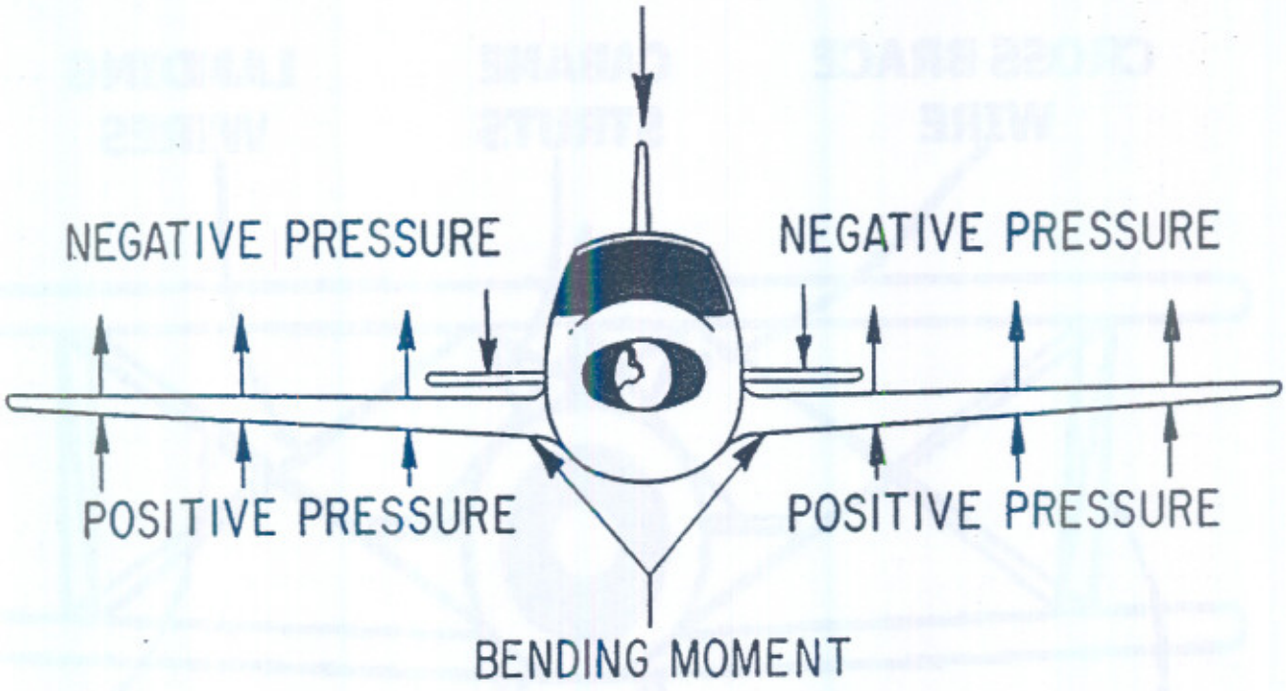
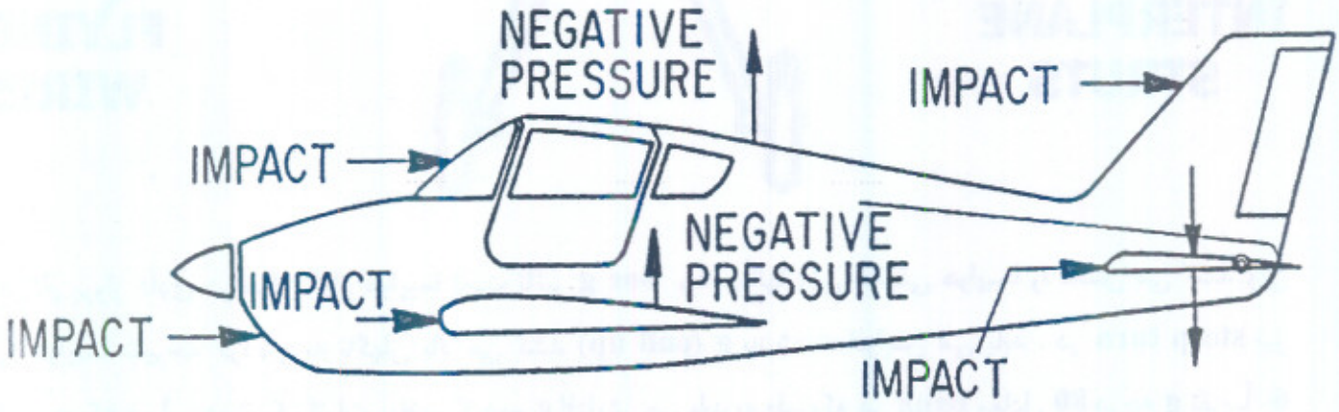
ساختمان هواپیمـــــــــــــا

درآیرودینامیک دیدیم که هواپیمـــا به طور معمول تحت تأثیر چهار نیروی **lift**، **drag**، **thrust** و**weight** قرار دارد. از اینرو سازه آن بایستی دارای استحکـــــام کافی برای تحمل این نیروها در جمیع شرایط شامـــــل **gross weight** بوده و طوری طرآحـــی شده است که علاوه براین نیروهـــــا قادربه تحمل نیروهـــا و **stress** های دیگر پروازی همچـون **impact stress** و **positive press. stress** (در مورد بال) و **negative press. stress** (در مورد دم)

