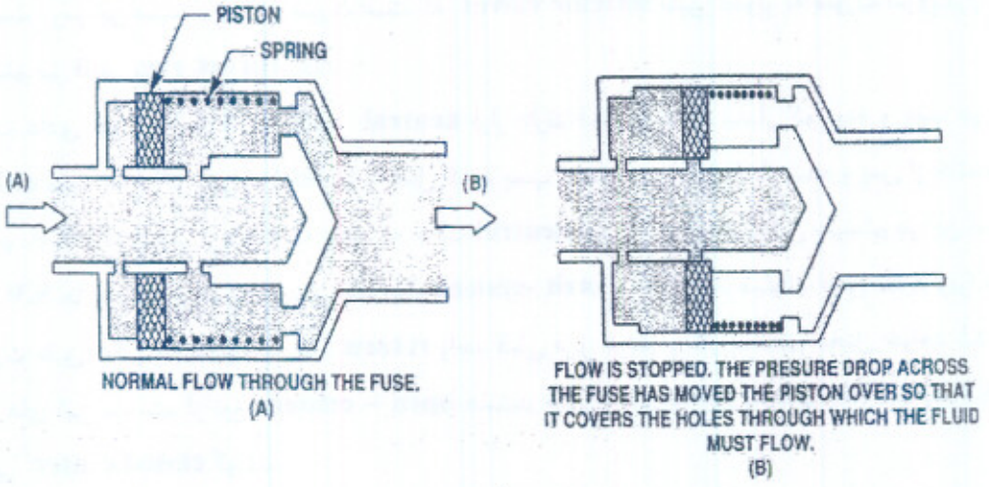
Shuttle Valve

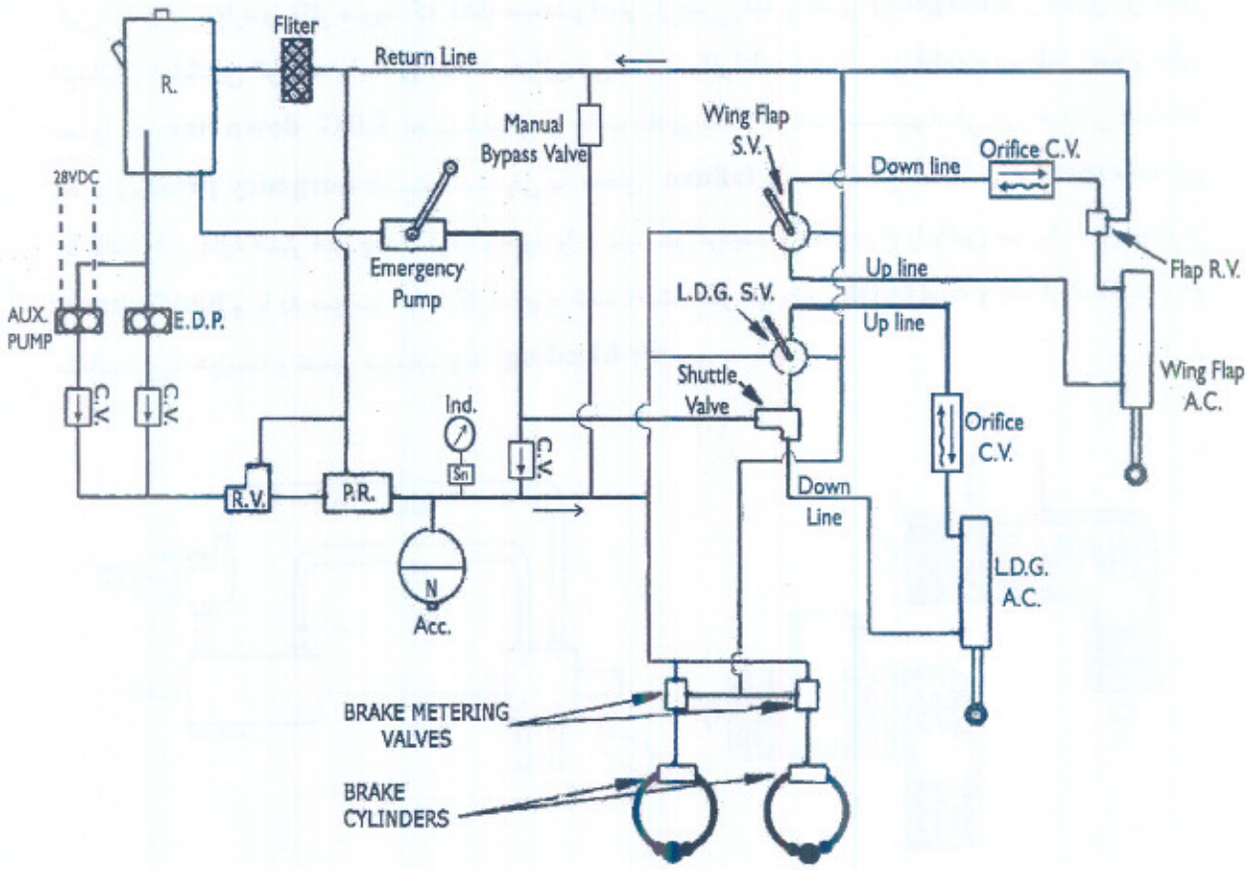
این قطعه در مواردی بکار میرود که فشار سیستم اصلی از بین رفته و فشار **emergency** از طریق آن بطور اتوماتیک جایگزین گردیده و بعضی قطعات حیاتی می توانند بکار ادامه دهند . این قطعه مهم طبق تصویر بطور معمول در **LDG down line** نصب شده و در حالت عادی تحت فشـــار سیستم اصلی در وضعیتی است که راه برای **emergency press** بسته است ولی به محض **failure** سیستم اصلی فشـــار **emergency** این **valve** را بر علیه فشار فنر جابجا کرده و خود وارد سیستم گردیده و مثلاً چرخ را پائین میاورد . این فشار از **hand pump** و یا به صورت هوا یا گاز ذخیره شده تحت فشار در یک **bottle** است و بعد از عملکرد آن و متعاقب فرود هواپیما و تعمیر سیستم باید **air bleeding** صورت پذیرد .



Hydraulic Fuse

همانطوری که در سیستم الکتریک اگر به دلایلی آمپر بیش از حد شود فیوز ذوب شده و یا پریده و جریان را قطع میکند در سیستم هیدرولیک نیز اگر بدلیل نشتی زیاد جریان مایع بیش از حد گردد این قطعه به طور خودکار مسیر را مسدود نموده و از اتلاف مایع جلوگیری میکند .



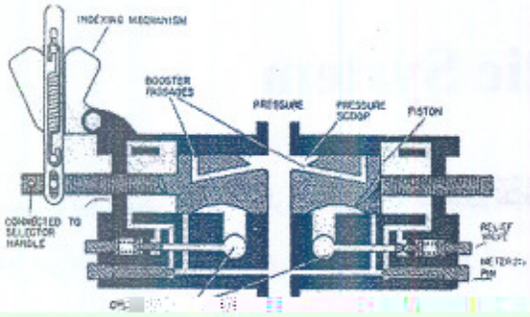


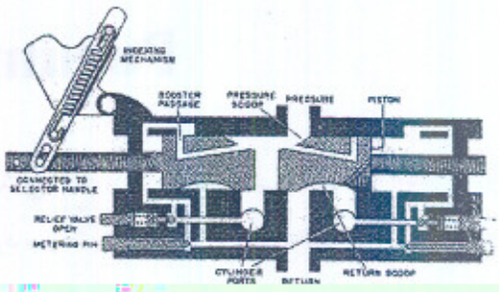
Complete hydraulic system

Open Center Hydraulic System

این سیستم ساده بیشتر در روی هواپیماهای کوچک و سبک مورد استفاده بوده و حسن آن سادگی و کاهش وزن است . رمز این سیستم به این صورت است که **selector valves** طبق تصویر به صورت سری قرار داشته و سیستم نیز فاقد **press. reg.** است .

درحالت عادی چون **S.V.** ها در حالت **neutral** قرار دارند فشار سیستم بسیار کم بوده و پمپ در حالت **unload** است حال اگر یکی از **unit** ها را عمل کنیم پمپ مجبور به ایجاد فشار شده و پس از خاتمه عمل مکانیزم **S.V.** و فشار فنر آن آنرا خود بخود به حالت **neutral** برمی گرداند. عیب این سیستم در این است که چون **S.V.** ها به صورت سری هستند فقط یک **sub -system** در آن واحد میتواند عمل نماید زیرا در غیر اینصورت طبق شکل واحد دوم در خط **return** واحد قبلی قرار گرفته و کار سیستم مختل خواهد شد. چون **S.V.** های این سیستم از نوع **open – center** هستند چنین نامی به این سیستم داده اند. به **S.V.** های معمولی **closed center** گویند .


INDEXING MECHANISM
BOOSTER PASSAGES
PRESSURE
PRESSURE SCOOP
PISTON
CONNECTED TO SELECTOR HANDLE
RELIEF VALVE
METERING PIN


INDEXING MECHANISM
BOOSTER PASSAGE
PRESSURE SCOOP
PRESSURE
PISTON
CONNECTED TO SELECTOR HANDLE
RELIEF VALVE OPEN
METERING PIN
CYLINDER PORTS
RETURN
RETURN SCOOP

Pneumatic System

سیستم نیوماتیک از لحاظ طرز عمل شبیه سیستم هیدرولیک می باشد با این تفاوت کلی که واسطه انتقال نیرو هوا می باشد که هوا در واقع قابل تراکم بوده واز اینرو عملکرد سیستم نیوماتیک قدری خشک و خشن بوده و بهمین علت در هواپیمائی که بدان مجهزند از آن برای عملکرد فرامین پروازی استفاده نمی شود . سایر موارد تمایز بین دو سیستم به قرار ذیل است :

1. کم شدن فشار در سیستم هیدرولیک خیلی سریع است زیرا مایع قابلیت تراکم ندارد و به محض اینکه پمپ از کار بیفتد اگر **accumulator** درکار نباشد فشار فوراً صفر می شود در صورتی که در سیستم نیوماتیک به علت قابلیت تراکم هوا هر وقت پمپ از کار بیفتد فشار سیستم به همان اندازه باقیمانده و ضمناً با عمل کردن دستگاههای مختلف فشار به تدریج پائین می آید .
2. در سیستم نیوماتیک لوله **return** وجود نداشته زیرا نیازی به بازگشت هوا به مخزن اصلی نمیباشد . البته چون خروج هوای **return** به اتمسفر با صدای ناهنجاری توأم است از این رو در خروجی ها از صدا خفه کن (**silencer**) که به آن **muffler** می گویند استفاده می شود .
3. چون هوا همیشه دارای مقداری رطوبت است که ممکن است تولید زنگ زدگی در سیستم نماید از اینرو در سیستم نیوماتیک بایستی از وسائل مکانیکی و شیمیایی برای رطوبت زدایی استفاده گردد .

هواپیمای هلندی **Fokker F-27** بنام **Friendship** نمونه ای از هواپیماهایی است که به این سیستم مجهزند و در آن برای عملکرد **LDG** و **brake** و **nose wheel steering** و باز و بسته کردن درب مسافرین و ترمز ملخ استفاده می شود. در این هواپیمای **turboprop** در روی هر موتور(**RR Dart**) یک کمپرسور چهار سیلندر برای تحت فشار گذاشتن هوا نصب شده است که با نیروی موتور میچرخند و هوای فشرده در یک **storage bottle** به ظرفیت $75in^3$ با فشار **3300 Psi** ذخیره می گردد. یک **moisture separator** مکانیکی **% 98** رطوبت هوا را می گیرد و پس از آن یک رطوبت گیر شیمیایی که در داخل آن بلورهای **silicagel** قرار دارند **2%** رطوبت باقیمانده را جذب مینماید رنگ این بلورها آبی بوده و با جذب رطوبت به رنگ صورتی (**pink**) تغییر می کند از اینرو با بازرسی روزانه باید از وضعیت آنها مطمئن گشت .
تصویری که در صفحه بعد ملاحظه می کنید دیاگرام سیستم نیوماتیک هواپیمای هلندی **F- 27** ساخت کمپانی **Fokker** است.در این هواپیما هوای تحت فشار درون دو کپسول ذخیره میشود یک کپسول به ظرفیت $100in^3$ برای سیستم **brake** و دیگر **bottle** اصلی به ظرفیت $750in^3$ برای عملکرد **LDG** و در مسافرین و ترمز ملخ و فرمان چرخ جلو (**steering**) یکی از نکات جالب در این سیستم وجود **isolation valve** است که اگر آنرا ببندیم ارتباط کپسول اصلی با **sub- systems** قطع شده بنابراین بدون نیاز به تخلیه فشارکپسول میتوان در روی قطعات عمل تعمیرانجام داد.پس از این **valve** طبق تصویر **press. reducing valve** قرار

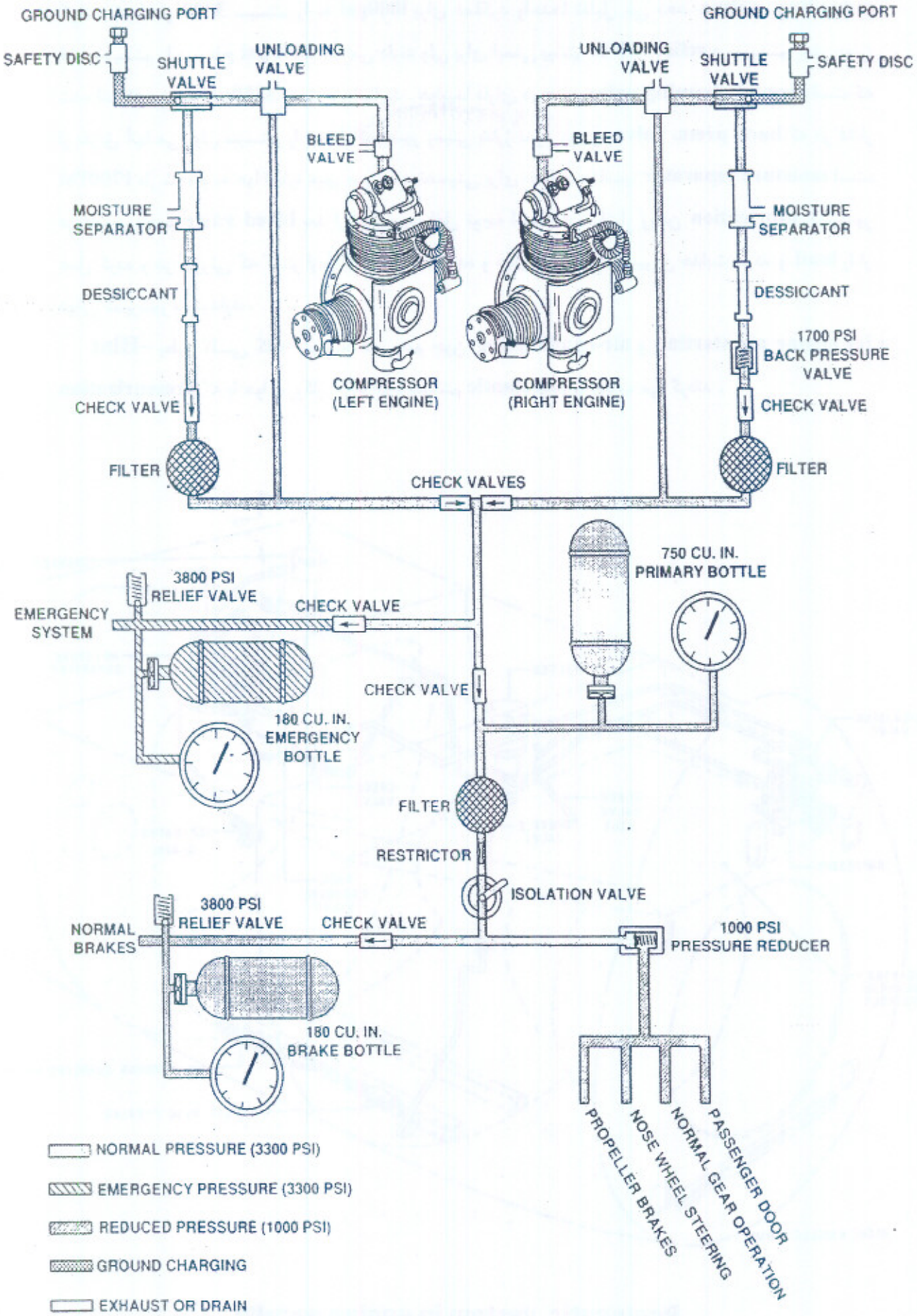
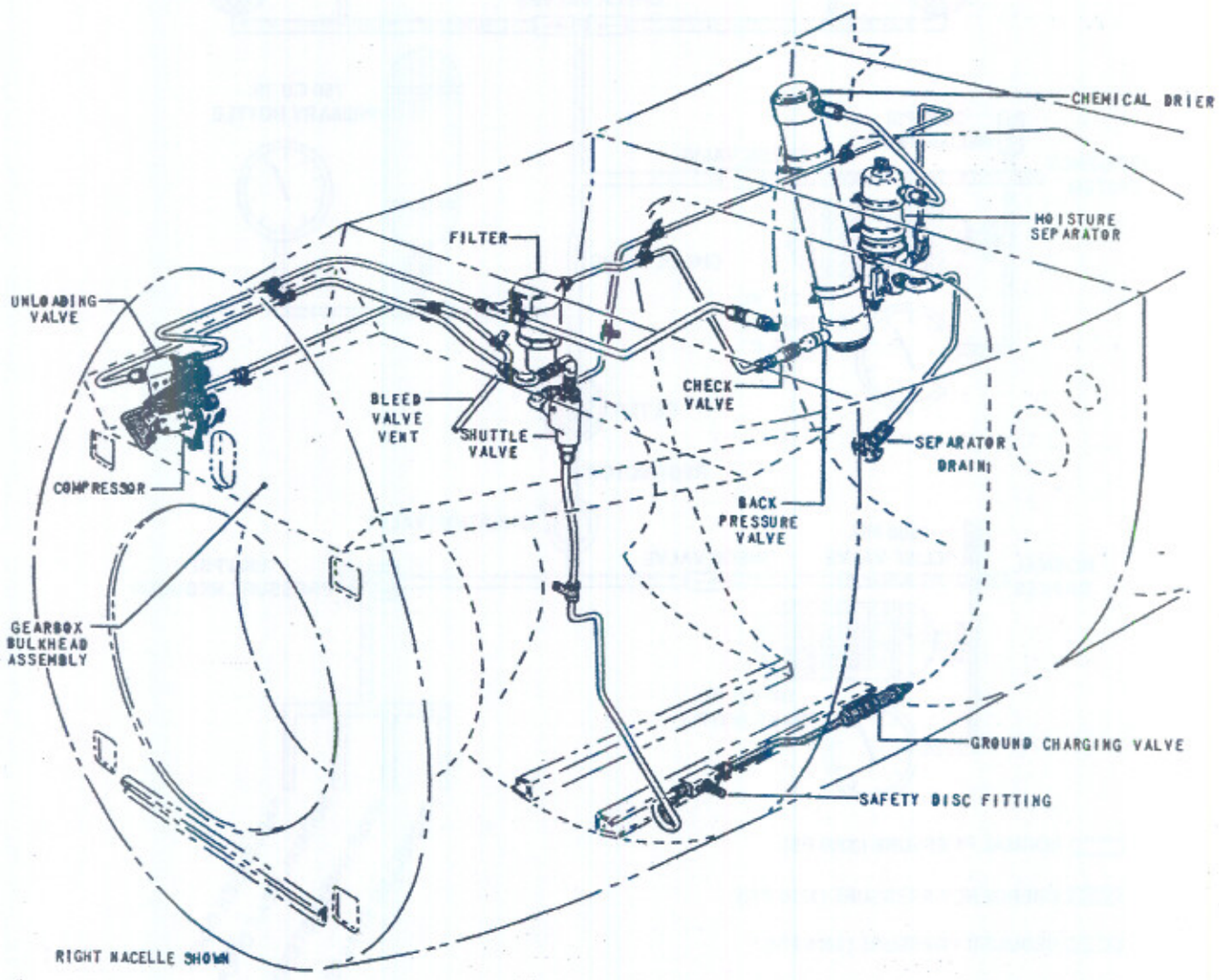


Diagram of pneumatic power system of F-27.

گرفته که فشار **3300** سیستم را به **l000psi** برای عملکرد واحدها تقلیل می دهد. **unloading valves** فشار سیستم را درسطح **3300psi** نگه می دارند ولی برای ایمنی بیشتر **relief valves** در سیستم پیش بینی شده اند که در حد **3800psi** عمل می نمایند . هواپیما دارای دو عدد **ground charging valve** است که از طریق آنها می توان سیستم را توسط کمپرسور زمینی شارژ نمود . وجود **back press. valve** که در فشار **1700Psi** باز شده و به هوا اجازه عبور می د هد تضمینی برای عملکرد مناسب **moisture separator** است. در تصویر وجود **bleed valve** بعد از کمپرسور قابل توجه است که با فشار روغن **lubrication** کمپرسور عمل کرده و در صورتی که کمتر از **40Psi** شود باز شده و هوای فشرده را به بیرون هدایت کرده و **load** را از دوش کمپرسور بر میدارد .

Hint– بطور کلـــی کلیه سیستم هایی هم چون **air-conditioning** و **jet engine air starting** و **pressurization** که با هوا سروکار دارند جزء سیستم **pneumatic** محسوب می گردند .



Pneumatic system in engine nacelle.

Air Conditioning System

هدف از این سیستم تامین آسایش و ایمنی برای سرنشینان در محدوده عملیاتی هواپیما می باشد .
با اوج گیری هواپیما فشار محیط اطراف هواپیما شروع به کاهش نموده و اگر عملی برای مقابله با آن صورت نپذیرد سرنشینان هواپیما در معرض عوارض متعدد زیستی قرار خواهند گرفت . از اینروبرای‌هواپیماهائیکه با تغییرات شدید در فشار و درجه حرارت و رطوبت مواجه هستند بایستی سیستم تهویه مطبوع فراهم آید . یک سیستم تهویه مطبوع بایستی الزامات زیر را برآورده نماید .

1. **Temperature** : محدوده **40° F** تا **80° F** برای درجه حرارت داخل کابین قابل قبول بوده ضمن اینکه **70° F** بهترین محبوب می گردد و برای نیل بدین هدف سیستم های ذیل باید موجود باشند.
   (a) Heating Sys. ـ به منظور گرمایش هوای داخل کابین در شر ایطی که هوای محیط به هر دلیلی سرد باشد .
   (b) Cooling Sys. ـ به منظور تامین هوای خنک برای کابین در شرایطی که هوای محیط گرم و آزاردهنده باشد .
   (c) Control Sys. ـ وسائلی ساده و مؤثر برای انتخاب هوای گرم و سرد به منظور برآورده ساختن درجه حرارت انتخابی و تضمین توزیع مناسب آن در سرتاسر کابین هواپیما

2. **Ventilation** : منظور از این واژه تامین هوای خنک و توزیع مناسب آن در کل کابین به یک میزان پایدار و نیز تخلیه هوای‌راکد و مرده به میزان دوبار در ساعت می باشد . یکی از الزامات در این مورد چنین بیان میدارد که برای هر سرنشین هواپیما باید درهر دقیقه یک تا دو پوند هوا تامین گردد .
3. **Humidity** : بطور کلی هم رطوبت زیاد و هم رطوبت کم آزار دهنده است بطور مثال رطوبت زیاد سلب آسایش نموده و در چنین مواردی **moisture separator** لازم است و رطوبت کم نیز ناراحتی بدنی و خستکی را بخصوص در پروازهای طولانی موجب می شود و در چنین شرایطی از دستگاههای **humidifier** استفاده میشود .
4. **Pressurization** : این مسئله در مورد هواپیماهائی که در ارتفاع زیاد پرواز میکنند مصداق دارد سیستم هوای فشرده تضمین می نماید که بدون توجه به ارتفاع پروازی هواپیما شرایط ارتفاع کم د ر داخل کابین حفظ گردد. یعنی هواپیما می تواند در ارتفاع **40000 ft** با فشار محیط معادل **2.7psi** پرواز نموده و در داخل کابین آن شرایط حاکم **8000 ft** با فشار کافی **10. 92psi** حاکم باشد ، فشاری که برای سرنشینان قابل قبول بوده و آسایش زیستی آنها را موجب می گردد . فشرده نمودن هوای کابین هواپیما از طریق ارسال جریان منظم و کافی هوا به داخل کابین معمولاً از کمپرسور موتورهای جت حاصل شده و فشار مطلوب کابین توسط واحدی بنام **outflow valve** کنترل می گردد.

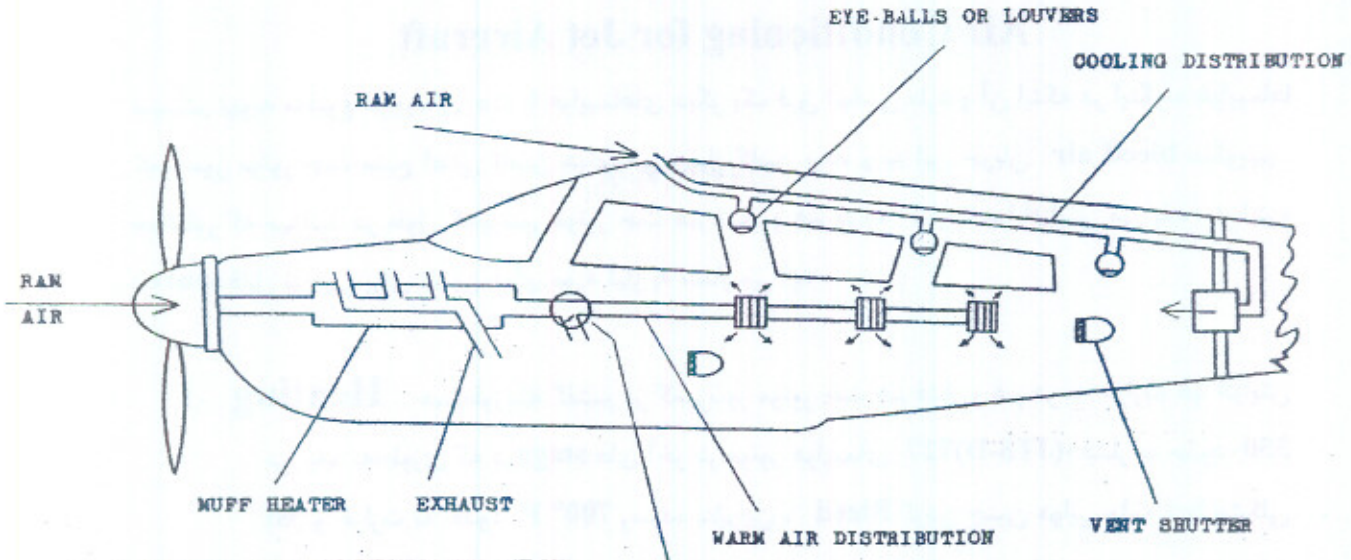
در هواپیماهای کوچک و سبک تامین هوای مناسب کابین به ترتیب ذیل صورت می پذیرد:

1. **Heating** ـ در هواپیماهای کوچک گرمایش به دو طریق تامین می شود :

(a) Exhaust muff heater ـ در هواپیمای یک موتوره پیستونی که موتور در دماغ قرار داشته و با کابین فاصله کمی دارد یک **muff** دور لوله اگزوز تعبیه شده و **ram air** با ورود بدان و جذب گرمای اگزوز گرم گردیده و از طریق یک دریچه قابل کنترل به کابین هدایت می شود . نکته قابل توجه در این سیستم خطر ترک برداشتن لوله اگزوز ودر نتیجه مخلوط شدن گازهای سمی اگزوز با هوای کابین است و به همین خاطر در کابین **Gas detector** نصب می شود که با تغییر رنگ آن خلبان از وجود گازهای سمی در کابین آگاه می شود.

(b) Cabin heater (Janitrol) - در این سیستم یک محفظه احتراق استوانه ای شکل ساخته شده از فولاد مقاوم در مقابل حرارت وجود دارد که از طریق یک**nozzle** بنزین داخل آن پاشیده شده و بوسیله شمع مربوطه مخلوط محترق می گردد یک پوسته محفظه احتراق را احاطه نموده و **ram air** مابین دو محفظه حرکت کرده وبا جذب گرما ، از طریق دریچه کنترل به سمت کابین روان میگردد . این سیستم از بنزین هواپیما استفاده کرده و کلیه قطعات آن هم چون**fuel pump** برقی ، **ignition unit , fuel press. reg. , filter** در **heater bay** دریک محفظه مناسب فلزی با رعایت پیش بینی های لازم بر علیه آتش سوزی مجتمع گشته اند . سیستم بطور اتوماتیک عمل کرده و درجه حرارت آن توسط خلبان قابل تنظیم است.به هنگام پرواز هوای مورد نیاز احتراق و گرمایش از طریق **ram air** تامین میشود ولی در روی زمین یک **fan** برقی برای سیستم تعبیه شده است . ولتاژ مورد نیاز برای شمع بخاری حدود **20000** ولت است که توسط یک **coil** تامین میشود. محفظه احتراق بایستی از نظر وجود ترک بازرسی گردد و برای این منظور از **water pressure check** استفاده میشود یعنی به محفظه در داخل آب **20psi** فشار هوا میزنند در صورت وجود ترک حباب در آب بوجود می آید .

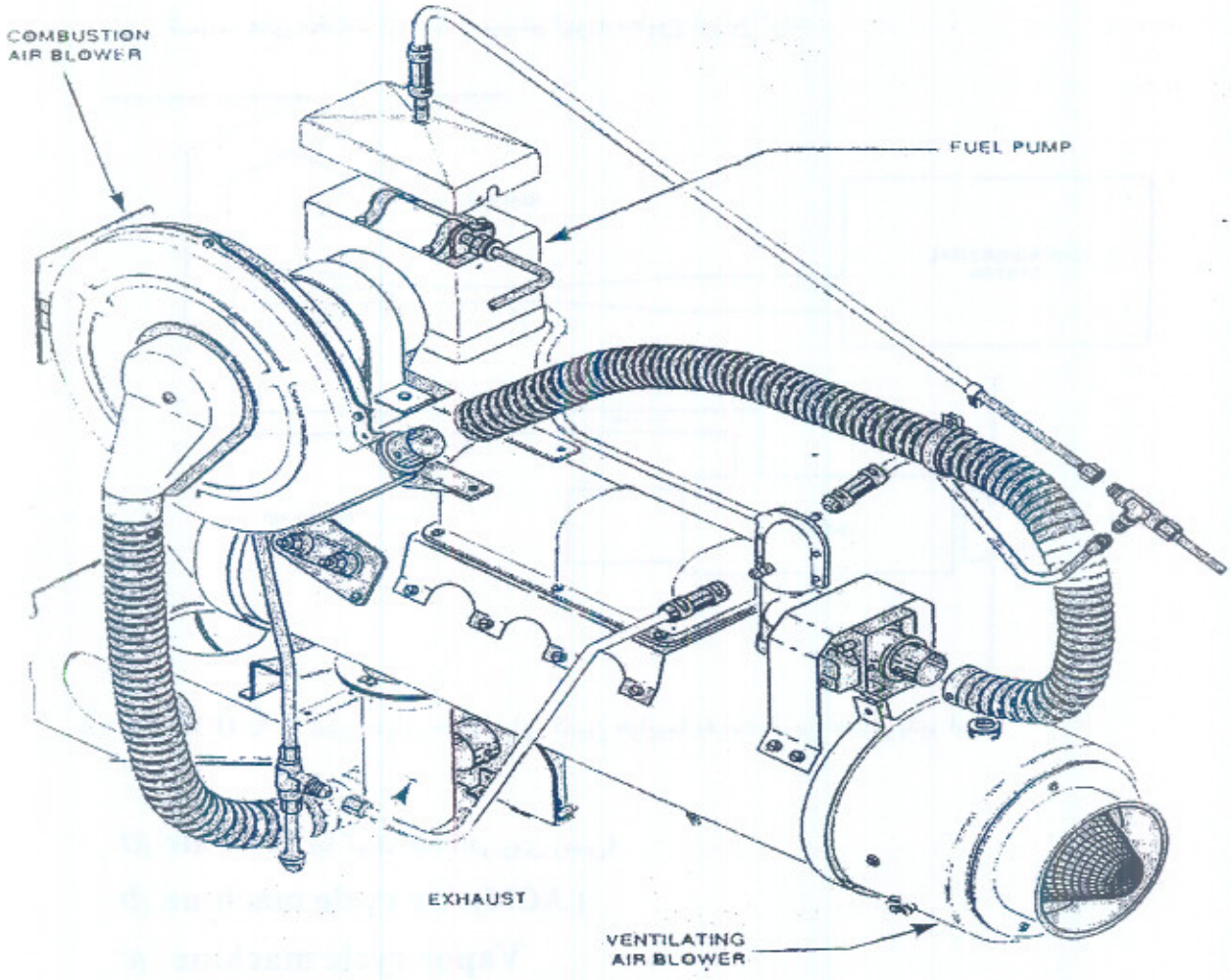
2. **Cooling** ـ دراین هواپیماها ، تعبیه یک دهانه ورودی برای **ram air** ونیز کانال کشی مناسب، هوای خنک بیرون را به هنگام پرواز به داخل کابین هدایت و توزیع مینمایند و معمولاً در بالای سر هر سر نشین یک دریچه قابل تنظیم **(eye - ball)** هوای خنک وجود دارد .



GAS DETECTOR DISCS	
RED	DANGER
BLUE	SAFE

BASIC AIR CONDITION SYSTEM

1 - HEATING
2 - COOLING
3 - VENTILATION



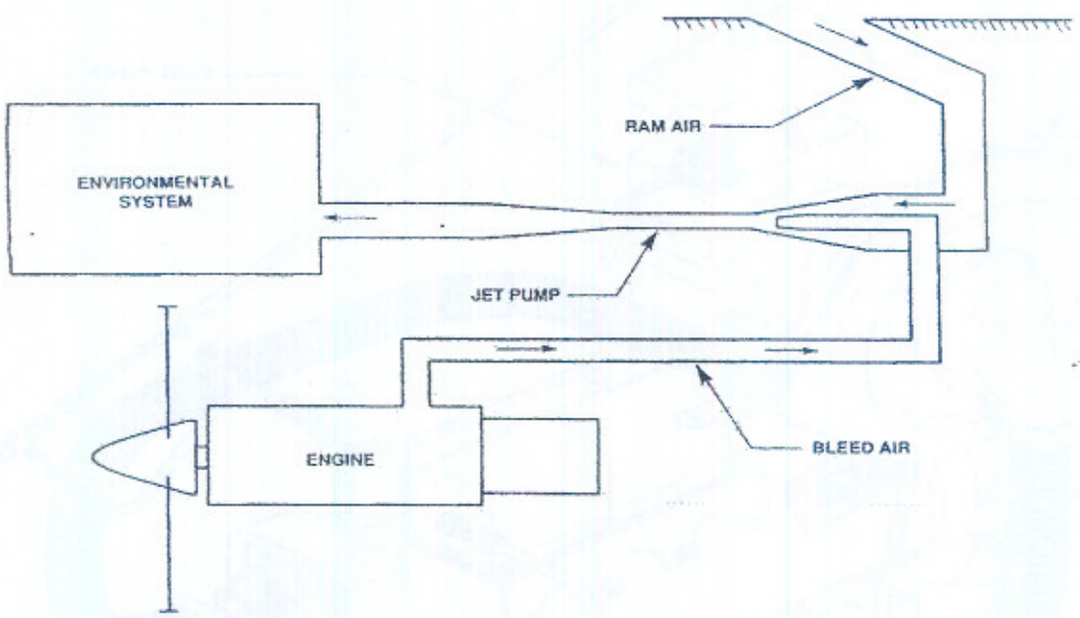
Combustion Heater (Janitrol)

Air Conditioning for Jet Aircraft

سیستم تهویه مطبوع هواپیمای جت با هواپیماهای دیگر یک فرق اساسی دارد و آن اینکه در اینگونه هواپیماها کمپرسور موتور جت منبع اصلی تامین هوای مورد نیاز کابین بوده و به این جریان **bleed air** میگوییم . همانطور که میدانید در طول کمپرسور موتور جت هم فشار و هم درجه حرارت هوا افزایش می یابد . از اینرو **source** قابل توجهی برای تامین هوای مورد نیاز به شمار می آید .

1- **Heating** : همانطوریکه گفتیم در کمپرسور موتور جت هم فشار و هم درجه حرارت هوا افزایش می یابد به طوری که در **stage** های آخر در موتور هواپیمای **727(JT8-D)**، فشار به حدود **350 psi** و حرارت به حدود **700° F** رسیده بنابراین با **Bleed** کردن چنین هوایی ما نه تنها مشکلی از نظر تامین هوای گرم نداشته بلکه قبل از ورود چنین هوای گرمی به کابین بایستی به طریقی مقداری از درجه حرارت آن بکاهیم تا گرمای آن قابل تحمل گردد. برای درک چگونگی انجام این کار به توضیحات ارائه شده سر کلاس توجه نمائید.

در اینجـــا لازم به یاد آوری است **bleed control valve** که از داخـل کـابین قابـل کنتـرل است عمل گرفتن هوا از موتور را انجام داده و این هوای کنترل شده پـس از خـروج میتوانـد بـه قسمت های مختلف از جمله سیستم تهویه مطبوع توزیع گردد .



2- **Cooling** : تامین هوای خنک برای کابین هواپیما به سه طریق امکان پذیر است:

a **Ram air** (با کمک **Fan** در روی زمین)

b **(ACM) Air cycle machine**

c **Vapor cycle machine**

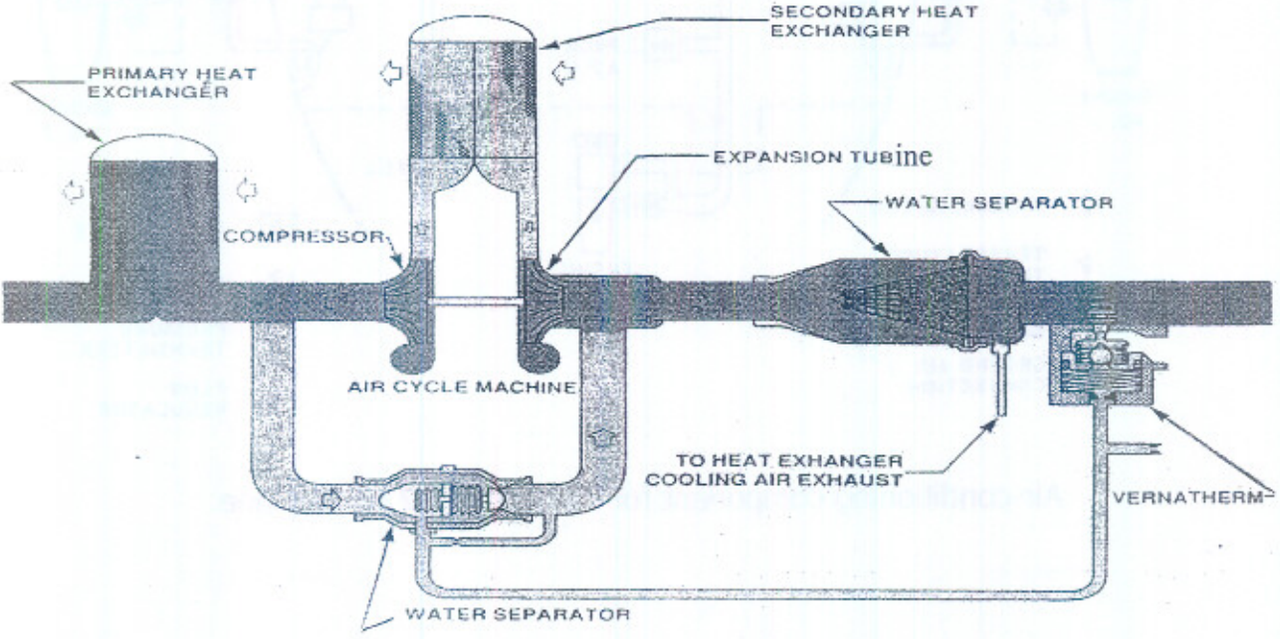
Air Cycle Machine (ACM)

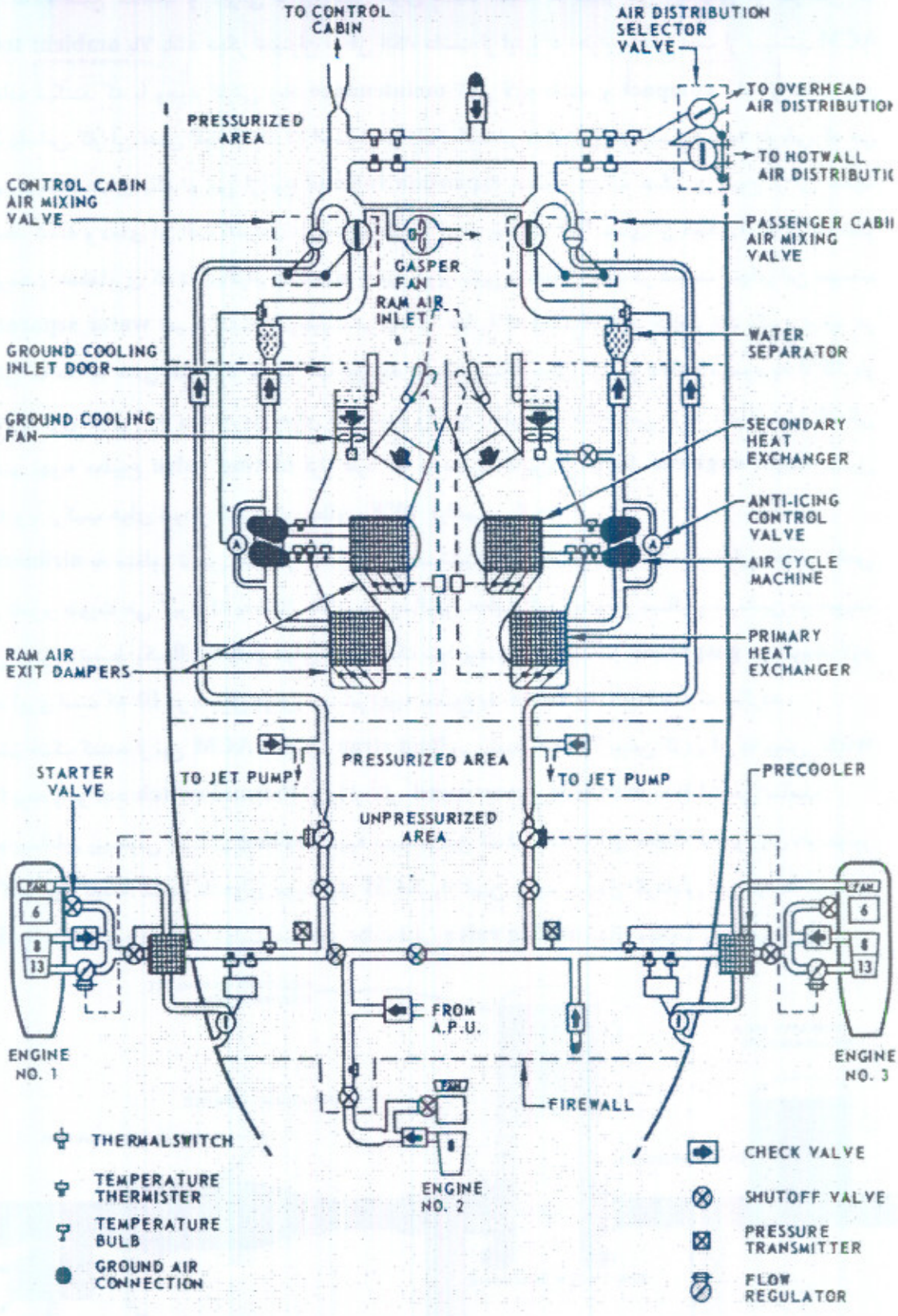
ram air منبع مناسب و لایزالی برای تأمین هوای نسبتاً خنک به شمار می آید ولی در شرایطی که **ambient temp** بالا باشد دیگر نمیتوان به آن اتکاء داشت از اینرو در هواپیماهای جت از سیستم **ACM** استفاده میکنند که با وجود کارائی زیاد **maintenance** کمی لازم داشته و **compact** ساده و سبک وزن است واساس کار آن بدین گونه است که انبساط هوا باعث افت در دمای آن میگـــردد و به طریقی که می بینیم سیستم دارای یک توربین از نوع **expansion turbine** است و هوا به هنگـام خروج از آن شدیداً منبسط گشته و دمای آن افت شدیدی می نماید بطوری که در بوئینگ 727 دمای آن ممکن است تا حد صفر نیز برسد و همانطوری که در دیاگرام صفحه بعد و نیز تصویر پائین مشاهده کنید در قسمت انتهای این سیستم **water separator** تعبیه گشته تا رطوبت موجود در هوا را که احتمالاً مایع خواهد شد بگیرد و نیز در صورتی که دما به حدی افت کند که این آب یخ بزند یک ترموستات عمل کرده و **valve** موسوم به **35°F** باز شده ومقداری هوای گرم وارد جریان هوای سرد شده و از یخ بستن آب احتراز می گردد . در قسمت انتهائی سیستم تهویه مطبوع **mixing valve** قرار دارد که به صورت الکتریکی توسط **flight engineer** کنترل گشته و با ترکیب هوای سرد و گرم دمای مطلوب **70°F** فراهم می گردد.

در **airliners** به منظور تأمین حداکثر آسایش برای سرنشینان یک انشعاب جداگانه از هوای خنک خالص طبق تصویر صورت می گیرد که به کانال بالای سر مسافرین هدایت گردیده و هر مسافر و سرنشین در صورت تمایل میتواند توسط یک **eyeball** از هوای کاملاً خنک سود برد. به این انشعاب **gasper air** می گویند. لازم به یاد آوری است که **10** درصد کل هوای سیستم تهویه مطبوع به **control cabin** هدایت میگردد .

سیستم خنک کننده از نوع **ACM** کامل را **boot strap** می نامند. در 727 روغن کاری آن به روش **wick type** بوده و دو عدد **thermal switch** آن را از نظر **over-speed** و **overheat** محافظت می نمایند.

در هواپیماهای پیستونی سیستم **cooling** شبیه سیستم فوق الذکر است با این تفاوت که در روی هر موتور یک کمپرسور تعبیه گشته تا هوای مورد نیاز **ACM** را تامین نماید .عمل گرمایش نیز توسط سیستم **janitrol** صورت پذیرفته و در نهایت هم چون حالت قبل **mixing valve** دمای مطلوب را فراهم می آورد .





Air-conditioning component for the **Boeing 727** airplane.

Vapor Cycle Machine

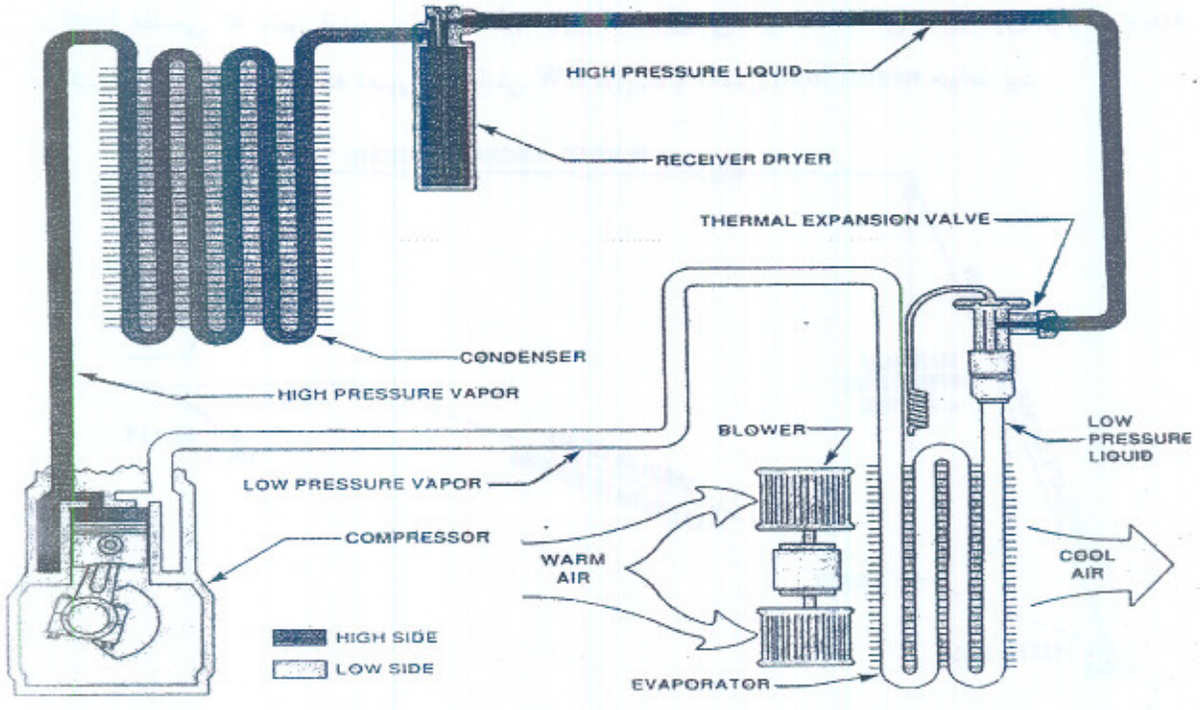
این سیستم به علت سنگینی و پیچیدگی و ... به ندرت در هواپیماهای بزرگ مورد استفاده است و اصول اساس کار این سیستم بر پایه سرمای حاصل از انبساط شدید گاز **Freon** نهاده شده واین گاز اولاً غیر سمی **(non toxic)** ثانیاً **fire resistant** بوده و نکته مهم اینکه درجه حرارت جوش آن بسیار پائین **(-39°F)** بوده بنابراین قابلیت انبساط شدید از آن مایعی ایده آل برای دستگاههای برودت ساز **refrigeration** ساخته است . این سیستم طبق تصویر از قسمت های زیر تشکیل شده است .

a **Receiver (Drier)** ـ به عنوان مخزن **freon 12** عمل می کند ضمن اینکه در صورت وجود آب و روغن آنها را نیز جدا میسازد و به همین علت صفت **drier** را نیز بدان افزوده ایم .

b **Evaporator** ـ قسمتی است که مایع **freon** پس از ورود بدان به حالت تبخیر در آمده و موجب سرمای شدید میشود و جریان هوایی که از مجاورت آن می گذرد به شدت خنک گشته و عازم کابین می گردد. جریان مایع **freon** به این **unit** توسط یک **expansion valve** کنترل می گردد .

c **Compressor** ـ توسط یک موتور الکتریکی می گردد. واضح است که مایع فرئون گاز شده در قسمت قبلی بایستی به طریقی دوباره مایع شده و به مخزن باز گردانده شود و این کمپرسور ضمن اینکه هم چون پمپی باعث انتقال **freon 12** به سمت مخزن می شود آنرا تحت فشار قرار داده و تا حدی به مایع شدن آن کمک می کند .

d **Condenser** ـ گاز فرئون **12** تحت فشار کمپرسور وارد این قسمت مارپیچی گشته و ضمن اینکه مقداری بدین ترتیب خنک می شود عبور هوای **ram air** از روی آن باعث افت دما گردیده و این نکته باعث مایع شدن فرئون گاز شده میگردد و در نهایت به مخزن باز گردانده شده و سیکل از نو آغاز می گردد. بنابراین ملاحظه می شود سیستم حالت **close loop** را داراست .

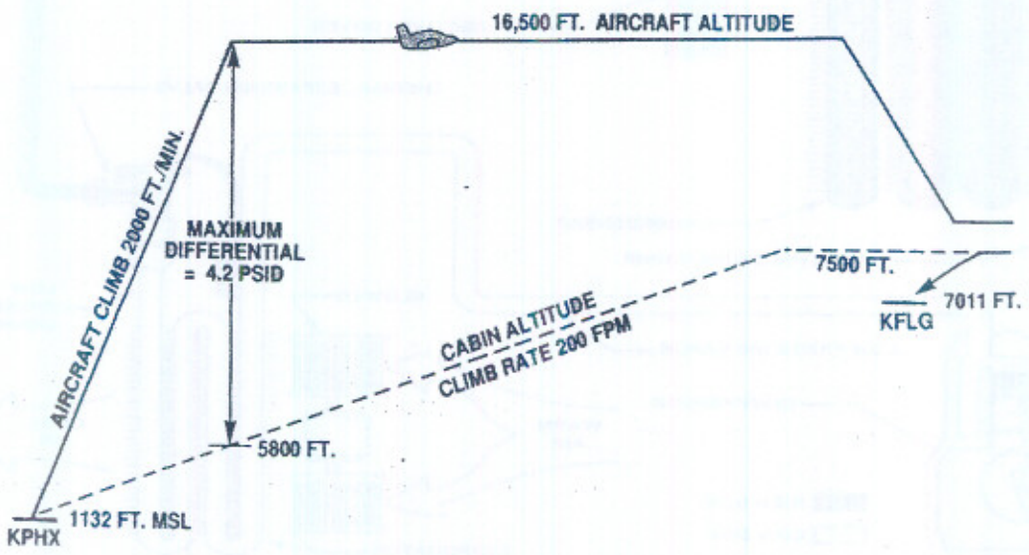


Pressurization System

مقدمه: همانطوری که در آئرودینامیک دیدیم پرواز در ارتفاعات بالاتر دارای محسناتی است که در این میان کاهش **drag** حاصل از رقت هوا (**lower density**) و در نتیجه کاهش مصرف **fuel** و افزایش **range** رامی توان نام برد . با پیشرفت در علم طراحی و نیز **performance** هواپیما که بطور عمده مرهون ظهور موتورهای جت بود ارتفاع عملیاتی هواپیماها تا بیش از **40000** پا افزایش پیدا کرد .

طبیعی است که رقت شدید هوا در چنین ارتفاعاتی و بعبارت بهتر کمبود اکسیژن و فشار هوا موجب ایجاد مشکلات شدید تنفسی و نیز صدمه به بافت های بدن خواهد شد و به همین خاطر است که سیستم **pressurization** در یک چنین هواپیماهایی جزء واجبات محسوب می شود یعنی اینکه سعی می کنیم به طریقی فشار هوای کابین را در حد قابل قبول و تحملی نگه داشته و آسایش مسافرین را فراهم آوریم و طبیعی است که این امر موجب ایجاد اختلاف فشار قابل توجهی بین داخل و خارج هواپیما شده و این مسئله بدنه بسیار مستحکمی را برای هواپیما می طلبد ضمن اینکه بدنه چنین هواپیماهایی بعلت تغییرات فشار داخل حالت **breathing** (دم و باز دم) را داشته واین نکته از نظر **fatigue** قابل تأمل است ولی خوشبختانه با پیشرفت در کلیه زمینه های هواپیمایی علی الخصوص **structure** همه مشکلات حل گشته است .

تجربیات پزشکی نشان داده که انسان نسبت به فشار استاندارد **14.7psi** سطح دریا، افت فشاری معادل **4psi** را به خوبی میتواند تحمل نماید یعنی فشاری معادل **14.7 – 4 =10.7psi** برای او تحمل پذیر است و این تقریباً معادل فشار استاندارد **8000 ft(10. 92 psi)** است. بنابراین ملاحظه می کنیم که به هنگام پرواز در ارتفاعات زیاد هم چون حول وحوش **40000** پا حفظ فشار کابین در سطح **8000** پا عاقلانه خواهد بود و این امر موجب ایجاد اختلاف فشاری حدود **8.4psi** بین داخل و خارج هواپیما می شود که مستلزم داشتن بدنه ای بسیار قوی است و از اینجا به سرعت در میابیم که چرا سازندگان هواپیما سعی نمی کنند فشار استاندارد سطح دریا را در کابین حفظ نمایند زیرا در اینصورت اختلاف فشار بین داخل و خارج هواپیما از **l0 psi** نیز فراتر رفته و **load** عظیمی که بدین ترتیب بر ساختمان هواپیما تحمیل می شود ساختمانی بسیار قوی تر و در نتیجه سنگین تر را خواهد طلبید که تعبیر آن افزایش **EW** هواپیما و کاهش **useful load** خواهد بود .



در اینجا لازم به تذکر است که هوایی که برای فشرده کردن کابین می آید همان هوای تهویه شده ایست که قبلاً بحث آن را انجام دادیم و بحث های آتی ما در واقع گفتگو در مورد نحوه کنترل این سیستم است .

سیستمی که الزامات پایه آن عبارتند از :

A- Supply of air from compressor(Bleed air)

B- Strong fuselage :..... to withstand high press. differential.

C-Outflow valve(Cabin discharge valve) .....to control cabin press.

D- Safety outflow valve..... to operate in case of outflow valve failure

E–Inward vent valve(neg. press. valve)

F- Cabin press .controller ..... automatically control cabin pressure

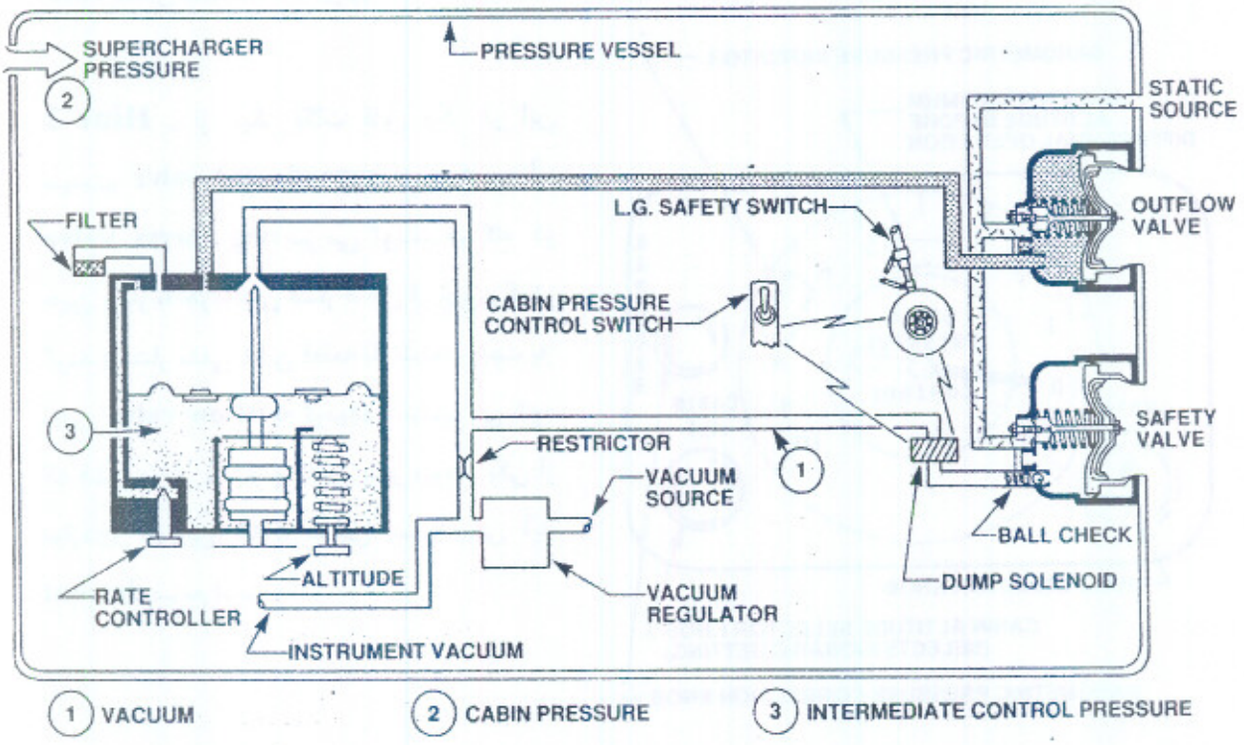
G- Manual press. controller

H- Control & indication sys . ..... to operate & monitor.

Hint : با توجه به تشریحات فوق الذکر به دو اصطلاح بر میخوریم که در رابطه با ارتفاع میباشد:

(a Flight altitude ـ که ارتفاع پروازی هواپیماست.

(b Cabin altitude ـ که ارتفاع پروازی حاکم بر داخل کابین هواپیماست به عنوان مثال یک هواپیما در حال پرواز در **40000** پاست در حالی که شرایط فشار هوای داخل کابین به گونه ایست که ارتفاع **8000** پا بر آن حاکم است . البته **cabin alt.** توسط مهندس پرواز در یک **range** معین قابل انتخاب و تنظیم است .



Pressurization control component

General کلیات

همانطوری که در سیستم **air condition** دیدیم هوای تهویه شده با یک میزان ثابت و دمای کنترل شده وارد کابین می شود و اگر همین مقدار نیز تخلیه گردد پس فشار در کابین ثابت خواهد ماند قطعه ای که تخلیه هوا از کابین را کنترل میکند **outflow valve** نام دارد که در عمل کنترل فشار کابین را با مقدار هوای ورودی ثابت انجام میدهد. به توضیحات سر کلاس در مورد نحوه عملکرد آن توجه نمایید.

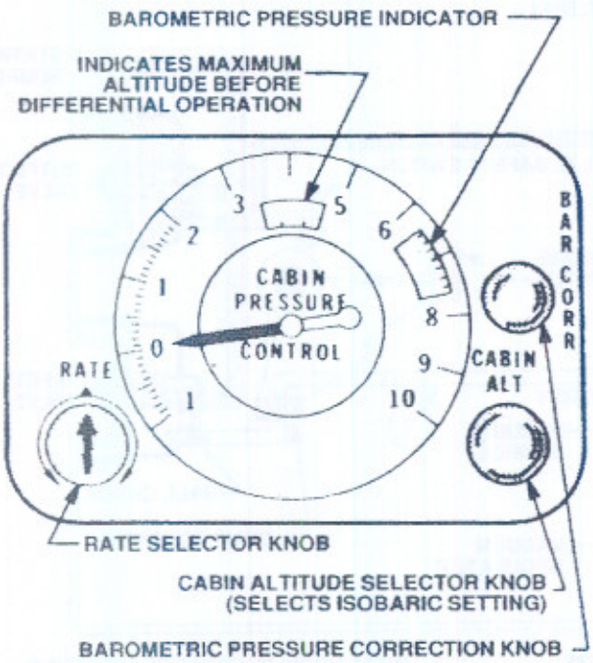
سیستم **pressurization** دارای سه مرحله عمل به شرح زیر میباشد :

1- **Unpressurized :** یعنی تا ارتفاع معینی هوای کابین فشرده نشده و معادل فشار محیط باقی میماند. به عبارت فنی در این **range** قطعه **Outflow valve** باز مانده و هر اندازه هوا وارد کابین میشود همان مقدار نیز خارج می گردد .

2- **Isobaric :** حالتی را گویند که طی آن بتوان ارتفاع مشخص را در کابین حفظ کرد مثلاً درهواپیمای 727 تا حدود **40000** پا میتوان **.cabin alt** را در سطح معینی (مثلاً **8000 ft**) حفظ کرد.

3- **Differential Pressure :** از ارتفاع معینی به بعد نمیتوان **.cabin alt** را در سطح معینی مثلا **8000 ft** حفظ کرد و از این به بعد اختلاف فشار مجاز (**8.6psi** در مورد **727**) بین داخل و خارج حفظ خواهد شد .

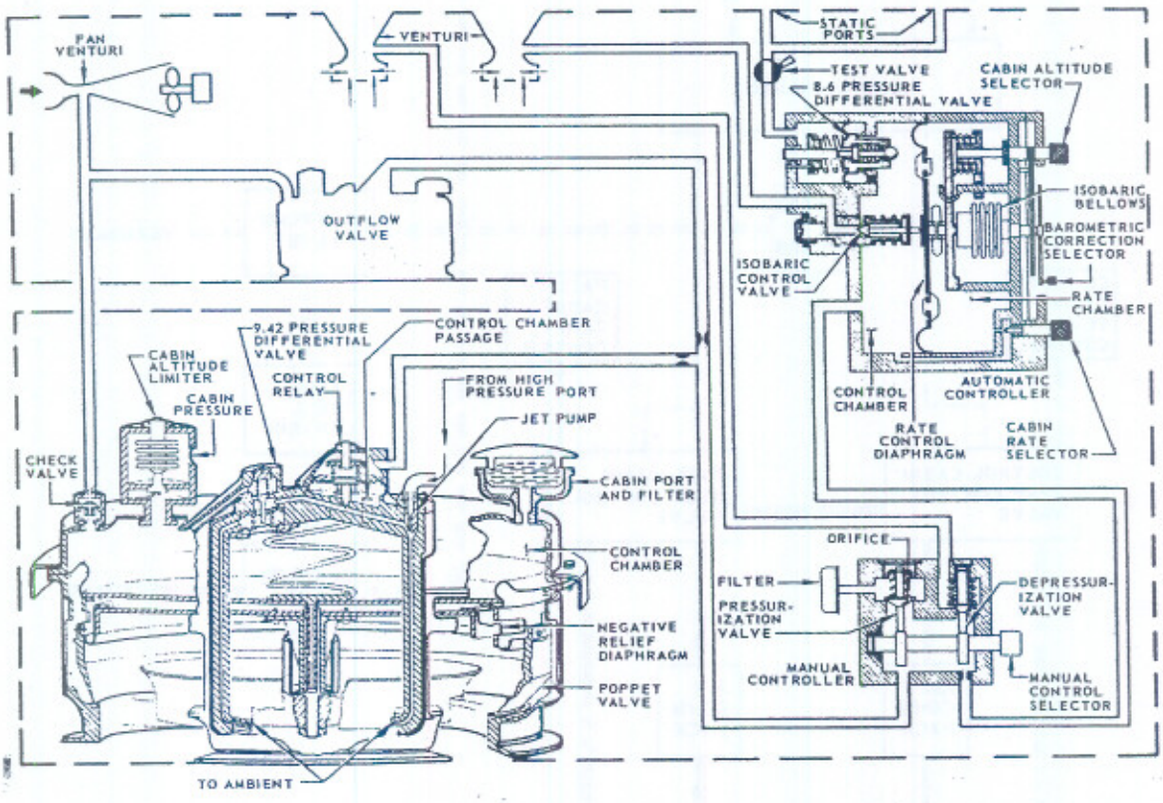
Hint1 ـ دراینجا ذکر یک نکته مهم ضروری است و آن اینکه در مواردی هم چون **ascent** و **descent** که هواپیما با توجه به قدرت موتورهایش با **rate** زیادی صعود و نزول میکند (مثلاً **2000 ft** در دقیقه) چون تحمل چنین تغییر شرایطی برای سرنشینان آزار دهنده میتواند باشد سیستم و دستگاه کنترل به گونه ای طراحی شده که قادر به کنترل میزان تغییر فشار در کابین است و گفتنی است که طبق تجربیات پروازی و پزشکی یک **rate** معادل **400ft/min** برای **climb** و **350ft/ min** به هنگام **descent** ایده آل است.



Hint 2 ـ از دیگر نکات قابل ذکر در این سیستم **inward vent valve** است که به آن **neg . press. valve** نیز می گویند. هر گاه در حین پرواز به هر دلیلی فشار داخل از بیرون کمتر گردد (فشار منفی) این قطعه باز شده و باعث باز شدن **outflow valve** گردیده و سبب می شود که فشار داخل و خارج کابین برابر شود . یکی از مواردی که این حالت ممکن است پیش آید **descent** سریع است .

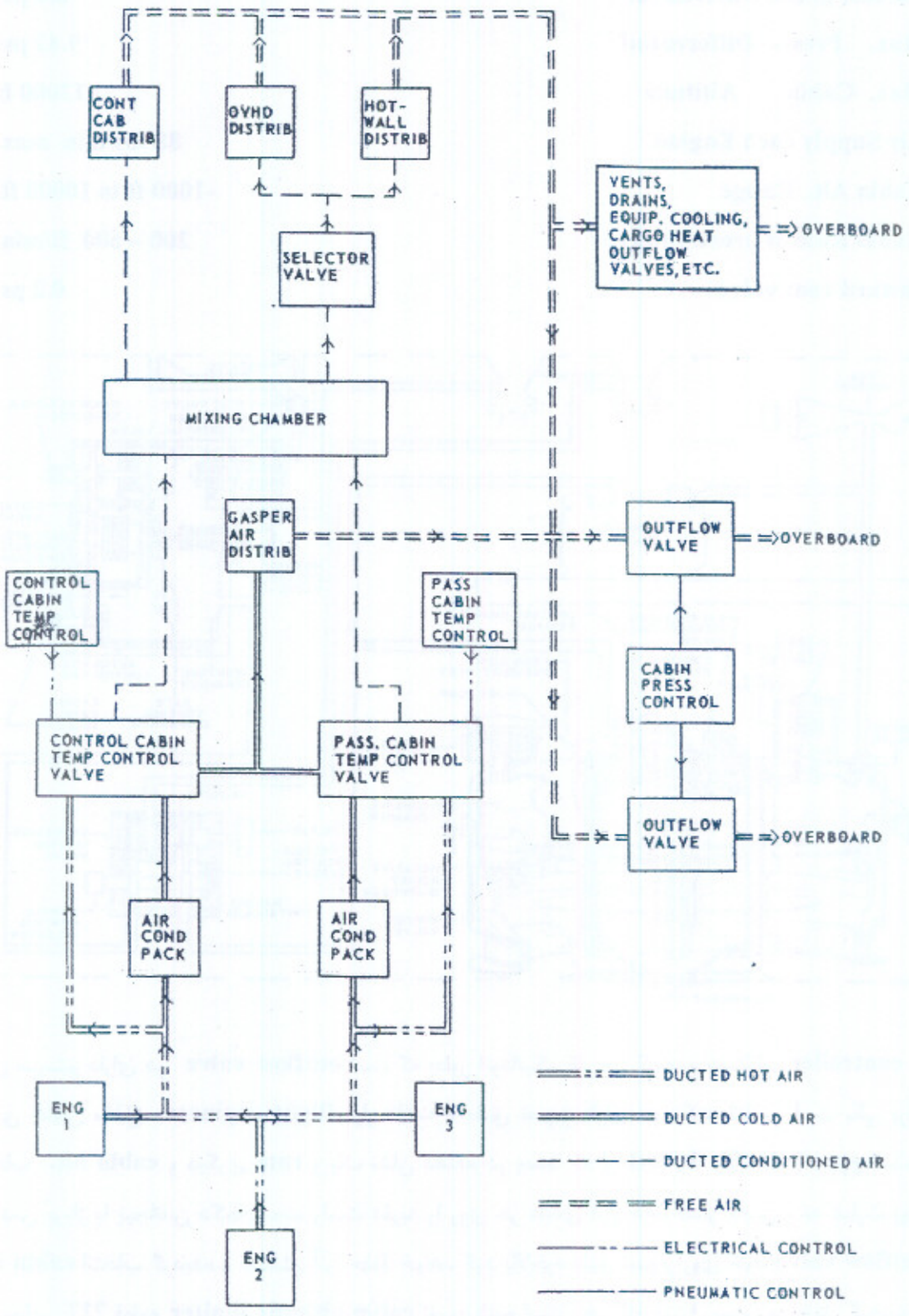
Example ـ برای لمس بهتر سیستم هوای فشرده مشخصات سیستم **pressurization** هواپیمای بوئینگ 727 را بنظر شما می رسانم . این سیستم طرح و ساخت کمپانی **Garret** بوده و دارای ارقام ویژه زیر است :

Normal press. Differential	**8.6 psi**
Max. Press. Differential	**9.42 psi**
Max. Cabin Altitude	**13000 ft**
Air Supply each Engine	**88 lbs/min max.**
Cabin Alt. Range	**-1000 ft to 10000 ft**
Cabin Rate of press. change	**200 – 600 ft/min**
Inward vent valve	**0.2 psi**



این سیستم دارای دو **outflow valve** است که بطور اتوماتیک کار می کنند و دستگاه **controller** در کابین خلبان مقابل **flight engineer** قرار داشته و طبق تصویر دارای دو دکمه تنظیم است یکی برای انتخاب **cabin alt.** و دیگری **rate** و یک نشان دهنده در وسط که از **1-**تا **10** **(1000×)** مدرج است و مهندس پرواز با پیچاندن دکمه سمت راست عقربه را روی هر عددی قرار دهد فشار کابین و به عبارت بهتر **cabin alt.** انتخاب گردیده و سیستم آنرا حفظ خواهد کرد بالاخره طبق تصویر روی خود **outflow valve** هواپیمای **727** قطعه **cabin altitude limiter** تعبیه شده است . هر گاه کنترل سیستم مختل گردیده و

outflow valve باز بماند ارتفاع کابین افزایش یافته و ماحصل آن کم شدن فشار کابین و ناراحتی مسافرین خواهد بود . در این حالت این قطعه عمل کرده و با بستن **outflow valve** نمی گذارد ارتفاع کابین از **13000 ft** بیشتر شود. برای درک کامل چگونگی کار این سیستم و قطعات آن به توضیحات مفصل ارائه شده در کلاس توجه نمایید.



Block diagram of air-conditioning system for the B-727 airplane.

Oxygen System

طبق مقررات هواپیمایی بین المللی کلیه هواپیماهایی که بالای **10000** پا پرواز می کنند بایستی مجهز به سیستم اکسیژن باشند و این نکته هم در مورد هواپیماهای **pressurized** و هم **unpessurized** صادق است با این تفاوت که در هواپیماهای **pressurized** مورد استفاده آن در موارد اضطراری هم چون **Cabin decompression** و ... است .

اکسیژن مورد استفاده از نوع طبی **(medicinal)** بوده و اکسیژن صنعتی به علت دارا بودن ناخالصی به هیچ وجه نباید مورد استفاده قرار گیرد . به هنگام کار با قطعات این سیستم بایستی نظافت مطلق رعایت گردیده و بخصوص گریس و روغن نبایستی با اکسیژن تماس حاصل نمایند زیرا احتمال اشتعال و انفجار زیاد است و به همین سبب در صورت لزوم در روی دندانه ها **(threads)** از **lubricant** مخصوص استفاده شده که معمولاً دو دنده اول بایستی پاک باقی بمانند .

سیستم اکسیژن در هواپیما به سه صورت :

a) **Low press . system** با فشار مخزنی حدود **450 psi**

b) **High press . system** با فشار مخزنی حدود **1800 psi**

c) **Lox = Liquid oxygen system**

یافت می شود ضمن اینکه تغذیه اکسیژن ممکن است به دو صورت باشد :

a) **Demand type** برای **crew**

b) **Continuous flow type** برای **passenger**

Light Aircraft Oxygen System

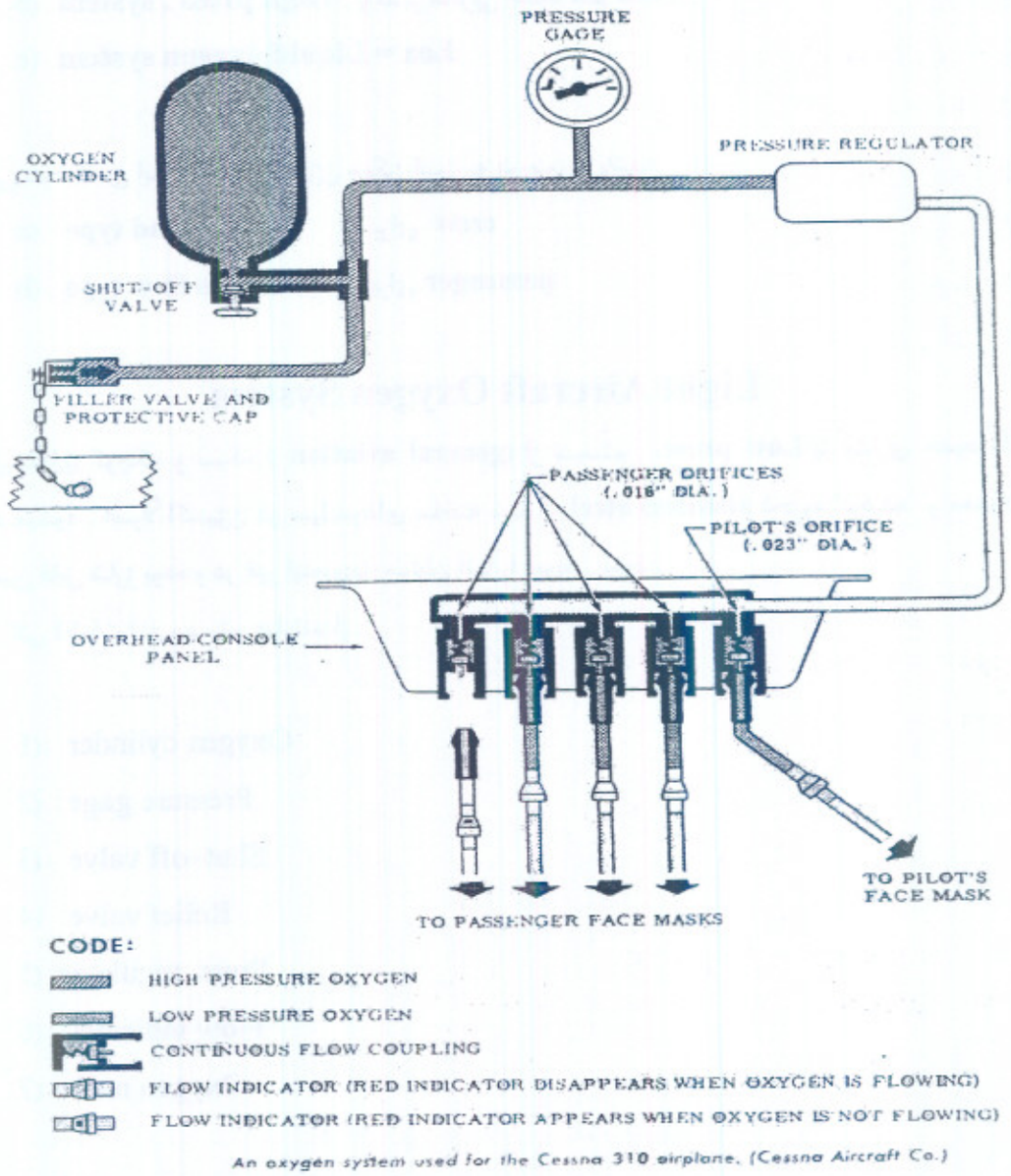
در هواپیماهای کوچک و سبک **(general aviation)** از سیستم **Low press.** با فشاری حدود 450 استفاده میشود . اصولاً اکسیژن در سیلندرهای ساخته شده از **stainless steel** ذخیره گردیده و معمولاً از روی زمین قابل شارژ بوده و در غیر اینصورت میتوان آنها را تعویض نمود .

به طور کلی قطعات این سیستم عبارتند از :

1) Oxygen cylinder
2) Pressure gage
3) Shut–off valve
4) Relief valve
5) Press. regulator
6) Flow indicator
7) Oxygen mask

از آنجایی که به علت گرمای محیط فشار اکسیژن در سیلندر افزایش خواهد یافت از میزان معینی به بعد **R.V.** باز شده و فشار اضافی را خلاص می کند . ضمناً پس از استفاده مکرر از سیستم چون فشار مخزن کاهش میابد در حد معینی باید اقدام به تعویض مخزن و یا شارژ آن از طریق **filler valve** نمود .

دلیل فشار بالای مخزن این است که مقدار زیادی اکسیژن در حجم کوچکی ذخیره گردیده و چون اکسیژن با فشار زیاد برای شخص تنفس کننده خطرناک است در سر راه **press. reg.** فشار آنرا در حد مطلوب تنفس انسان تنظیم نموده و از طریق شبکه لوله کشی شده و به جایگاه های مختلف برای استفاده خلبان و سرنشینان توزیع مینماید . ماسک های مورد استفاده از نوع **Oronasal** بوده یعنی دهان و دماغ را می پوشاند و در محل مخصوص پشت صندلی ها قرار-داشته که در صورت نیاز بایستی آنرا به مجرای مربوطه متصل نموده و همان طوری که در شکل دیده میشود اتصال لوله ماسک سبب می شود سوزنی کنار رفته و جریان اکسیژن برقرار شود . در روی لوله یک **flow ind.** وجود دارد که به هنگام جریان اکسیژن علامت داخل آن ناپدید گردیده و در صورت قطع جریان اکسیژن این علامت دوباره پدیدار گردیده و به شخص استفاده کننده عدم جریان اکسیژن را گوشزد مینماید.

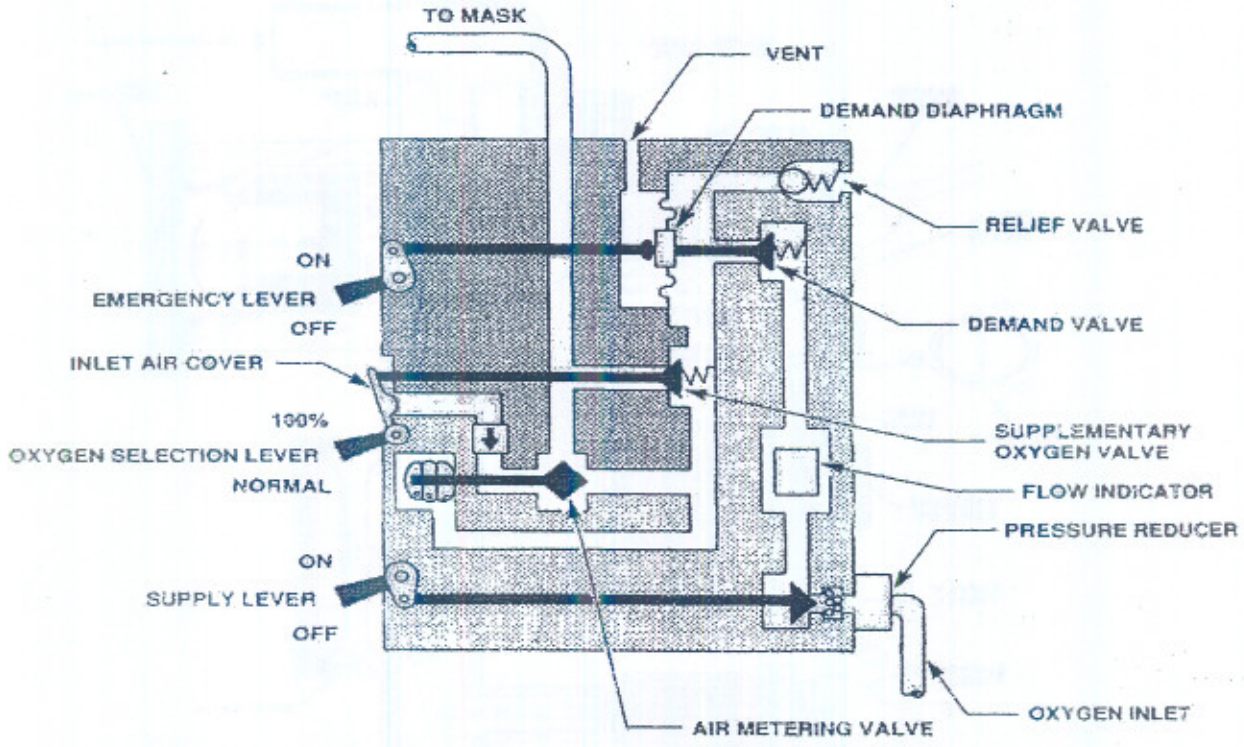


An oxygen system used for the Cessna 310 airplane. (Cessna Aircraft Co.)

High Pressure Oxygen System

یک چنین سیستمی معمولاً در هواپیماهای **Airliner** هم چون **آل بوئینگ** مورد استفاده بوده و دلیل آن نیز همانا تعداد زیاد مسافرین و استفاده کنندگان احتمالی و در نتیجه نیاز به اکسیژن زیاد در مواقع لزوم میباشد که ذخیره اکسیژن تحت فشار زیاد در کپسول را ایجاب می نماید . لازم به تذکر نیست که چنین هواپیماهایی به سیستم **pressurization** مجهز بوده و به طور معمول نیازی به استفاده از سیستم اکسیژن ندارند . از اینرو بر خلاف هواپیماهای کوچک ماسک های اکسیژن در محفظه های بالای سر مسافرین **stow** گردیده و اگر هر آینه شرایطی پیش آید که نیاز به اکسیژن را ایجاب نماید ماسک ها خود به خود فرو افتاده و مسافرین با قرار دادن آنها بر روی صورت و بینی خود اقدام به استنشاق مینمایند. البته در روی **flight engineer's panel** سوییچی وجود دارد که توسط آن نیز می توان ماسک ها را فرو انداخت . در اینگونه هواپیماها نیز جریان اکسیژن به مسافرین از نوع **continuous** است ولی برای **crew** از نوع **demand** و به عبارت بهتر از نوع **diluter demand** است که در این نوع جریان اکسیژن **continuous** نبوده بلکه شخص استفاده کننده هرگاه اقدام به دم **inhale** نماید جریان اکسیژن برقرار شده و به هنگام بازدم **exhale** جریان اکسیژن قطع و صرفه جویی به عمل می آید. تصویر رگولاتور هواپیمای **DC-9** را نشان می دهد . به هنگام تنفس این رگولاتور هوای معمولی را نیز با اکسیژن مخلوط نموده و به همین خاطر به آن عنوان **diluter demand** داده اند . این دستگاه طبق تصویر از قطعات زیر تشکیل شده است .

1. **Inlet Valve**
2. **Press . reducer valve.**
3. **Demand valve**
4. **Diluter valve**
5. **Emergency valve**
6. **Flow ind**
7. **Relief valve**

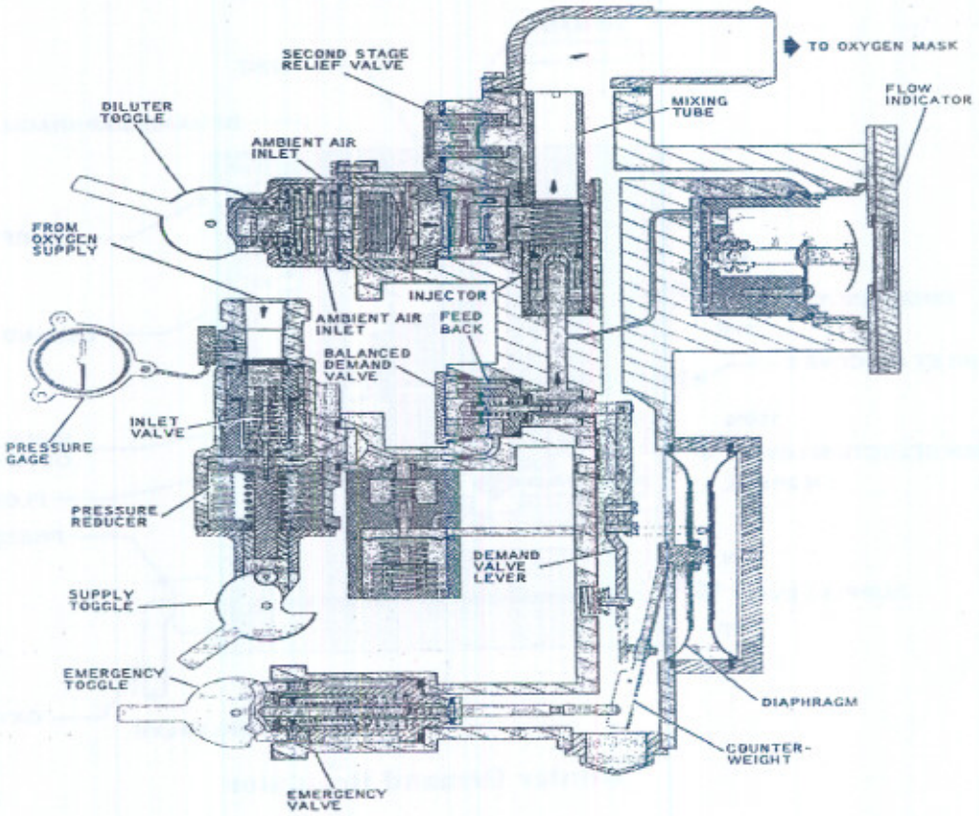


Diluter Demand Regulator

طرز کار این دستگاه که دارای سه کلید از نوع (**toggle**) است بدین گونه است که اگر کلید **supply** را در حالت **on** قرار دهیم اکسیژن از طریق **inlet valve** وارد **press . reducer** شده و فشار آن کاسته گردیده و به **demand valve** راه مییابد که **normally** بسته است حال اگر شخص عمل دم (**inhale**) را انجام دهد با توجه به وجود دیافراگم و اهرمهای متصل به آن **demand valve** باز شده و اکسیژن به سمت بینی جریان مییابد و با عمل بازدم (**exhale**) این **valve** بسته می شود . حال اگر کلید **diluter** (رقیق کننده) را در وضعیت **normal** قرار دهیم هوای کابین نیز با اکسیژن مخلوط می شود و مکانیزم آن به گونه ای است که با افزایش ارتفاع مرتباً از درصد مخلوط شدن هوا با اکسیژن کاسته شده و در حدود **22000** پا مجرا به کلی بسته شده و اکسیژن خالص جریان می یابد . اما اگر دستگیره آنرا در وضعیت **100%** اکسیژن قرار دهیم در هر ارتفاعی باشیم نمی گذارد هوا با اکسیژن مخلوط گردد . بنابراین ملاحظه می شود انتخاب حالت با شخص استفاده کننده بوده و بقیه کارها اتوماتیک انجام می شود .

چنانچه دستگاه فوق الذکر به عللی خراب شده و یا شخص در حالتی باشد که به طور عادی و طبیعی قادر به تنفس نباشد دستگیره سوم یعنی **emergency toggle** را **on** میکنیم که نتیجه آن این است که **demand valve** در حالت **open** دائمی قرار گرفته و حالت **continuous flow** ایجاد می شود . البته در اینحالت دستگیره **diluter** را باید در وضعیت **100% oxygen** قرار دهیم ضمناً بمنظور کسب اطمینان از جریان اکسیژن دستگاه دارای **flow ind.** می باشد .

Hint ـ در داخل **airliners** برای خدمه هم چون میهمانداران کپسول های **portable** موجود بوده و در موارد اضطراری که در اثر آتش سوزی و غیره دود میتواند در کابین انباشته گردد از آن استفاده نموده و ماسک مورد استفاده در این حالت از نوع **full face mask** خواهد بود .



Fire Extinguishing System

از نظر شیمیایی عمل احتراق و آتش سوزی عبارت از ترکیب سریع اکسیژن با موادی است که به نقطه اشتعال رسیده اند . این ترکیب به طور کلی با گرما همراه بوده که دما را افزایش داده و آغازگر شعله و دود می شود . از گفته های فوق در می یابیم که سه عامل برای آغاز یک آتش سوزی لازم است :

1-Combustible material **2- Heat** **3-Oxygen**

سه عامل فوق را مثلث آتش **(triangle of fire)** گویند . با توجه به نکات فوق کافی است برای اطفاء حریق یکی از این سه عامل را زایل نماییم و برای این منظور و تسریع در کارها اجسام از نظر آتش سوزی به چهار دسته تقسیم میشوند:

1.Class A fire: **fire which starts in combustible materials such as trash, paper& wood**

2.Class B fire: **fire which starts with flammable liquid such as gasoline , oil , fuels .**

3.Class C fire: **fire which starts with electrical equipments**

4. Class D fire: **is a fire involving a flammable metal & requires special handling .**

برای خاموش کردن آتش کلاس **A** از خاصیت کاهش حرارت **(quenching effect)** استفاده کرده و بهترین ماده برای این منظور آب می باشد .

برای خاموش کردن آتش کلاس **B** از خاصیت خفه کنندگی **(suffocating effect)** استفاده کرده یعنی هوا یا اکسیژن را از رسیدن به آتش مانع می شویم مواد مورد استفاده برای این منظور **CO_2 ,dry chemical** و **carbon tetra chloride** میباشند . آتش خاموش کن از نوع **foam** به علت سنگینی در روی زمین مورد استفاده بوده و نوع **carbon tetra chloride** چون تولید گازهای سمی میکند استفاده از آن در هواپیماهای تجاری ممنوع است . **The dry chemical is used widely on light & large aircraft.**

سیلندرهایی که دارای گاز **co^2** هستند دارای **thermal R.V.** میباشند که اگر در اثر حرارت محیط فشار آن بالا رود عمل می کند . نکته مهم اینکه درزمان های معینی سیلندرهای **co^2** را وزن می کنند و چنانچه وزن آن **40 z** (اونس) یا بیشتر کم شده باشد بایستی آنها را تعویض نمود .

Bromo Cloro Methane

این ماده به **C.B.**مشهور بوده و در یک ظرف کروی ذخیره می گردد . این جسم مایعی بی رنگ و سنگین بوده و به هنگام تخلیه گازی متراکم ایجاد می کند که اثر **suffocating** خوبی روی آتش سوزی موتور دارد . اثر خاموش کنندگی **C.B.** سه برابر بیشتر از گاز **CO^2** بوده و با فشاری کمتر از آن **(400- 600PSI)** عمل کرده بنابراین به دلیل وزن کمتر بیشتر هواپیماهای امروزی از این سیستم استفاده میکنند . عیب **C.B.** در این است که روی قطعات آلومینیومی و منیزمی ایجاد **corrosion** نموده و برای پوست انسان بسیار مضر است سیستمی که باعث خروج **C.B.** از مخزن میشود **squib** نام داشته که وقتی چاشنی آن توسط جریان برق منفجر شود باعث خروج مایع تحت فشار از مخزن و تخلیه آن بر روی آتش می شود .

Freon Fire Extinguisher

این سیستم نیز کاملاً شبیه سیستم **C.B.** بوده با این تفاوت که از ماده مطمئن تری برای اطفاء حریق یعنی **freon** استفاده شده که علاوه بر اثر **suffocating** دارای خاصیت شدید **quenching** نیز بوده از اینرو پوست انسان نباید با آن تماس حاصل نماید . فرئون مایع نیز در یک ظرف کروی ذخیره شده و در بالای آن گاز نیتروژن با فشار **400PSI** موجود بوده و به روش **squib** تخلیه می گردد .

برای آتش سوزی از نوع **C** یعنی الکتریکی بهترین ماده آتش نشانی گاز co^2 می باشد . برای آتش سوزی از نوع **D** هرگز نباید از آب استفاده کرد زیرا آب این نوع حریق را شتاب بخشیده و حتی میتواند موجب انفجار گردد برای این نوع حریق پودرهای خشک مخصوص **develop** شده است .

Fire detection & warning

محل هایی که در هواپیما در معرض آتش سوزی قرار دارند عبارتند از :

1. موتور و اطراف آن
2. قسمت بار **Cargo section**
3. قسمت بخاری **Heater compartment**
4. **Hydraulic compartment**
5. بطور کلی کلیه نقاطی که به علت نشت مایعات **Flammable** امکان آتش سوزی وجود دارد .

به طور کلی به یکی از سه روش زیر میتوانیم از وقوع آتش سوزی در منطقه ای مطلع گردیم .

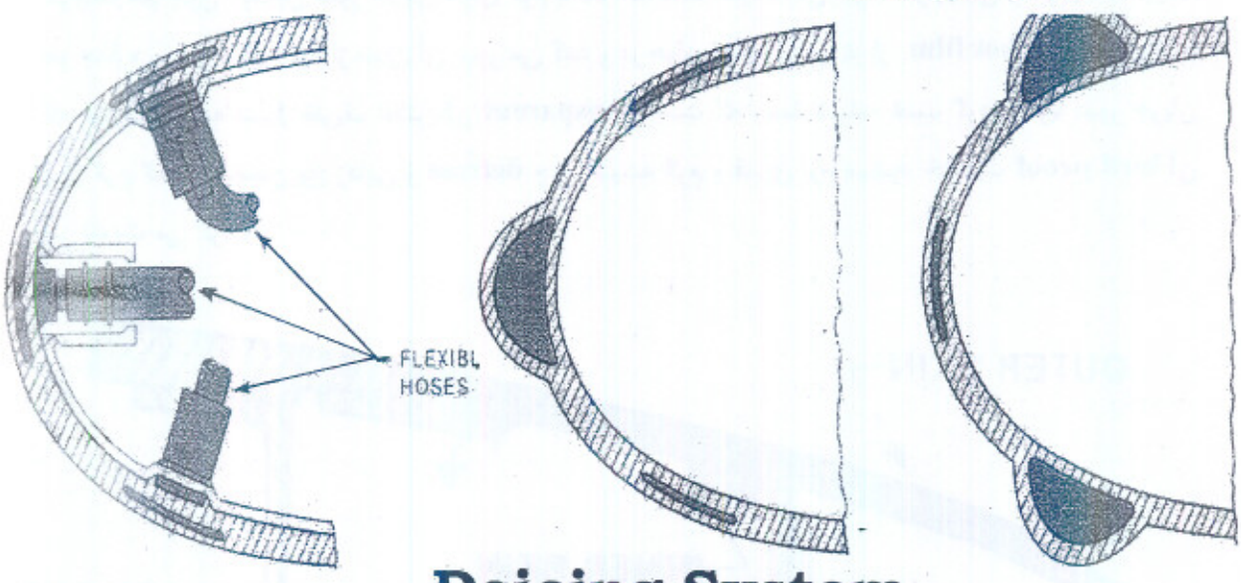
1. **Thermocouple system** ـ این **unit** معمولا در قسمت موتور نصب گردیده و هر وقت میزان حرارت به حد خطرناکی برسد جریان الکتریک ضعیف تولید شده در آن پس از تقویت در یک **amplifier** چراغ و آژیری را در کابین بکار می اندازد .
2. **Thermoswitch system** – این **unit** از یک سیلندر دراز **S.S.** که نسبت به حرارت حساس است تشکیل شده که در اثر افزایش حرارت طول آن زیاد می شود . در داخل این سیلندر یک کلید الکتریکی قرار دارد که در حالت عادی باز است ولی وقتی در اثر حرارت شدید از **fire** ، سیلنّدر منبسط می شود . این کلید بسته شده و چراغ و زنگی **(bell)** را در کابین به کار می اندازد .
3. **Continuous loop system** ـ این سیستم مورد استفاده گسترده در هواپیماهای جت امروزی است و**detector** آن از یک لوله نسبتاً **flexible** تهیه شده که بشکل یک حلقه پیوسته پیرامون نقطه مورد نظر نصب می گردد. داخل لوله از نمک آلی پر شده و یک سیم نیکلی از وسط لوله عبور کرده است . حال اگر به علتی حرارت شدید شود ماده آلی مذکور هادی گشته و مدار را کامل نموده و عبور جریان باعث روشن شدن چراغ و به صدا در آمدن آژیر می شود. این سیستم به دو نوع **fenwal** و **kidde** یافت میگردد. در نوع اول سیم اصلی حامل برق در وسط لوله بوده و پوسته لوله نقش **ground** را دارد. ولی در نوع دوم دو سیم در وسط لوله قرار دارد که یکی سیم رفت و دیگری سیم برگشت است.

Ice Protection System

با مشکل یخ زدگی در نقاط مختلف هواپیما آشنا هستیم و می دانیم که مناطق مختلفی هم چون داخل کاربراتور ، دهانه ورودی موتور جت ، تیغه های ملخ و لبه حمله بال و دم در معرض یخ زدگی هستند که بایستی به نحوی با آن مبارزه شود در مورد کاربراتور معمولاً با فرستادن هوای گرم اطراف موتور به داخل آن با یخ زدگی مبارزه می کنیم . برای مبارزه با یخ زدگی ملخ از روش تزریق الکل و نیز **boot** الکتریکی استفاده میشود که روش برقی امروزه رایج است. **intake** موتورهای جت توسط عبور هوای گرم گرفته شده از کمپرسور یا **boot** الکتریکی و حتی عبور روغن گرم میتواند یخ زدایی شود .

در مورد لبه حمله بال و سطوح دم ا ز دو روش یخ زدایی استفاده می شود :

1. **Deicing system** – در این روش در لبه حمله بال و سطوح دم نوارهای لاستیکی که دارای کانال های داخلی برای عبور هواست نصب می کنند و بوسیله یک **distributor valve** جریان هوا را به تناوب از **boots** میگذرانند . این هوا معمولاً از **vacuum pump** گرفته شده وبا فشاری حدود **8psi** به کانال ها راه مییابد . از اینرو تورم لحظه ای **deicer boots** باعث شکستن لایه نازک یخ تشکیل شده گردیده و **ram air** آنرا متفرق میکند.



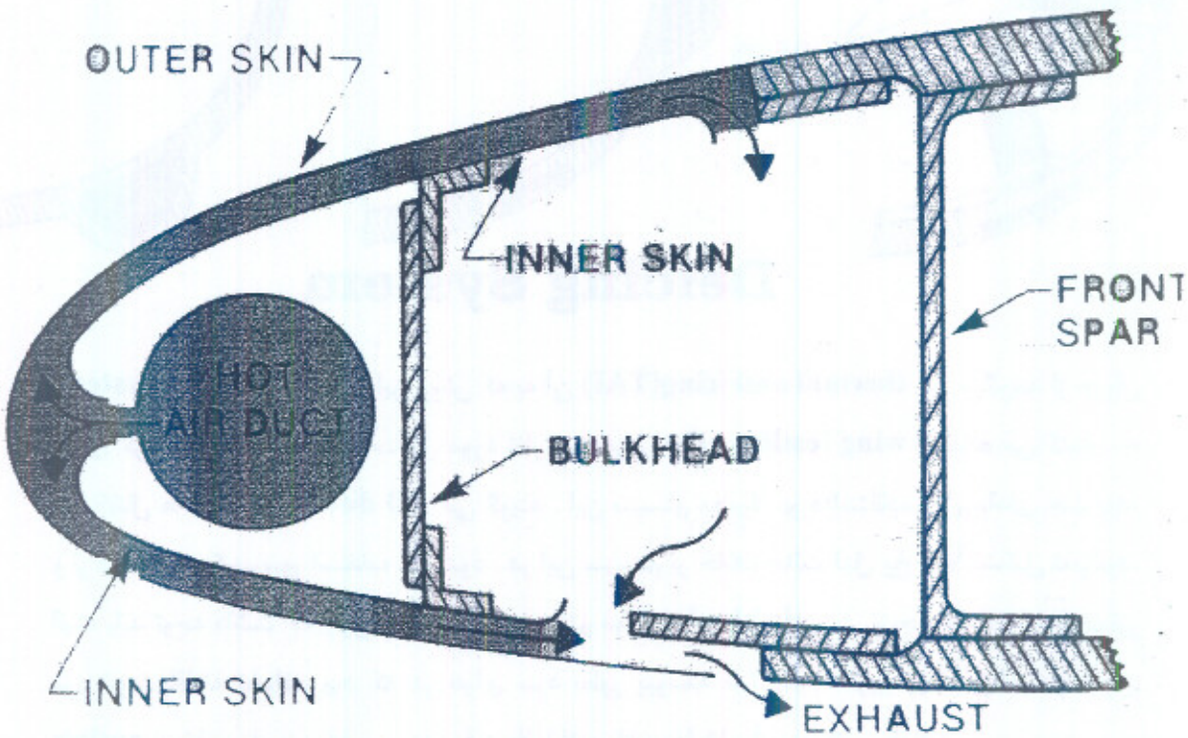
Deicing System

2. **Anti icing system** – در این روش که به آن **thermal anti icing(TAI)** نیز میگویند از جریان هوای گرم در کانال هایی زیر مناطق مورد نظر هم چون **wing leading edge** استفاده می کنند . به این کانال ها اصطلاحاً **"D duct"** می گویند . این سیستم معمولاً مورد استفاده هواپیماهای جت بوده و از هوای گرم کمپرسور استفاده می شود . در این سیستم بر خلاف حالت قبل یخ اصلاً تشکیل نمیشود. البته باید توجه داشت که چون روشن کردن سیستم موجب **air bleed** و در نتیجه کاهش قدرت موتور می شود عاقلانه نخواهد بود که در هوای سرد بطور پیوسته آنرا بکار اندازیم زیرا این هوا از طریق **outlets** به خارج راه می یابد .پس هر وقت واقعا لازم باشد خلبانان آنرا به کار میاندازند.

از این رو روش هایی برای **ice detection** وجود دارد که یکی از ساده ترین آنها تاباندن چراغ های مخصوص در شب برروی بال و مشاهده وضعیت آن از نظر **icing** است ولی روش های عملی عبارتند از :

1. **Hot rod type** ـ این قطعه به شکل **airfoil** کوچکی است که جلوی **windshield** نصب گردیده به طوری که خلبان میتواند با مشاهده آن به شرایط **icing** پی برده و در شب نیز میتواند از چراغ مخصوص استفاده کرده و آنرا نظاره نماید .
2. **Cutter type** ـ این سیستم از یک استوانه کوچک متحرک (توسط موتور الکتریکی) و یک تیغه ثابت بنام **cutter**تشکیل شده است به طوری که تیغه با استوانه فاصله بسیار کمی دارد حال اگر استوانه متحرک یخ بزند به علت افزایش قطر با **cutter** تماس حاصل نموده و به علت ایجاد **torque** یک **micro switch** عمل کرده و **warning light** در کابین روشن می شود.

Hint - windshield هواپیما را به هنگام بحث در مورد گرمایش نباید از نظر دور داشت. در هواپیماهای کوچک هم چون اتومبیل عبور جریان هوای گرم باعث **defrost** شیشه می شود . در بعضی از هواپیماها شیشه دو جداره بوده و هوای گرم از میان آن عبور می کند و در هواپیماهای مدرن تر از **hot film** استفاده می شود که عبارت از لایه بسیار ظریف الکتریکی **transparent** است که وسط شیشه نصب گردیده وبا عبور جریان برق گرم گشته و ضمن یخ زدایی و **defrost** چون شیشه گرم و قدری نرم میشود خاصیت **bird proof** آن نیز تقویت می گردد .

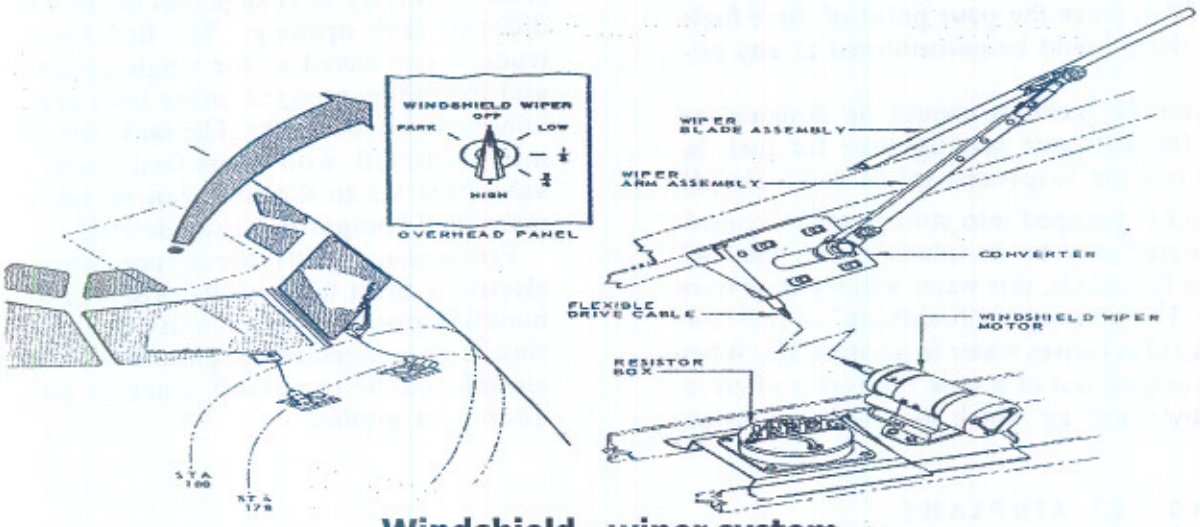


Anti-Icing System

Windshield Wiper

این سیستم بمنظور فراهم ساختن دید بهتر برای خلبان در هوای برفـــی و بارانی ساخته شده است و به منظور **safety** برف پاک کن های چپ و راست دارای موتور الکتریکـــی جداگانه هستند تا اگر یکی از کار افتاد شیشه دیگر برف پاک کن داشته باشد. تیغه برف پاک کن از نظر سرعت دارای چهار حالت **high** و $\frac{3}{4}$ و $\frac{1}{2}$ = **low** و **park =Off** میباشـــد . سرعت تیغـــــه در حالت **low =190 stroke per min** و **high =275 stroke per min** میباشد.

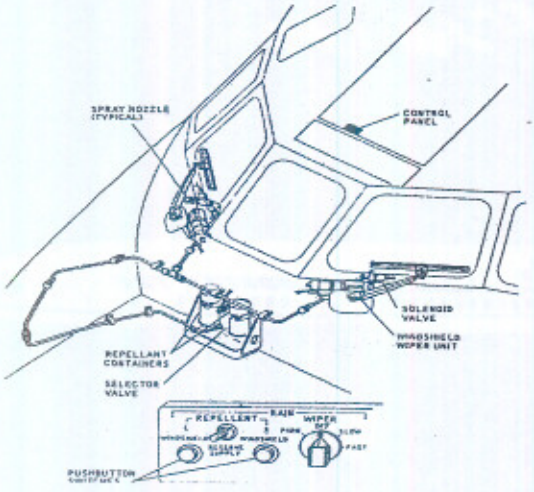
توجه ـ موقعی که شیشه ها خشک هستند برف پاک کن را نباید به کار انداخت.



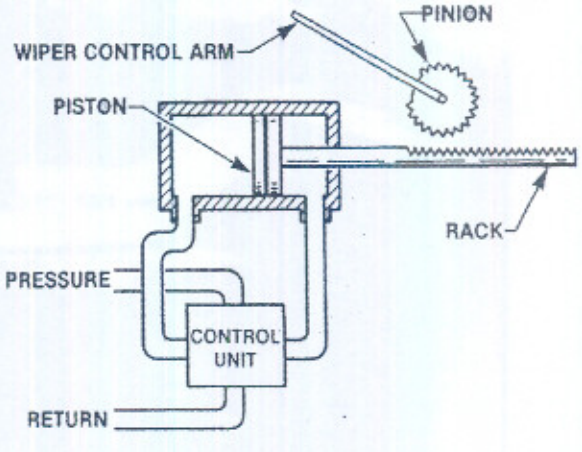
Windshield –wiper system

Rain Repellant System.

در مواقعی که بارندگی بسیار شدید است ممکن است تیغه های برف پاک کن قادر به تمیز و **clear** نگه داشتن **windshields** نباشند و در این حالت از سیستم **rain repellant** استفاده میشود که یک مایع مخصوص تقریباً چرب را به روی شیشه پاشیده و ذرات باران پس از برخورد به شیشه دفع گشته و توسط **ram air** دور می شوند و شیشه سمت چپ وراست از این نظر مستقل هستند و وقتی خلبان سیستم را روشن میکند مایع به مدت **1/3** ثانیه پاشیده میشود و ظرفیت مخزن طوری است که **10**بار می توانیم از آن استفاده کنیم و البته نباید روی شیشه خشک پاشا نده شود .



Rain-repellant system.



Hydraulically operated windshield wiper.

Fuel handling

Handling of gas-turbine fuels does not present any more problems than does the handling of aviation gasoline for reciprocating engines. In fact, because of the higher flash point of turbine fuels, they are generally safer to handle.

Even under the most extreme cold conditions, turbine fuel should be stored so that it does not fall to a temperature below its pour point. This requirement will cause no problem with fuels such as JP-4, since the pour point of these fuels is lower than would be encountered at any airport.

Fuel-storage facilities should be designed to provide for adequate settling time for fuel, in order to remove suspended solids and water. If warm fuel is pumped into storage tanks, considerable water may be in solution with the fuel. After the fuel cools, this water will separate from the fuel. The venting or "breathing" of fuel storage tanks also causes water to accumulate. When fuel is pumped out of a tank the fuel is often replaced by warm air which may have a substantial water content. As the air cools within the tank, the water condenses on the sides of the tank and at the fuel surface. Thus it becomes necessary to pump the water out of the bottom of the tank at regular intervals.

Many modern turbine-powered aircraft are designed for "single-point" refueling. This system provides for a great saving of time, since it is not necessary to change fuel nozzles to several different tank openings. The line from the fuel truck is connected to the single refueling valve and the fuel is pumped under high pressure and volume to all fuel tanks. The tanks are, of course, interconnected with cross-feed lines, and the valves are set so that fuel can be taken into as many fuel compartments as desired.

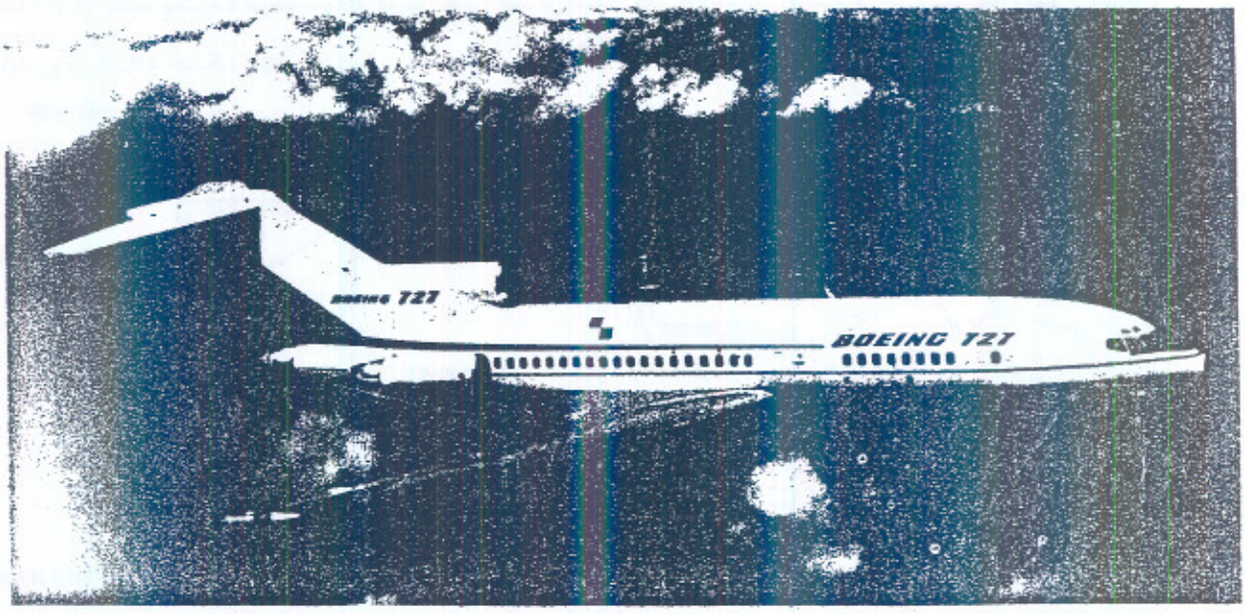
Precautions against the accumulation of static electricity must be carefully observed in all fuel-handling operations. All units in the operation should be connected by ground wires: truck to aircraft, nozzle to aircraft, truck to ground, and aircraft to ground.

BOEING 727 AIRPLANE

The Boeing 727 airliner, shown in Fig. 5-14, is a second-generation jetliner, featuring a three-engine powerplant system with one engine mounted in the rear part of the fuselage. The elevators are mounted on the top of the stabilizer to be free of any turbulence. The positioning of the engines at the rear of the airplane also permits an exceptionally clean wing design.

The 727 is a short-to-medium range jet especially designed to serve routes of 150 to 1,700 miles. It is powered by three Pratt & Whitney JT8D turbofan engines rated at 14,000 lb of thrust each. The 727 extends the advantages of jet flight to many areas where this type of service had not been available before and thereby replaces many of the older piston-engine airplanes.

The dimensions of the 727 are as follows: Wing span, 108 ft, 7 in.; length, 134 ft, 1 in.; height, 33 ft, 9 in.; sweepback, 32°. The maximum gross weight is 142,000 to 152,000 lb, depending upon the configuration required. The airplane cruises at 550 to 600 mph at an altitude of 15,000 to 35,000 ft above sea level and carries a maximum of 114 passengers. model 100.



5-14 *Boeing 727 jet airliner.*

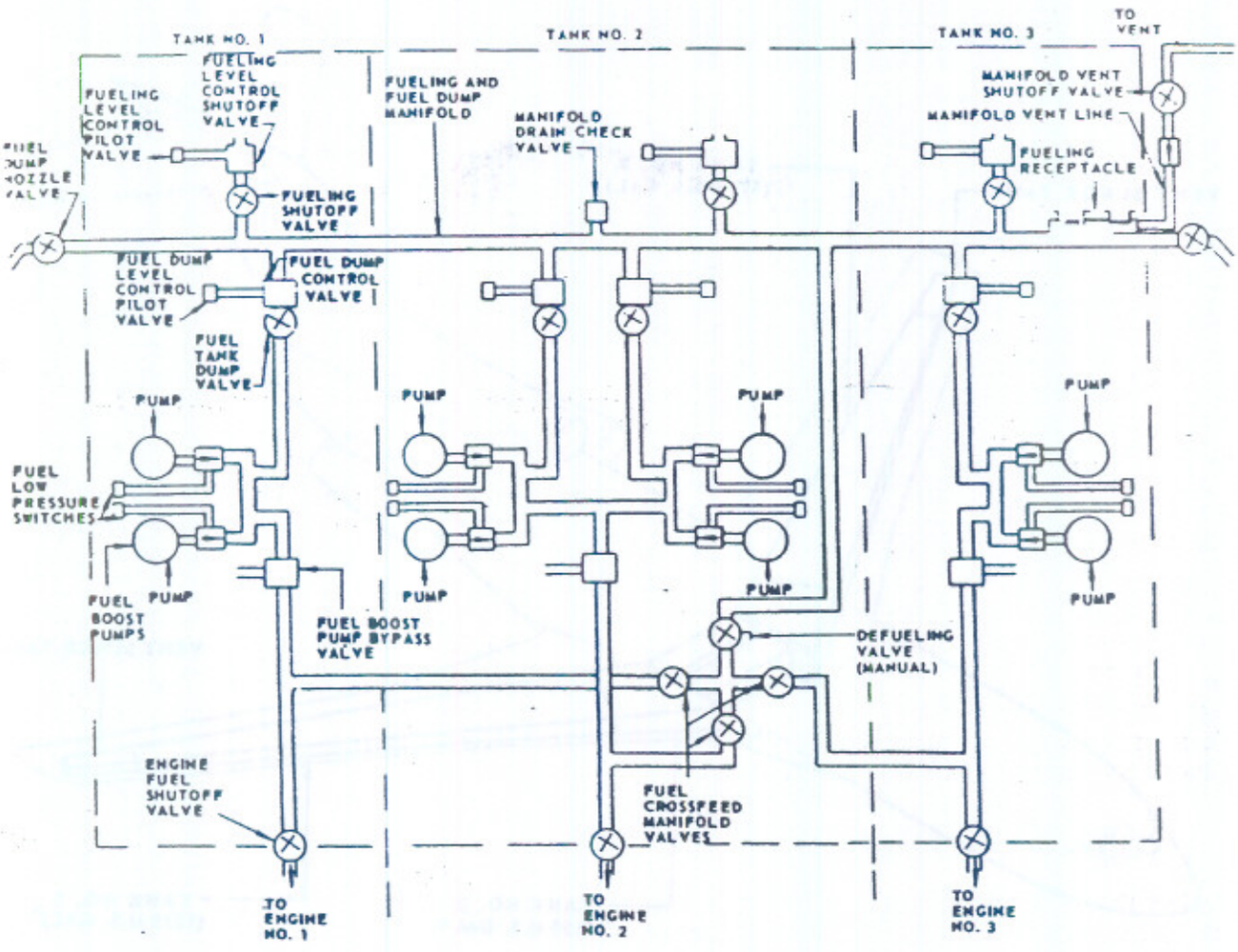


Figure 5-13 Schematic diagram of Boeing 727 fuel system.

The override handle also serves as a valve position indicator.

The valve motors are operated by 28-volt d-c power and are controlled by individual switches in the crew compartment.

In addition to the components and details mentioned in this section, large aircraft fuel systems include electrically operated boost pumps, fueling control valves to prevent overfilling of the tanks, dump valves, defueling valves, venting systems, and numerous other parts. Information details for all such parts and components should be obtained from the manufacturer's manual before the technician performs service or repair operations.

Fuel-system specifications

The aircraft fuel system must be capable of storing sufficient fuel for normal flight requirements plus additional fuel for alternate landing fields and emergencies. The range of an airplane is determined by the amount of fuel which can be carried in the fuel tanks, allowing for alternate landing fields, emergency fuel, and unusable fuel.

The plumbing for an aircraft fuel system should be capable of carrying twice the amount of fuel normally required for the operation of the engine or engines during takeoff. These requirements establish the size of fuel tubing and fuel pumps, either those that are engine-driven or electrically driven.

During takeoff and landing of an airplane, the auxiliary (electrically driven) fuel pump should be turned on to supply fuel in case of engine fuel-pump failure. This does not apply to small aircraft equipped with gravity-feed fuel systems.

All fuel tanks must be equipped with a fuel indicating system, either a direct-reading gage or an electrically operated remote indicating system. Fuel-quantity indicators must be located so they are clearly visible to the pilot.

Fuel lines must be installed so there are no low points which will collect water and sediment and thus interfere with the normal flow of fuel to the engine. Water collected in fuel lines will freeze in low-temperature conditions and shut off the fuel flow to the engine. Low points in the fuel tanks and at the fuel strainer (gascolator) must be provided with drains so the operator can drain any water or sediment before flying the airplane. This drainage of fuel should be a part of every preflight inspection.

Fuel lines must not be installed where they are near any exhaust manifold or heater where the temperature of the fuel can rise to a vaporization temperature. Fuel vapor in the lines, pumps, and valves is likely to cause vapor lock and cause failure of the engine.

If vapor lock should occur, operation of a tank-installed electrical booster pump will usually clear the lock. Since all airplanes do not have tank-installed booster pumps, it is important to see that the likelihood of vapor lock is eliminated as completely as possible.

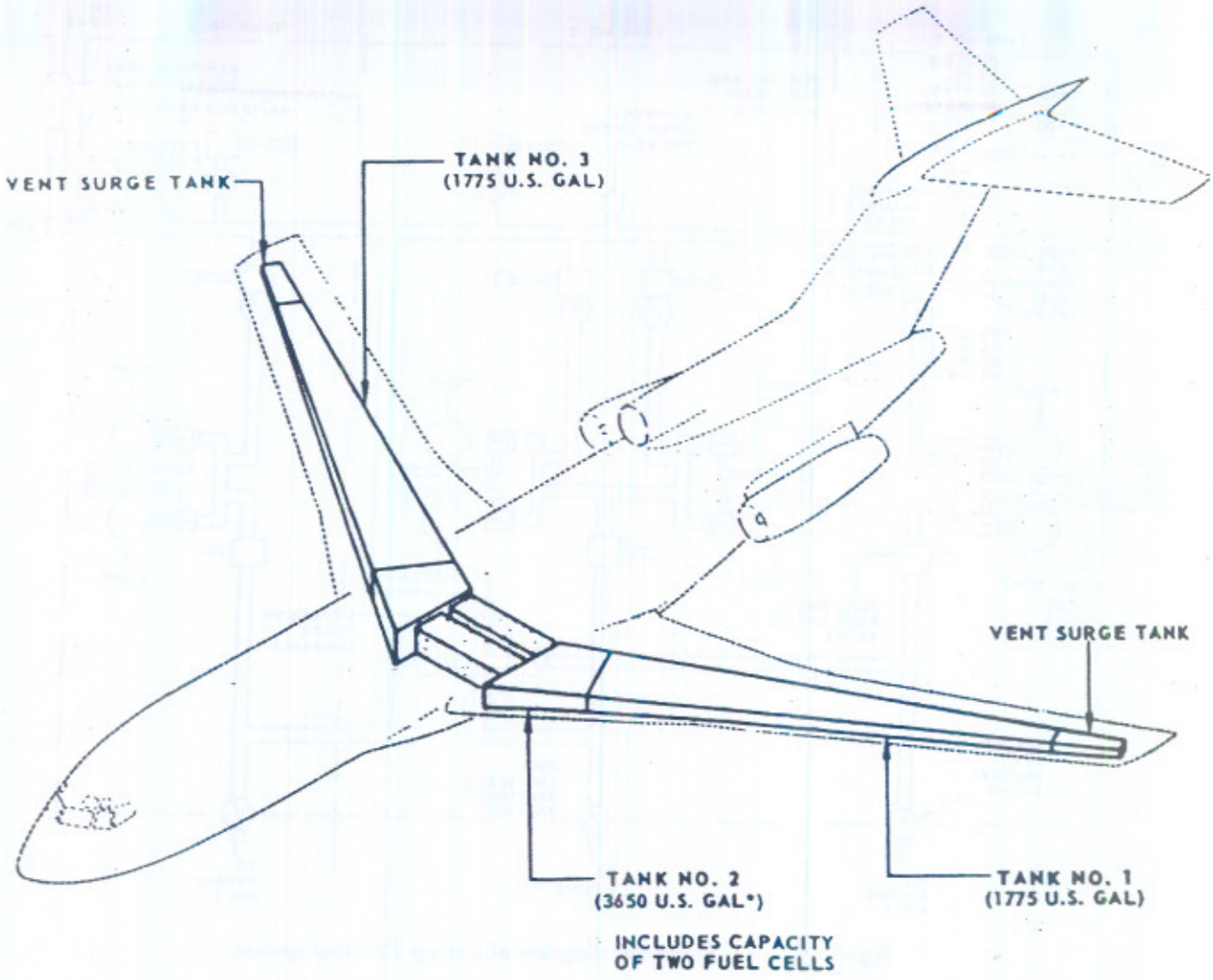


Figure 5-12 *Fuel-tank location for Boeing airplane.*

manifold. This interconnection allows the tank fuel boost pumps to pump the fuel from the tanks for fuel dumping and defueling operations as well as for normal engine feed. Electrically operated valves provide for the control of shutoff and crossfeed in the system. All pump and valve controls, along with the instruments and indicating lights for monitoring the system are arranged on a system control panel at the third crewman's station.

A schematic diagram of the fuel system for the Boeing 727 airplane fuel system is shown in Fig. 16·26. This diagram shows how the various components are interconnected with respect to one another.

The arrangement of the fuel system lines and components in the airplane is shown in Fig. 16·27. This drawing illustrates the complex nature of the system and emphasizes the need for thorough knowledge of the system by those who operate and service it.

The wing fuel tanks actually consist of many cells with the wing ribs serving as walls between the cells. Openings through the ribs permit fuel to flow from one cell to another, but the fuel cannot surge back and forth through the wing to cause instability and unbalance of the aircraft. Access openings are provided for necessary service to the inside of the cells. The details of access openings are given in the manufacturer's overhaul manual.

In servicing and maintaining the "wet-wing" type of fuel system, a primary consideration is the proper sealing of the wing seams and the components attached to the tanks. During manufacture, an approved sealing compound consisting of a liquid or semiliquid synthetic-rubber compound is used in all seams, around rivets and bolts, and in any area where a leak could develop. After fabrication, the tank areas are "slushed" with a liquid compound which, in effect, forms a bladder or continuous coating inside the area to form a positive seal. Details of some of the sealing construction are shown in Fig. 16·28. When a repair is made, the seal must be restored to the same effectiveness as the original.

Components of the fuel system which are removable from the tanks are provided with special types of sealed fasteners as shown in Fig. 16·29. Each fastener is provided with an O ring or other type of synthetic-rubber sealing unit to assure that no fuel can pass the fastener.

Typical of the **fuel valves** used for jet-aircraft systems is the one illustrated in the drawing of Fig. 5-13. These valves have large-diameter openings to permit rapid flow of large quantities of fuel. The valve consists of a slide moved across the opening by an electric motor. The motor is reversible and is provided with limit switches to prevent overtravel. Each valve has an override to permit operation in case of motor failure.

1. Continuous fuel flow must be provided for each engine. The individual engine draws fuel from its own tank, which is called the "engine service tank." This tank is kept filled automatically from the auxiliary tanks until the latter are exhausted.
2. It is necessary to establish a predetermined order for the emptying of the auxiliary tanks so that an automatic system may be designed to control the operation in the most desirable order. This system is controlled by means of floats or electronic sensing devices which signal for the operation of pumps and valves as necessary. The order of emptying may vary between large and small airplanes, or in airplanes of the same size but of different design, to meet stress or trim requirements, but the sequence in all cases should be fixed and fully automatic.
3. Booster-pump equipment should be in all fuel tanks except those which are externally mounted. Fuel may be forced from externally mounted tanks by air pressure. External tanks used with fighter aircraft are often of the "droppable" type and are used merely to give the aircraft a greater range. As soon as the fuel is consumed from these tanks, the tanks are released in order to reduce aircraft weight and drag.
4. Emergency fuel feed to the engine fuel system should be arranged so that fuel from any auxiliary tank may be supplied under adequate booster-pump pressure directly to the engine fuel system.
5. Provision should be made whereby the normal fuel supply to the engine fuel system at boost pressure will be uninterrupted for a specified time in any operating altitude of the airplane.
6. Automatic air-supply cutoffs on the air-frame side of external or internal droppable fuel-tank disconnect joints are needed to shut off the air pressure when the tank is emptied or dropped.
7. Purging systems should be provided to fill the empty tanks with inert gas so that the danger of fire or explosion is reduced. This precaution is particularly important for combat aircraft.
8. It is well to provide for the automatic establishment of emergency fuel feed to the engine in the event of failure of the engine-service-tank booster pump. This automatic emergency system should come into operation at any time that fuel pressure from the engine service tank fails.

Fuel Systems for Large Aircraft

As mentioned previously, the fuel system for a large jet airplane is quite complex. The requirements for such systems are set forth in Federal Aviation Regulations (FAR), Part 25. In addition to the normal purposes of storing fuel and delivering fuel to the engines, the system is equipped for rapid pressure fueling and defueling, fuel deicing, and for dumping fuel in flight. The tanks, lines, fittings, and operating components must be compatible with all fuels meeting the engine manufacturer's specification.

Each fuel tank for a transport-type aircraft must be vented from the top part of the expansion space so that venting is effective under any normal flight condition. In addition, each vent must be arranged to avoid stoppage by dirt or ice formation. The vent arrangement must prevent siphoning of fuel during normal operation. The venting capacity and vent pressure levels must maintain acceptable differences of pressure between the interior and exterior of the tank during normal flight operation, maximum rate of ascent and descent, and during refueling and defueling.

Airspaces of tanks with interconnected outlets must be interconnected, and there must be no point in any vent line where moisture can accumulate with the airplane in the ground attitude or the level flight position unless drainage is provided.

No vent or drainage provision may end at any point where the discharge of fuel from the vent outlet would constitute a fire hazard or from which fumes could enter personnel compartments.

On the Boeing 727 airliner, all fuel is stored within vented areas of the wing and wing center section. The fuel storage areas are divided into three main tanks as shown in Fig. 16-25. The tank sections in the wings are integral tanks, utilizing the sealed structure of the wings to retain the fuel. This is called a "wet-wing" fuel-tank system. Removable, bladder-type fuel cells are used in a ventilated wing-center-section area as a part of tank No. 2. Fuel can be pumped into the tanks from a ground source through an underwing, pressure fueling station. The pressure fueling system provides rapid loading of all tanks simultaneously or each tank separately for partial or total filling. Rapid defueling of the tanks can be accomplished through the pressure fueling receptacles. Only tanks No. 1 and 3 are provided with overwing fueling ports. An electrocapacitance-type, fuel-quantity indicating system is provided to indicate the amount of fuel contained in the tanks. A manual method of mechanical gaging through the use of **drip sticks** is provided for use on the ground.

Fuel is delivered from the tanks to the engines through a fuel feed system which permits fuel to be supplied from any tank to any or all engines. The fuel is pumped from the tanks by individually controlled electric-motor-driven boost pumps. Fuel from the pumps is normally delivered directly to the engine fuel lines or through a **crossfeed manifold**. Fuel from the pumps can also be delivered through fuel-dump valves or a defueling valve into the fueling and fuel-du

Fuel Systems and Controls

Problems of fuel-system design

The rapid development in turbojet and turboprop engines since the advent of the Whittle engine has, with the multiplicity of new requirements, added such functional complexities to the fuel system as to make its engineering one of the major tasks in the design of airplanes equipped with either of these types of powerplants.

Among the problems which have arisen are location of fuel tanks, provision for relief of fuel vapors caused by boiling fuel (resulting from rapid decrease in atmospheric pressure when the aircraft climbs to high altitudes), development of automatic scheduling of fuel from the many fuel tanks, and development of engine fuel-control units to meet the complex requirements of the engine. In order to relieve the pilot of the many details required in engine operation and control, it has been necessary to develop controls which would automatically adjust fuel flow to the needs of the engine under all conditions.

With modern high-pressure-ratio engines, the problem of compressor stall and surge has become critical. This has necessitated additional control for fuel flow so that the engine would not be permitted to enter the area of surge and stall.

In airplanes powered with reciprocating engines, the fuel system with which the air-frame engineering staff is concerned begins with the fuel tanks and ends at the carburetor inlet. The only control required between these points is fuel pressure. The rate of delivery is automatically controlled by the carburetor as a function of air-mass flow in the induction system. Thus, the fuel-system engineer has only the relatively simple problem of delivering fuel to the carburetor at the required pressure (which is low) and in sufficient volume to meet the engine demand. Moreover, he has a rather wide choice of proved and reliable fuel-system accessories to do the job.

On the other hand, the gas-turbine fuel system, while beginning at the fuel tanks, has no carburetor and may extend to and even include the fuel nozzles, since some of the control functions may include fuel-nozzle characteristics. The rate of fuel delivery is no longer a function of air-mass flow alone but must be controlled as dictated by several other conditions, some of which may be required to override others according to their momentary relative importance. Moreover, the required fuel pressure ranges from five to twenty times the pressure needed for reciprocating-engine fuel systems, a fact that adds appreciably to the fuel-pump and accessory design problems.

On modern gas-turbine fuel systems, amazing progress has been made in solving the many problems relating to the fuel systems and fuel controls. Adequate fuel control has proved to be one of the principal factors in the development of high-performance gas turbines; however, the modern hydromechanical fuel-control units have performed wonders in meeting the requirements of these engines.

Types of fuel systems

In general, the gas-turbine engine fuel systems found thus far to be the most satisfactory may be divided into two parts:

1. THE AIR-FRAME SYSTEM. This consists of fuel tanks, with their connecting lines; float-operated fuel transfer control valves; selector and shutoff valves to establish an emergency system; fuel-tank booster pumps; heaters; and flow meters.
2. THE ENGINE SYSTEM. This includes all filters, fuel-control units, engine-driven fuel pumps, flow dividers, pressurizing valves, drain valves, after-burner fuel controls, and fuel nozzles.

The engine fuel system usually includes an emergency system to supply fuel to the engine in case of main-system failure. In some cases the emergency system is a duplicate of the main system, while in others the emergency system is not fully automatic and must be controlled carefully by the pilot. With the nonautomatic type of emergency system, the pilot must accelerate and decelerate slowly or there will be danger of rich blowout, lean blowout, stall, or overheating of the turbine area.

THE AIRPLANE FUEL SYSTEM

Requirements

Airplane fuel systems for turbine-powered aircraft usually vary in design from one aircraft model to another; however, there are certain essential requirements which almost any system must meet.

ponents and the control lines to the outflow-valve pneumatic relays. The control line from the automatic controller connects to the manual controller, and another line from the manual controller connects to the outflow-valve pneumatic relays. A small orifice in the manual controller pressurization valve provides a high-pressure reference for the automatic controller. A line from the isobaric control valve port to the throat of a cabin-to-ambient (**ambient pressure** means the pressure surrounding the outside of the airplane) venturi provides the low-pressure reference for the automatic controller.

The cabin **rate-of-change selector** controls the rate of change of cabin pressure and can be set for rates from 50 to 2000 (±500) ft per min, though it is not calibrated. The rate-selector setting affects an orifice which regulates the rate of airflow between control chamber and rate chamber. Cabin pressure follows control-chamber pressure via the outflow valves; therefore, the rate of cabin-pressure change will follow the rate of control-chamber change.

The 8.6-psi pressure-differential valve maintains a maximum pressure differential of 8.6 psi between cabin and ambient pressures, overriding cabin-altitude selections that would require more than 8.6 psi differential.

The cabin **barometric correction selector** corrects landing-field altitude for the barometric condition at the landing field, thus contributing toward an unpressurized cabin at landing. The **cabin-pressure manual controller** permits regulation of cabin pressure in case the automatic controller malfunctions or becomes inoperable. Having an independent low-pressure (cabin-to-ambient pressure venturi) and high-pressure (cabin-pressure) source, the manual controller will override any pneumatic signal from the automatic controller to the outflow valves. By adjusting the manual control, pressure in the outflow valve relays may be regulated to adjust outflow valve exhaust opening for desired pressurization. The controller consists of a chamber with a pressurization valve and a depressurization valve adjusted by a camshaft which is moved by a manual control selector. The manual controller is on the third crewman's panel.

The cabin-pressure manual control selector consists of a dial, an indicator, and a control knob. The knob moves a camshaft which adjusts the pressurization and depressurization valves so that when the knob indicator points to the right, pressure increases; when the indicator points to the left, the pressure decreases. Either operation overrides the automatic controller. When the knob indicator points to "AUTO," the valves in the manual controller are closed, and only the automatic controller remains effective.

Two cabin-pressure outflow valves, mentioned previously, provide cabin-pressure regulation, cabin-altitude limiting, vacuum relief, and positive pressure relief. These valves are located to the right and left of the bottom center line of the airplane, to the rear of the aft bulkhead of the aft cargo compartment. Each valve assembly includes a pneumatically balanced poppet valve with a vacuum relief diaphragm, a control chamber, a cabin air port and filter, a positive pressure relief valve, a pneumatic relay, a jet pump, an atmosphere port, a cabin-altitude limit control, and a ground venturi port.

The poppet valve assembly moves to regulate air passing from the cabin as pneumatic signals are received from the automatic or manual control through the pneumatic relay to the control chamber. The safety valves' positive pressure relief and cabin-altitude limiter also move the poppet valve by changing control-chamber pressure. Thus, the poppet valve either maintains a selected pressure or effects a change at a selected rate.

A vacuum-relief diaphragm lifts to contact and raise the poppet valve assembly to admit ambient air when ambient air pressure becomes higher than cabin pressure. The vacuum-relief system overrides automatic or manual control signals.

The positive pressure relief valve causes the outflow valve to open and exhaust air when differential between cabin and ambient pressure exceeds 9.42 (±0.15) psi. This function overrides automatic or manual control signals. The positive pressure relief valve is built into the outflow valve and consists of two chambers divided by a spring-loaded diaphragm.

Summary of air conditioning

In the foregoing section we have given a brief description of the principal functions and components of a typical air-conditioning system for a jet airliner. Numerous details have been omitted because space does not permit their description. The technician is reminded that he should consult the manufacturer's maintenance manual for service instructions and for information on the finer details.

Air conditioning includes heating, ventilating, cooling, and pressurization. The methods used for each of these functions have been explained, and the principal units have been described. The illustrations will assist in providing understanding of the systems and components.

Heating for an aircraft is accomplished by drawing air across a heated exhaust manifold, drawing air through a combustion heater, or utilizing the heated air from the compressor of a jet engine.

Ventilation is accomplished as air is caused to flow into and out of the cabin.

Cooling is provided by refrigeration-type coolers in which a refrigerant, such as Freon, is compressed, cooled, and evaporated to produce low temperatures and by air-expansion coolers where the expansion of compressed air produces low temperatures.

Pressurization of the airplane cabin is accomplished by directing compressed air into the cabin from engine compressors or engine-driven compressors. The pressure in the cabin is controlled at the desired level through the use of outflow valves which are regulated by means of automatic pressure controllers. Suitable instruments such as altimeters and rate-of-climb indicators are used to show the cabin pressure and rate of pressure change.

The pressurized compartments of the airplane are sealed at the seams to eliminate undesired leakage of air. The structure is designed to withstand the internal applied pressure.

duct system takes air through ducts between the sidewall and interior lining and releases it through the cove light grills. A selector valve at the main distribution manifold controlled from the control cabin permits using all overhead, all hot-wall, or any combination of the two distribution methods.

All the distribution systems originate in the **air-conditioning distribution bay.** The gasper distribution system originates at the cold ports of both air-mixing valves and the conditioned-air distribution systems originate at the main distribution manifold. A drawing of the air-conditioning distribution bay is shown in Fig. 16 · 6.

Duct sections throughout both cabins are joined with clamps or tape. Means of equalizing the pressure in the ducts and headers and of balancing the flow from the outlets have been designed into each system. The distribution system ducts are protected against excessive pressure by a relief valve on the main distribution manifold.

The main distribution manifold is common to all the conditioned-air distribution systems. It is installed immediately downstream from the mixing chambers in the air-conditioning distribution bay. Protection against excessive pressure is afforded by means of a relief valve located as shown in Fig. 16 · 6. The relief valve is a spring-loaded flapper valve with a tension of 68.5 lb on each of two springs. The valve is designed to limit the distribution pressure to a maximum of 18 in. of water.

Approximately 10 percent of the conditioned air is directed to the airplane control cabin. This is accomplished by the **control-cabin flow-limiting venturi.**

A dual selector valve divides the total passenger-cabin conditioned-air flow between the overhead distribution system and the sidewall distribution system. The selector valve consists of two butterfly valves installed in the main distribution manifold. One controls air flow to the overhead duct riser and the other controls air flow to the passenger-cabin sidewall air distribution manifold. The valves are designed so that when one is fully closed the other is fully open and vice versa. The selector valve is controlled by a lever mounted in the control cabin. The lever can be operated by the third crewman from his seat.

Air is exhausted from the passenger cabin through air-exit grills and outflow holes in the sidewall just above the floor. It then flows around the cargo-compartment walls, where it assists in compartment temperature control. Some air then flows to the cargo-heat-distribution duct under the compartment floor and is discharged overboard through the cargo-heat outflow valves.

Part of the cabin air flows overboard through the two pressure-system outflow valves located in the rear of the aft cargo compartment. These valves regulate cabin air pressure.

Below each hole in the floor where air is exhausted from the passenger cabin to the cargo compartment is a **flotation check valve.** This valve consists of a plastic ball retained by a cage. If the cargo compartment should become flooded, the ball will float up in its cage and block the hole to prevent flooding of the passenger cabin from the cargo compartment.

Pressurization control system

The **pressurization control system** is a pneumatically operated system which meters the exhaust of cabin ventilating air to provide controlled pressurization of the control and passenger cabins, the electronic compartment, both cargo compartments, and the lower nose compartment. Safety features of the system override selected control settings to prevent a pressure condition harmful to passengers or airplane structure.

The pressurization control system maintains constant low-altitude cabin pressure during airplane flight at high altitudes and controls the rate of pressure change in the cabin. Positive pressure relief at 9.42 (±0.15) psi pressure differential is provided to protect the airplane structure in the event of a pressure control system failure.

A negative pressure relief mechanism lets air into the cabin when outside pressure exceeds cabin pressure and limits the negative pressure differential to 10 in. of water. A barometric-correction selector helps select proper landing-field altitude so the pressure differential at landing may approach 0 psi.

A **cabin-altitude limit control** will maintain a maximum of 13,000 (±1500) ft cabin altitude if other control components fail and as long as the pneumatic system provides sufficient air for pressurization.

A **mode selector switch,** when placed in the GROUND VENTURI position, moves the outflow valves full open for ground operation of the air-conditioning system.

The pressurization control system consists of one automatic controller, one manual control, two outflow valves, one test valve, one mode selector switch, two cabin-to-ambient venturis, and one fan venturi. The schematic drawing of Fig. 16 · 7 shows the relative position of these units in the system.

The indicating system includes a rate-of-climb indicator to show rate of pressure change in the cabin, an altitude warning horn to indicate low cabin pressure, and a dual altimeter and differential-pressure indicator.

During normal operation of the airplane, pressurized air is delivered from the pneumatic system, through the air-conditioning-and-distribution system to the pressurized compartments of the airplane. The desired cabin pressure and rate of pressure change are selected on either the automatic controller or the manual control. These controllers pneumatically signal the outflow valves so that the valve openings to the outside increase or decrease to vary air outflow in order to maintain the desired pressure. The automatic controller also regulates the rate of pressure change in the cabin and limits pressure differential between the interior of the cabin and the outside to 8.6 psi.

The pressurization control system components are shown in Fig. 16 · 7. The device at the lower left of the illustration is the cabin-pressure automatic controller, that at the upper right is the rate controller, and the unit at the lower right is the manual controller.

The **cabin-altitude selector** controls isobaric (constant-pressure) operation and can be set for cabin altitudes from 1000 ft below sea level to 10,000 ft altitude. The selector dial also shows maximum airplane altitude (isobaric operation) for the selected cabin altitude and barometric correction. The selector setting affects the outflow valves through the controller com-

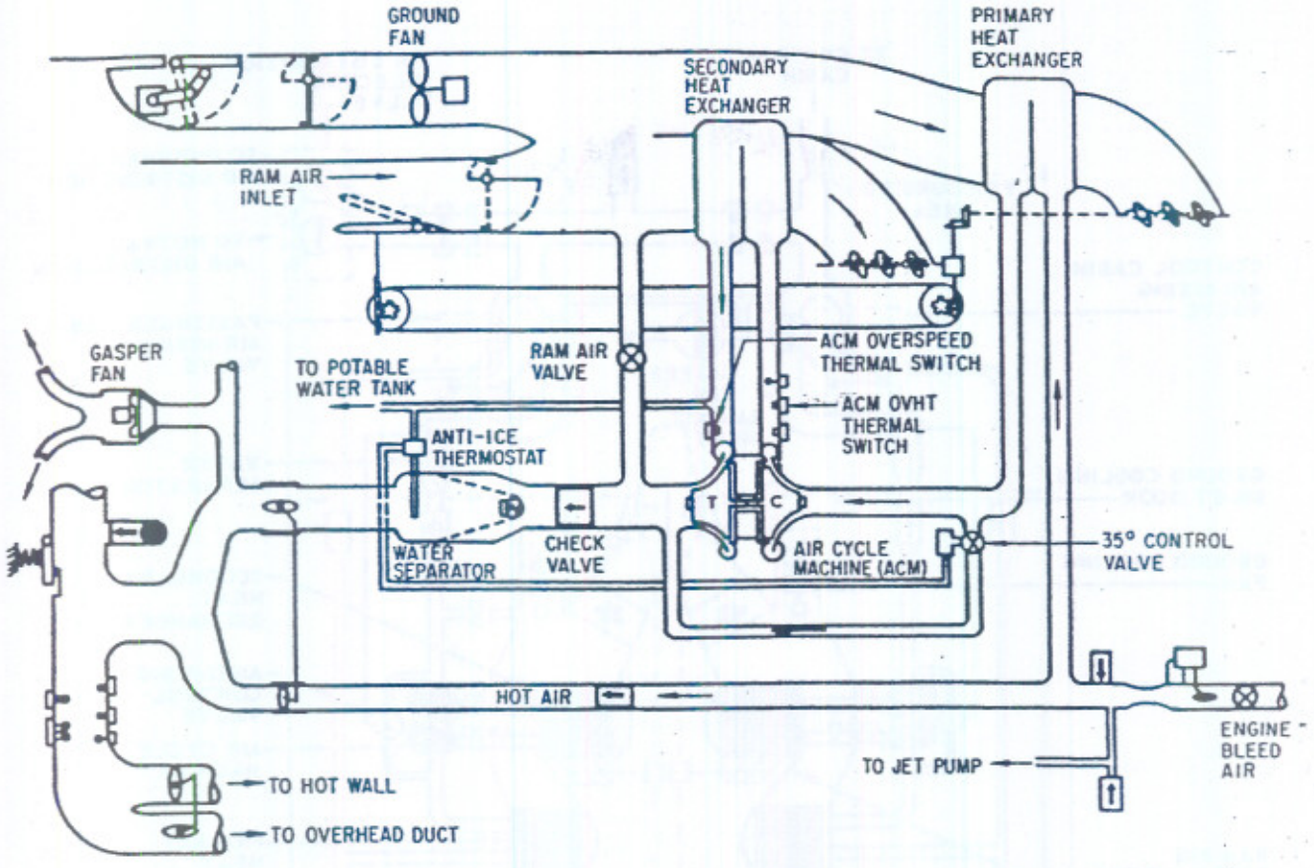


Figure 5-11 Schematic diagram of a cooling pack. (Boeing Co.)

The **air-cycle machine** is a cooling unit consisting of an expansion turbine on a common shaft with a compressor. The shaft is bearing-mounted in a housing to support the rotating turbine and compressor. A wick extends from the shaft to the bottom of the oil sump formed by the housing for lubrication of the moving parts. A filler neck and filler cap with a dipstick is provided on each side of the housing.

The air-cycle machine is located in the midbody fairing between the duct leading from the primary heat exchanger and the duct to the water separator. A duct from the compressor and another to the turbine connect to the secondary heat exchanger. The turbine mounts are connected to the airplane structure through serrated plates to provide location adjustment. There is one air-cycle machine for each cooling pack.

As explained previously, the air-cycle machine cools compressed air by expansion. When the air is originally compressed by the engine compressor, its temperature rises in approximate proportion to the rise in air pressure. The heated compressed air is passed through the primary heat exchanger, where some of the heat energy is removed. It is then directed to the compressor section of the air-cycle machine.

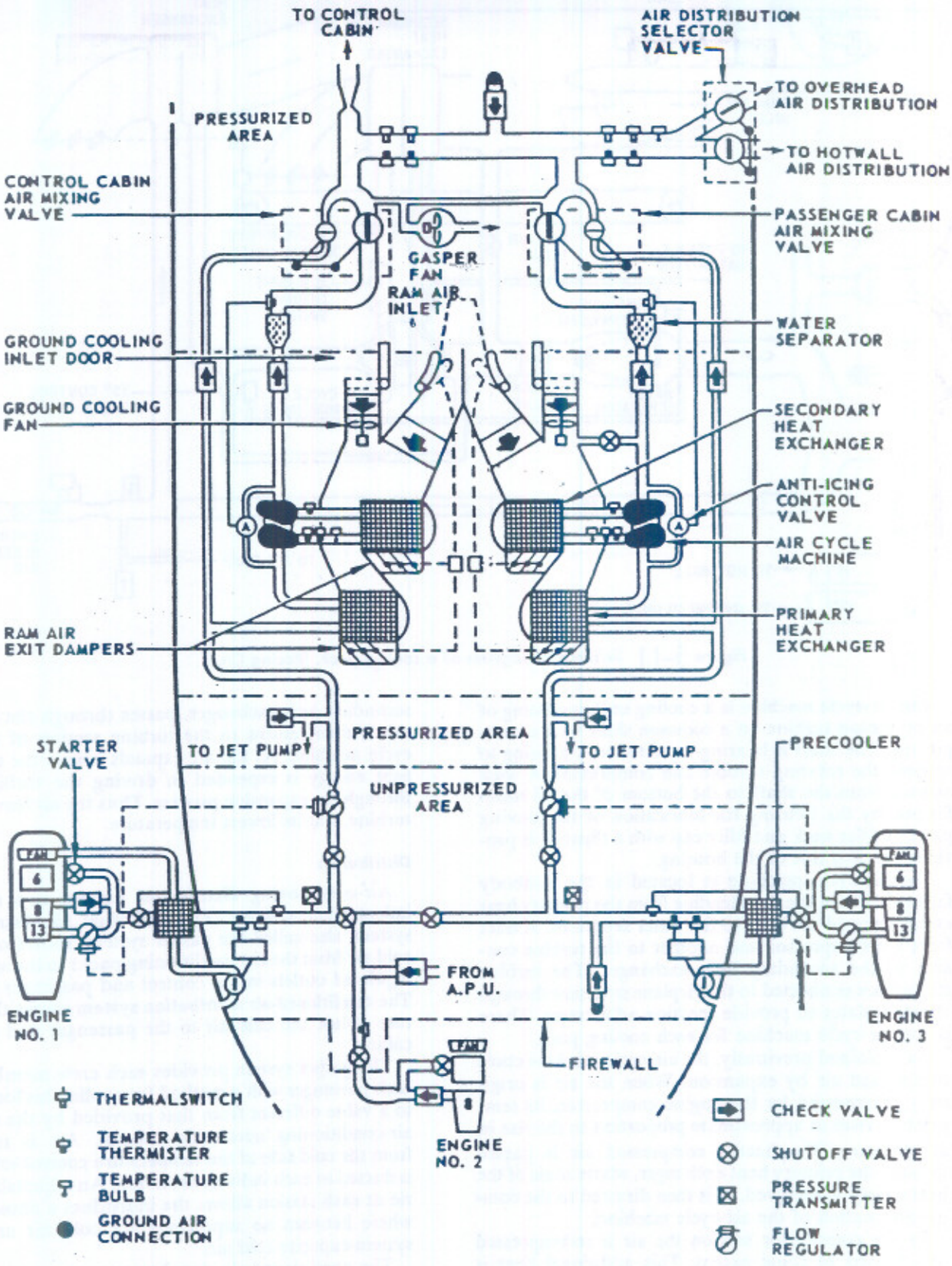
In the compressor section the air is recompressed and heated to some extent. This additional heat is reduced in the **secondary heat exchanger**, which is located between the compressor and turbine of the air-cycle machine. The secondary heat exchanger is identical to the primary heat exchanger and is located between two sections of the inboard branch of the ram air duct. Air from the air-cycle-machine compressor outlet enters the forward inboard connection to the secondary heat exchanger, passes through the cooling tubes, then returns to the turbine section of the air-cycle machine. As the air expands across the turbine, heat energy is expended in driving the turbine and through the expansion process. Thus the air leaving the turbine is at its lowest temperature.

Distribution

Air-conditioning **distribution** utilizes two entirely independent systems. The **individual air distribution system**, also called the **gasper** system, routes only the cold air from the air-conditioning packs to individually regulated outlets in the control and passenger cabins. The **conditioned-air distribution system** routes the mixture of hot and cold air to the passenger and control cabins.

The gasper system provides each crew member and each passenger with a method for cooling his local area to a value different from that provided by the normal air-conditioning automatic control. Air is received from the cold side of the **temperature control valve** and is ducted to each individual station. An adjustable nozzle at each station allows the individual a choice anywhere between no supplementary cold air and full-system-capacity cold air.

The conditioned-air distribution system distributes temperature-controlled air evenly throughout the passenger and control cabins. One duct system supplies the control cabin, and another entirely separate system supplies the passenger cabin. The passenger-cabin air is divided into two systems. The **overhead system** releases air into the cabin from holes in a duct running fore and aft in the passenger cabin ceiling. The **hot-wall**



5-10 *Arrangement of air-conditioning components for the Boeing 727 airplane.*

Air-conditioning system for a jet airliner

A typical air-conditioning system for a modern jet airliner is represented by the system employed for the Boeing 727 airplane. This system provides conditioned, pressurized air to the control cabin, passenger cabin, lower nose compartment, forward cargo compartment, air-conditioning distribution bay, and aft cargo compartment.

The air supply is furnished by engine bleed air when in flight and from engine bleed air, a ground pneumatic supply cart, or a ground conditioned-air supply cart during ground operation. Part of the warm-air supply from the engines (or pneumatic cart, if on the ground) is passed through the air-conditioning packs to be cooled. The cold air is then mixed with the remainder of the warm air as required to obtain the temperature of air called for by the temperature control system. This conditioned air then passes into the control and passenger cabins through the distribution system. After the air has passed through the cabins, it is exhausted through a number of outlets. The combined air from all outlets other than the pressurization outflow valves, however, is limited to a value less than that which enters the cabin from the air-conditioning system. The outflow valves are regulated to exhaust only that additional quantity of air required to maintain the desired pressure in the cabin.

Other air outlets include the galley vent, lavatory vents, equipment-cooling outlets, the ground conditioned-air condensate drain, water-separator drains, the pressurization controllers cabin-to-ambient venturis, and the cargo-heat outflow valves. The cargo-heat outflow valves normally remain open to provide warmth around the cargo compartments, but they may be closed by a switch on the third crewman's panel.

Engines No. 1 and 3 furnish eighth- or thirteenth-stage air, depending upon engine power setting and air-conditioning demand, for air conditioning during normal operation. Eighth-stage bleed air from engine No. 2 is also available as an alternate source. Bleed air from engines No. 1 and 3 passes through a heat exchanger (precooler) to reduce the air temperature to approximately 370°F. A **precooler controller** and **modulating valve** combine to maintain the correct temperature. If difficulties occur in the controller, a thermoswitch prevents excessively hot air from entering the air-conditioning system by closing the bleed-air shutoff valve. Air flow to each air-conditioning system is regulated by a **flow-regulating servo and modulating valve.**

The air-conditioning system for the Boeing 727 airplane consists, by function, of four subsystems. These are for cooling, temperature control, distribution, and pressurization control. These subsystems are shown schematically in Fig. 5-10 Another schematic-type drawing which provides a more realistic illustration of the system is shown in Fig. 5-11 This drawing gives the relative position of the various components of the system and can be studied in connection with further descriptions given in this section.

Cooling packs

The cooling of air for the Boeing 727 airplane is provided by means of two **cooling packs.** These packs also remove excess moisture from the air. With the exception of the water separator, which is located in the distribution bay, all cooling-pack equipment is contained inside the center fuselage fairing.

The cooling devices used in the cooling packs consist of a primary heat exchanger, a secondary heat exchanger, and an air-cycle machine. The heat exchangers are of the air-to-air type with heat being transferred from the air going through the packs to air going through the ram air system. The air-cycle machine consists of a turbine and a compressor. Air expanding through the turbine drops in temperature as the energy is extracted for the major cooling in the pack. An air-cooling pack is shown in Fig. 5-10 In the drawing it can be seen that engine bleed air passes through the primary heat exchanger for initial cooling, then through the air-cycle-machine compressor, through the secondary heat exchanger, and then through the expansion turbine of the air-cycle machine. At this point the air is at its lowest temperature since the heat energy has been extracted by means of the heat exchangers and the expansion turbine.

Protection from overheat and overspeed of the air-cycle machine is provided by two thermal switches. One thermal switch senses compressor discharge temperature to close the pack valves when an overheat condition exists. The other thermal switch, located in the turbine inlet duct, closes the pack valves to prevent overspeed.

As the air cools, its moisture content condenses. The moisture is atomized so finely, however, that it will stay in suspension unless a special moisture-removing device is employed. This is the function of the **water separator.** Moisture entering the water separator is prevented from freezing by an anti-icing system. An anti-icing thermostat in the water separator actuates a 35°F control valve in a duct between the primary heat-exchanger exit and the water-separator inlet. The valve opens to add warm air if the turbine discharge temperature approaches the freezing temperature of water.

The **primary heat exchanger** is the first unit of the cooling packs through which engine bleed air passes to be cooled. The unit is rectangular and is located between two sections of the ram air duct. Two plenum chambers in the heat exchanger are connected by a bank of tubes so as to allow maximum surface exposure of each tube to ram air passing across the outside of the tubes. Hot air enters one plenum chamber from the pneumatic duct at the aft inboard side of the exchanger. It is cooled as it passes through the tubes to a header and returns through tubes to the other plenum chamber, then leaves by way of the air-cycle-machine duct connected to the forward inboard side of the heat exchanger. There is one primary heat exchanger for each cooling pack.

system against sudden pressure surges. A fluid line is connected to the fluid end of the accumulator and a nitrogen line is connected to the opposite end. The accumulator is mounted vertically in the airplane with the fluid end at the top. On the nitrogen end is connected a direct-pressure gage, a pressure transmitter, and a nitrogen charging valve. The pressure transmitter is connected electrically to the pressure gage on the third crewman's panel in the cabin.

The preload gas pressure placed in the accumulator is approximately 2000 psi when the ambient temperature is 65 to 70°F; hence the pressure gages will indicate 2000 psi when the system is not in operation and is depressurized. When hydraulic pressure is applied above 2000 psi, the accumulator will begin to charge, and the nitrogen will be compressed to a pressure equal to the hydraulic pressure. The pressure gages will then show system pressure.

The accumulator is installed in the aft-stairwell left sidewall. The accumulator charging valve and direct-reading gage are located aft of the left-wing fairing area and are accessible through an access door.

Valves

The valves incorporated in system A are the **relief valve, hydraulic supply shutoff valve, ground interconnect valve, brake interconnect valve,** and **bypass valve.**

The purpose of the relief valve, discussed previously, is to protect the system against excessive pressure. It is set to relieve at 3500 (±50) psi and reset at 3100 psi minimum.

The **hydraulic supply shutoff valves** are provided to stop the flow of hydraulic fluid to the engine area. These valves are electrically operated and are automatically shut off when the engine fire switch is operated. They are also operated from switches on the third crewman's panel.

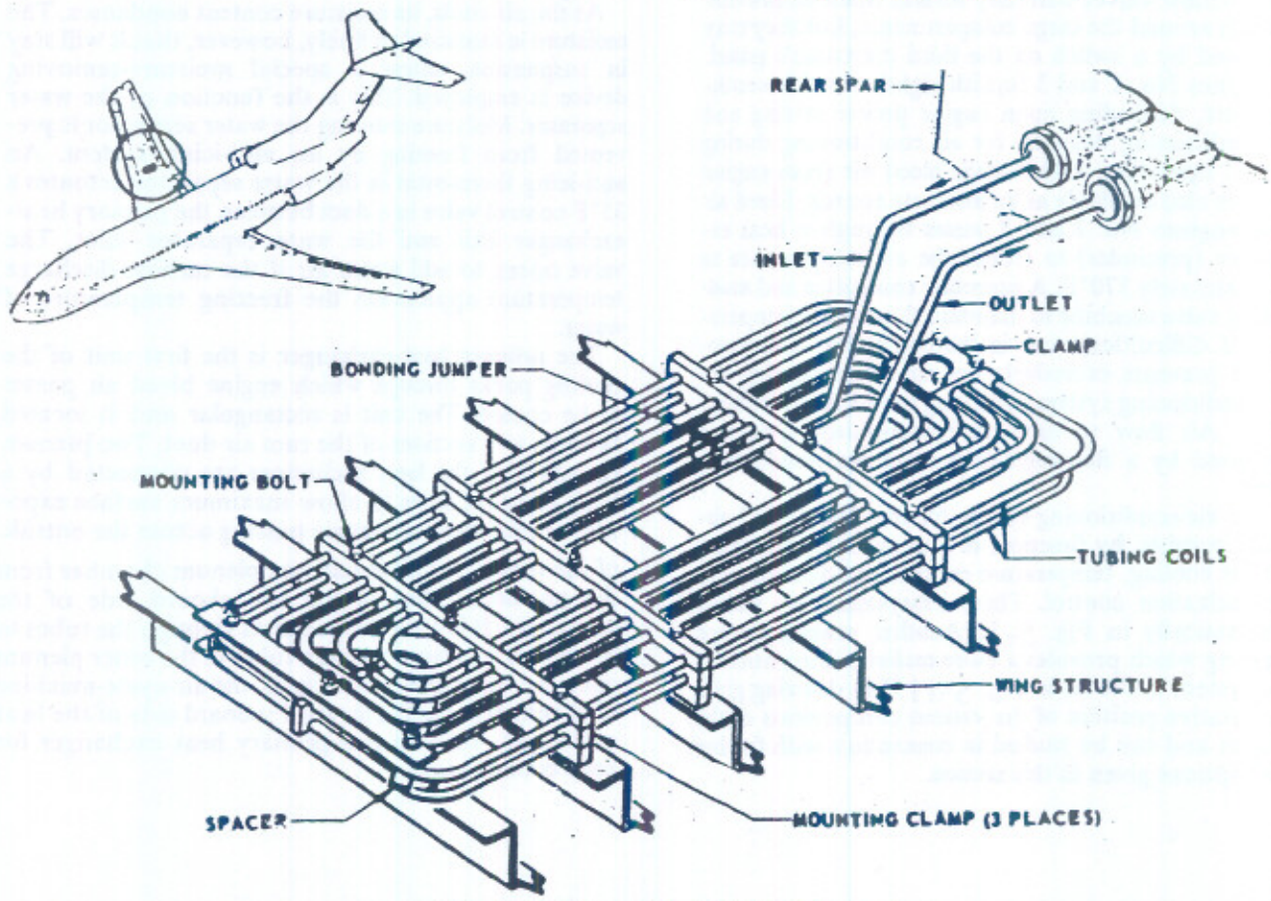
The **ground interconnect valve** is provided so system A can be pressurized for ground operation and testing through system B. System B is pressurized by electrically driven pumps; hence it can be operated without running the engines.

The **brake interconnect valve** connects system A to the brake system when system B is inoperative and the brake system is intact. This allows brake operation and brake-accumulator charging using system A pressure. The valve is electrically operated by a switch on the third crewman's panel.

The **bypass valve** is installed in the modulator unit to provide for depressurization of the system during ground maintenance operations. The valve provides a flow of only 5 gpm; hence the system will operate when the engines are running, even if the valve is open. Remember that the engine-driven pumps furnish 22½ gpm each at full-flow position. During flight, the bypass valve is lockwired in the CLOSED position.

System B and standby system

The system B and standby systems were discussed earlier in this chapter; since their operation is similar to that explained for system A (except for specific function and source of hydraulic power), it is not deemed essential that their details be described further. Servicing and repair of any of the systems must be done in accordance with the maintenance practices given in the manufacturer's manual or in the maintenance orders provided by the air carrier; hence further discussion here is not necessary.



System A Hydraulic Fluid Heat Exchanger

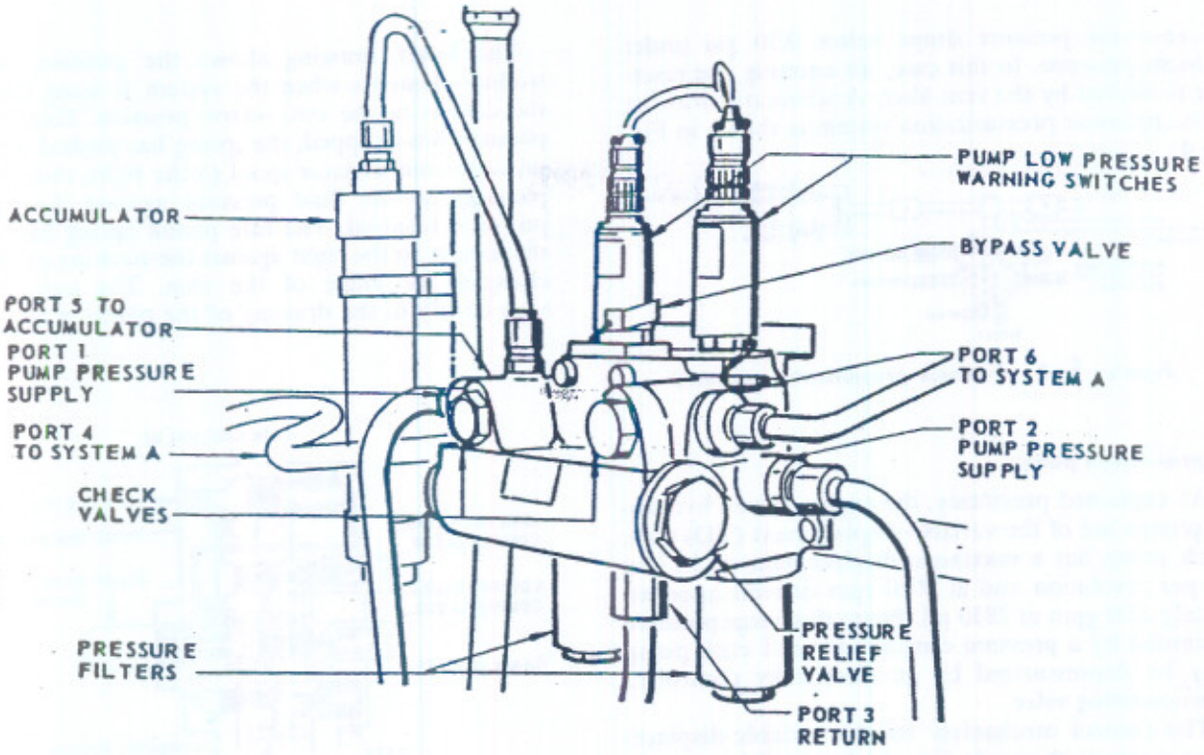


Figure 5·7 Modular unit.

Modular unit

The modular unit for system A is shown in the drawing of Fig. 5·7. As shown in the drawing, this unit contains filters, check valves, a relief valve, a bypass valve, and pressure-warning switches. By bringing these units together in one case, the maintenance of the system is simplified. A schematic flow diagram of the modular unit is shown in Fig. 5·8.

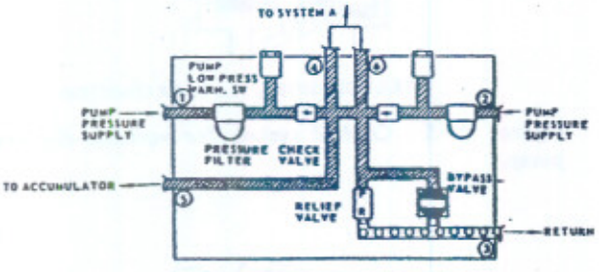


Figure 5·8 Schematic flow diagram of modular unit.

Heat exchanger

Because of the high pressures involved in the system and the high rates of fluid flow, the hydraulic fluid becomes heated as the subsystems are operated. For this reason it is necessary to provide cooling for the fluid. The **heat exchanger,** shown in Fig. 5·9, is a heat radiator similar in design and construction to an oil cooler for an engine. Note that the heat exchanger is equipped with a temperature-operated bypass valve to increase the fluid flow through the cooling element as temperature rises.

One heat exchanger is installed in each engine-driven pump-case drain return line. Each heat-exchanger unit consists of an inlet scoop, oil cooler, ejector duct, exhaust outlet, engine bleed-air ejector nozzle, and an air-ejector shutoff valve. The heat exchanger for the No. 1 engine pump is in the No. 1 engine strut, and the heat exchanger for the No. 2 engine pump is in the tail section of the airplane on the right side. Cooling is provided by ram air in flight and by engine bleed-air ejection when the airplane is on the ground.

The temperature-operated bypass valve in the oil-cooler fluid inlet controls the volume of return fluid circulating through the oil cooler. At fluid temperatures above 100°F the bypass valve starts to close, porting return fluid through the oil cooler. At a fluid temperature of 155°F (±5°F) the bypass valve will be fully closed, porting all return fluid through the oil cooler.

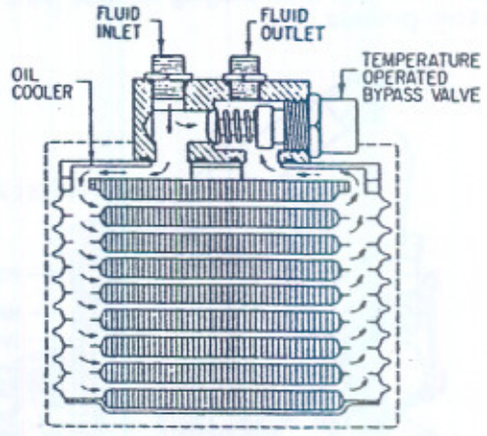


Figure 5·9 Heat-exchanger cooling unit.

Accumulator

The **accumulator** for system A is a cylindrical, free-floating piston-type unit, precharged with nitrogen gas. As explained previously, the purpose of the unit is to store fluid under pressure and to protect the

the reservoir pressure drops below 0.50 psi under ambient pressure. In this case, air entering the reservoir is filtered by the vent filter. A schematic drawing of the reservoir pressurization system is shown in Fig. 5·4.

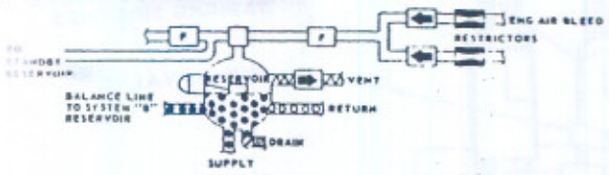


Figure 5·4 Reservoir pressurization system.

Engine-driven pumps

As explained previously, the engine-driven hydraulic pumps are of the variable-displacement (VD) type. Each pump has a maximum displacement of 1.77 cu in. per revolution and at 3000 rpm delivers approximately 22½ gpm at 2850 psi. Pump discharge pressure is limited by a **pressure compensator** and each pump may be depressurized by an electrically controlled **depressurizing valve.**

The control mechanism for the variable-displacement pump is shown in Fig. 5·5. It will be remembered that the output of a VD pump is determined by the angle of a **cam plate** which rotates to produce a reciprocating action of the pump pistons. The cam-plate angle is changed by varying the position of the **hanger** upon which it is mounted. Figure 14·5 shows schematically how the hanger position is changed as required by the output pressure of the pump.

In the top drawing, the pump pressure is high (3000 psi) and the cam plate is level; hence there is no reciprocating motion of the pump pistons and no fluid output. Observe that the high pressure is acting against the **high-pressure compensator spool valve,** thus moving the valve against a spring and allowing fluid to be directed around the **low-pressure compensator spool** and on to the end of the **stroking piston.** The stroking piston forces the hanger to the **left** against the rate piston spring, thus bringing the **cam plate to the** NO-FLOW position.

The lower drawing shows the position of controlling elements when the system is using fluid and the cam is in the FULL-FLOW position. Since system pressure has dropped, the spring has pushed the high-pressure compensator spool to the right, thus opening passages so the fluid pressure against the stroking piston is released. The rate piston spring has moved the hanger to the right against the stroking piston and changed the angle of the cam. The cam can be seen clearly in the drawing of the pump in Fig. 5·6.

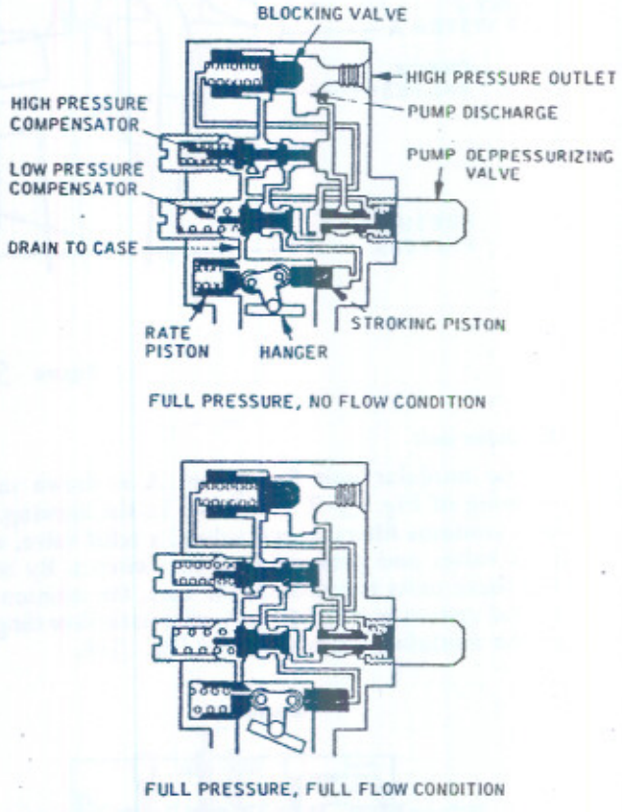


Figure 5·5 Control system for variable-displacement pump.

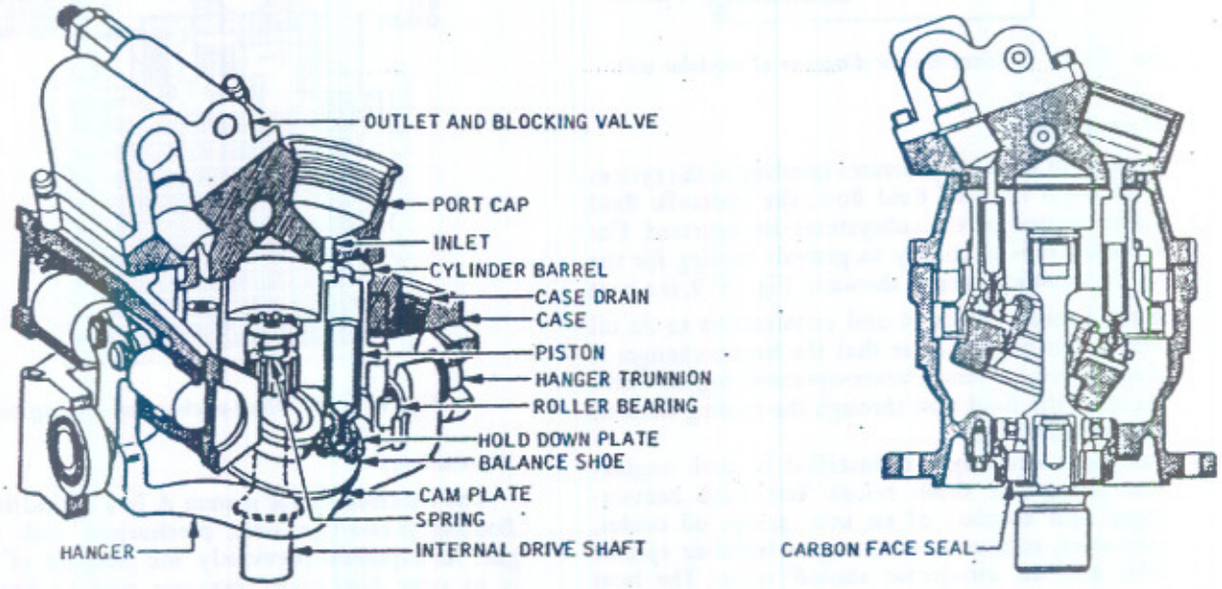
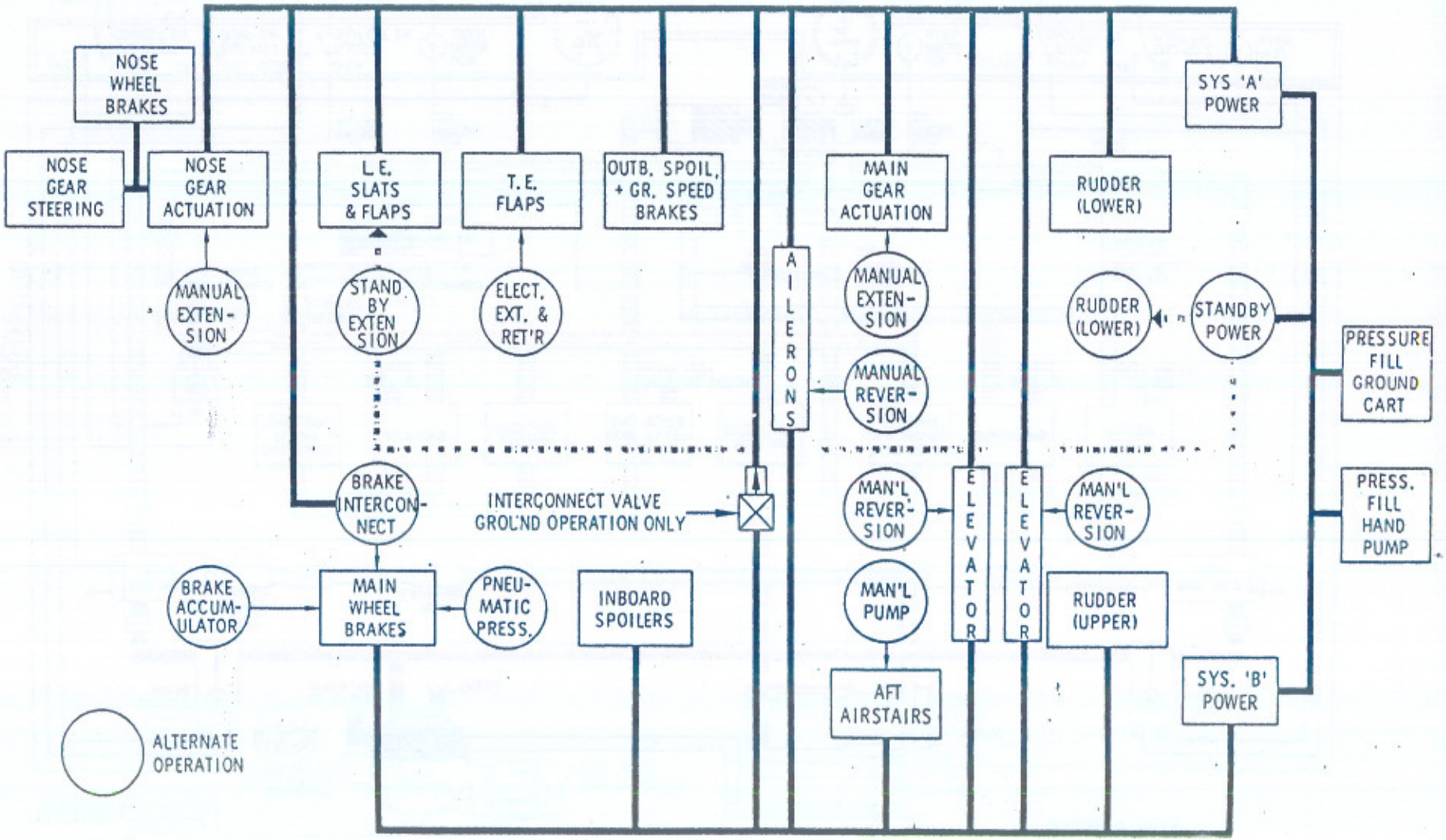


Figure 5·6 Cutaway drawing of variable-displacement pump.

HYDRAULIC SYSTEM



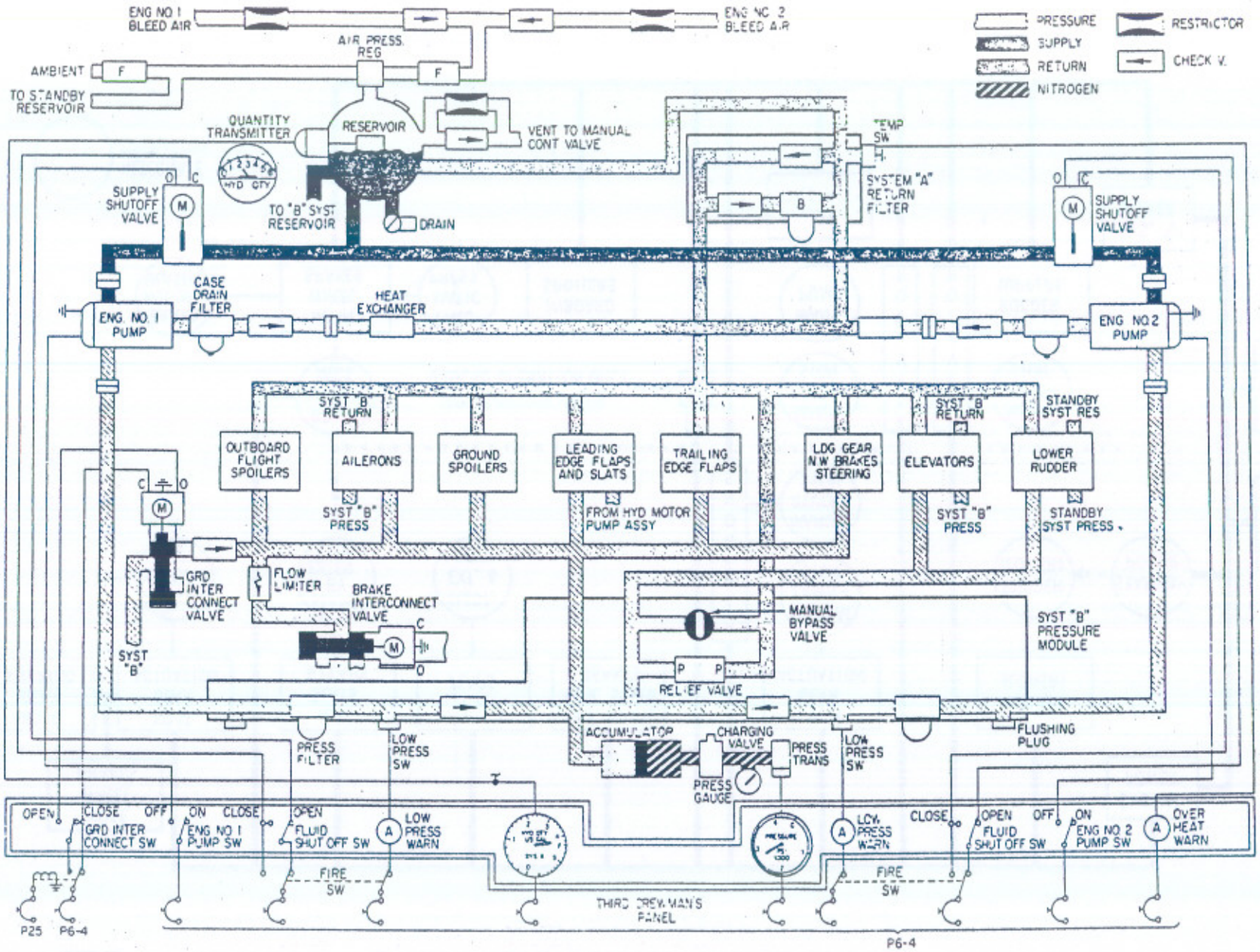


Figure 5-3 Schematic diagram of system A.

are located.

When it is necessary to replace a tubing assembly, the technician should obtain a new tube assembly having the same part number as the existing assembly. However, tube assemblies whose dash numbers have an "X" suffix are not stocked as spares; they can only be replaced by bending another tube assembly to the same contour from the same material as the existing tube assembly.

Flexible hose used in the hydraulic systems is made of Teflon and designed for high pressure or medium pressure. High-pressure hoses are used in the pressure lines and medium-pressure hoses are used in supply lines, return lines, and brake lines.

Servicing of any particular airplane hydraulic system must be accomplished according to the specific instructions issued by the manufacturer for the particular airplane. On the Boeing 727, the servicing station is located in the aft left-wing fairing area and is accessible through an access door. The filling equipment consists of a manually operated hand pump, reservoir selector valve, system A and standby-

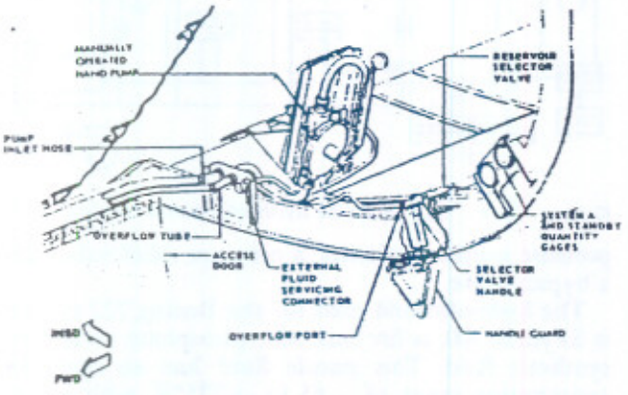


Figure 5·2 Hydraulic equipment in filling area.

system fluid-quantity indicators, service connection for external fluid servicing, and the necessary tubing and hydraulic lines. The arrangement of the equipment in the filling area is shown in Fig. 5·2.

Hydraulic power system A

Hydraulic system A, illustrated in the schematic drawing of Fig. 5·3, is powered by engine-driven hydraulic pumps mounted on engines No. 1 and No. 2. Engine No. 1 is mounted in the pod on the left rear portion of the fuselage; engine No. 2 is in the center of the fuselage near the tail of the airplane. As previously mentioned, system A supplies a fluid pressure of 3000 psi to operate the outboard flight spoilers, ground spoilers, ailerons, leading-edge flaps, landing gear, nose-wheel steering and brakes, elevators, lower rudder, and main-wheel brakes when the brake interconnect valve is open.

System A includes the equipment necessary to store, pressurize, deliver, control, monitor, and filter the hydraulic fluid to operate the systems previously noted. Hydraulic fluid for the system is stored in a reservoir which is pressurized by engine bleed air routed through a filter and a pressure regulator to insure a positive supply of hydraulic fluid to the pumps. Two supply shutoff valves controlled by either separate engine fire switches or separate hydraulic shutoff switches are installed downstream of the reservoir to stop the flow of hydraulic fluid to the engine area in case of an engine failure or fire.

Two variable-displacement engine-driven pumps supply fluid to the various systems upon demand. Each pump is equipped with an electrically controlled depressurizing valve to depressurize the pump when output is not required. As explained previously, a variable-displacement pump is provided with an automatic control such that it will deliver fluid under pressure as needed for operation but will not be pumping fluid when there is no need for it.

A filter in the pressure line from each pump filters the fluid before it enters the various subsystems. A pressure switch in the pressure line from each pump is connected to a pump low-pressure warning light on the third crewman's panel to provide an indication of low hydraulic pressure. A piston-type accumulator is provided in the system to absorb sudden pressure surges. Pressure gages in the control cabin and accumulator servicing station are connected to the gas side of the accumulator to monitor hydraulic pressure when the system is pressurized and accumulator preload when the system is not pressurized. The accumulator preload consists of nitrogen gas under pressure (approximately 2000 psi when the system is depressurized).

A pressure relief valve protects the system against damage in case a malfunction permits the pressure to rise to an abnormally high level. A pump-case drain filter in each pump return line is provided to detect incipient pump failures and to filter return-line fluid before it enters the reservoir. A hydraulic-fluid heat exchanger in the pump return line is provided to cool the hydraulic fluid by transferring heat from the fluid to a cooling airflow. A system return filter just ahead of the reservoir filters returns fluid from the subsystems supplied by system A. Hydraulic-fluid overheat is sensed by a switch installed in the system return filter assembly and indicated by a warning light in the control cabin.

A brake interconnect valve is installed to supply hydraulic power to the brakes from system A whenever system B is inoperative and the brake system is intact.

When the airplane is on the ground, system A can be depressurized through a manual bypass valve. Placing the bypass valve handle in the OPEN position connects the pressure and return lines, thus permitting pressurized fluid to return to the reservoir. For ground operation, system A can be pressurized to supply normal pressure without engine operation by attaching an external hydraulic pressure source to the airplane at the engine hydraulic self-sealing disconnect fittings. System A can also be pressurized without engine operation by attaching an external electrical ground power supply to the airplane electrical system, opening the ground interconnect valve and operating system B pumps. System B pumps are then feeding pressure into system A.

Hydraulic reservoir

System A on the Boeing 727 airplane is supplied with fluid from a 5.4-gal reservoir which is pressurized to approximately 45 psi by bleed air from engines No. 1 and 2. Pressurization of the reservoir assures a positive supply of fluid to the engine-driven pumps.

Air from the engine bleed is fed through check valves, a filter, and a pressure regulator. The regulator is designed to admit air to the reservoir if the pressure is below the required amount, and it will relieve air from the reservoir if pressure rises above the correct level. It also acts as a vacuum relief valve when

Hydraulic and Pneumatic Systems for Large Aircraft

Hydraulic systems for large aircraft operate according to the same laws and principles described for those of smaller aircraft; however, the systems are more complex and include many more components. Not only is hydraulic power used to operate landing gear, flaps, and similar devices, but it also supplies power to operate the airplane controls.

In this section we shall examine a few typical systems to gain an understanding of their design, operation, and special features. In any servicing or repair of such systems, the technician must be thoroughly familiar with the system and must follow the instructions given in the manufacturer's maintenance manual.

HYDRAULIC SYSTEM FOR BOEING 727 AIRPLANE

The hydraulic power system for the Boeing 727 airliner is typical of those employed for modern jet-transport-type aircraft. These systems are of the high-pressure type, utilizing pressures up to 3000 psi. The advantage of high-pressure systems is that they can deliver more power for a given weight of fluid and system components than can the lower pressure systems.

The Boeing 727 incorporates three separate and independent hydraulic power systems. These are designated "hydraulic system A," "hydraulic system B," and "standby hydraulic system." Hydraulic fluid is supplied from two pressurized reservoirs and one unpressurized reservoir, each system being supplied by one of the reservoirs. System A receives fluid under pressure from two engine-driven pumps installed on engines No. 1 and 2. System B receives fluid under pressure from two electric, motor-driven pumps installed in the left fairing adjacent to the rear of the left-wing root.

The standby system receives fluid pressure from one electric-motor-driven pump installed in the left sidewall of the aft stairwell. This system operates only on demand and supplies hydraulic power for the leading-edge devices and the lower-rudder operation.

Figure 5-1 is a schematic diagram to show the interconnections between units in each system and between the systems. It will be noted that system A supplies hydraulic power for the outboard flight spoilers, ground spoilers, ailerons, leading-edge flaps, landing gear, nose-wheel steering and brakes, elevators, lower rudder, and main-wheel brakes, when the brake interconnect valve is open.

System B supplies power to the ailerons, elevators, inboard flight spoilers, aft airstairs, upper rudder, and main-wheel brakes. The interconnections between system B and system A are shown in the schematic drawing of Fig. 5-1. Note that certain operating components are provided with power by both systems.

A **modular unit** is used in each of the systems combining a number of the smaller system components in one case to simplify maintenance. The modular units serve as manifolds directing hydraulic fluid to the various easily replaceable cartridge-type components. This allows component removal without disrupting tube connections. As an example of the function of a modular unit, the one installed in system A contains a pressure filter, two check valves, two pressure warning switches, a pressure relief valve, and a bypass valve.

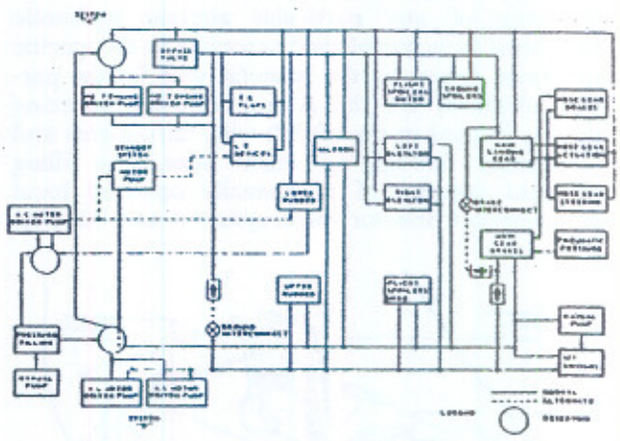


Figure 5-1 Schematic of hydraulic power system.

The **hydraulic fluid** used for the Boeing 727 systems is Skydrol 500, a fire-resistant, phosphate ester-base, synthetic fluid. This purple fluid has an operating temperature range of −65 to +225°F, with a pour point below −90°F. With this fluid, the seals, gaskets, and hoses must be made of either butyl rubber or Teflon. Other materials will soften, swell, or deteriorate. As previously explained, Skydrol fluid will cause damage to ordinary paints and enamels; therefore, precautions must be taken to prevent spillage. Where spillage is likely, special protective materials are used. The technician servicing a system using Skydrol should take every precaution to prevent the fluid from coming in contact with his skin or getting it in his eyes. Protective clothing and goggles or a face shield are recommended.

Since the hydraulic power system employs pressure up to and more than 3000 psi, the tubing carrying the high pressures must be of a material which will withstand all pressure to which they may be subjected. All pressure lines in the systems subject to more than 1500 psi are made of seamless, corrosion-resistant (stainless-) steel tubing. This tubing is used in class I fire zones and on the landing-gear structure, regardless of pressure. All other lines are made of seamless aluminum-alloy tubing. Tubing of ¾-in. outside diameter or less requires flareless-type fittings. For pressures under 1500 psi, aluminum-alloy fittings are used; for greater pressures, titanium and steel fittings are used. Tubing of 1-in. outside diameter and larger requires flared-type fittings. On this tubing size, aluminum fittings are used, except in class I fire zones and on the landing-gear structure where titanium or steel fittings are used. The technician who repairs or services the systems must make sure that all replacement tubes and fittings are of the correct type and material for the section of the system in which they