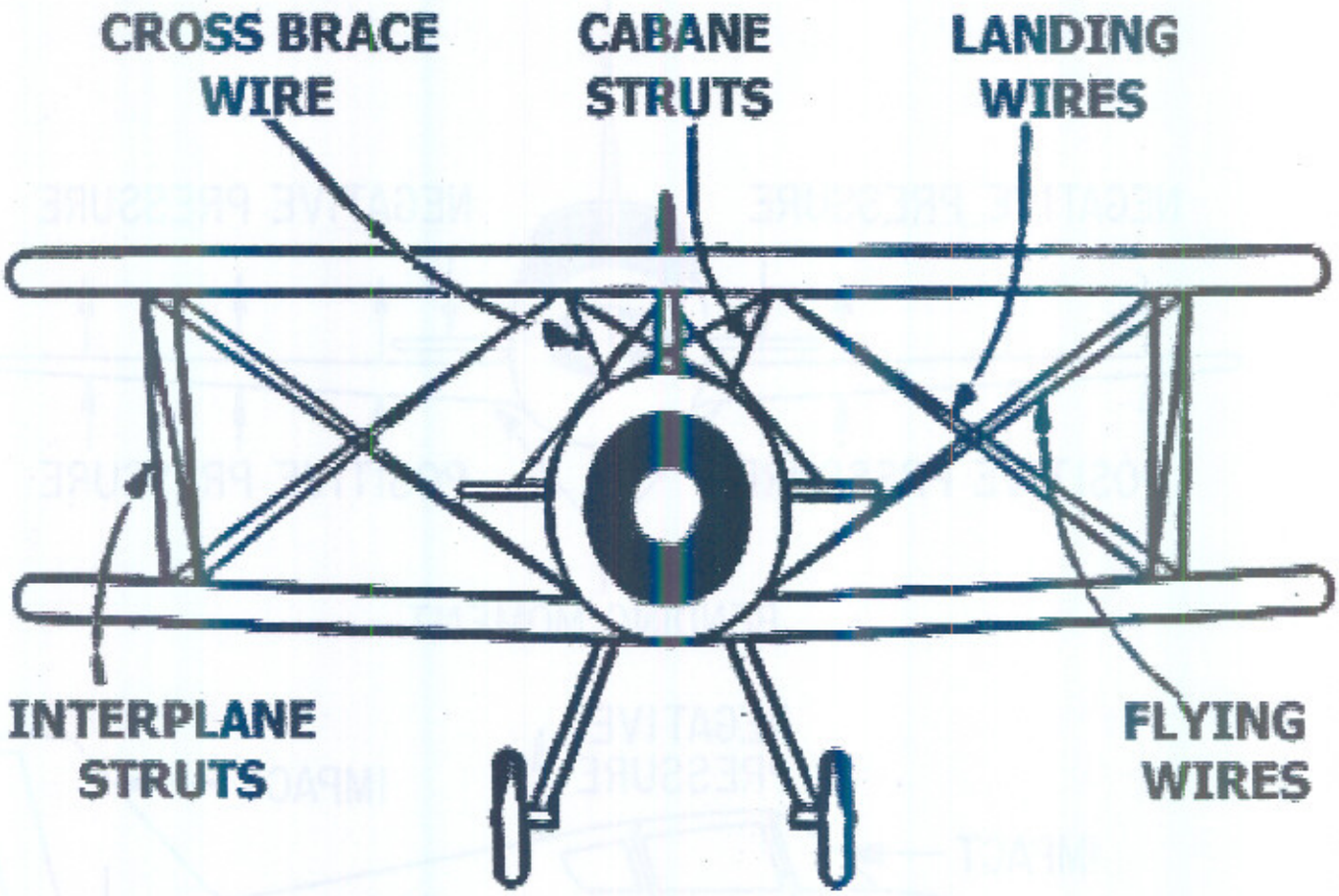




و نیز **bending moments or stresses** می باشد. در هواپیماهـای مدرن بالهـا به صورت **cantilever** هستند ولی در هواپیماهای کوچک و ساده به منظور تقویت بال از ستون هـــای کمکـی (**external bracing**) استفـاده می شود و به ایـن بال ها **semi–cantilever** می گویند.

در هواپیماهای **biplane** طبق تصویر کابلهای موسوم به **landing wires** که **tip** بال پایین را به **root** بال بالا متصل می کنند از برخورد بالها به زمین به هنگام **landing** جلوگیری می کنند . در حین پرواز نیز **flying wires** که **root** بال پایین را به **tip** بال بالا متصل می نمایند از تا شدن بالها به سمت بالا ممانعت به عمل می آورند .

از **cabane struts** برای اتصال بال بالا به بدنه استفاده شده در حالی که ستون های موسوم به **interplane struts** برای حفظ فاصله بین دو بال در جمیع حالات وشرایط به کار می آیند. در پرواز عادی ، هواپیماها در معرض نیروهای معمولی هستند ولی در مانورها این نیروها افزایش یافته و اگر ساختمان هواپیما از استحکام کافی بر خوردار نباشد دچار صدمه خواهد شد .

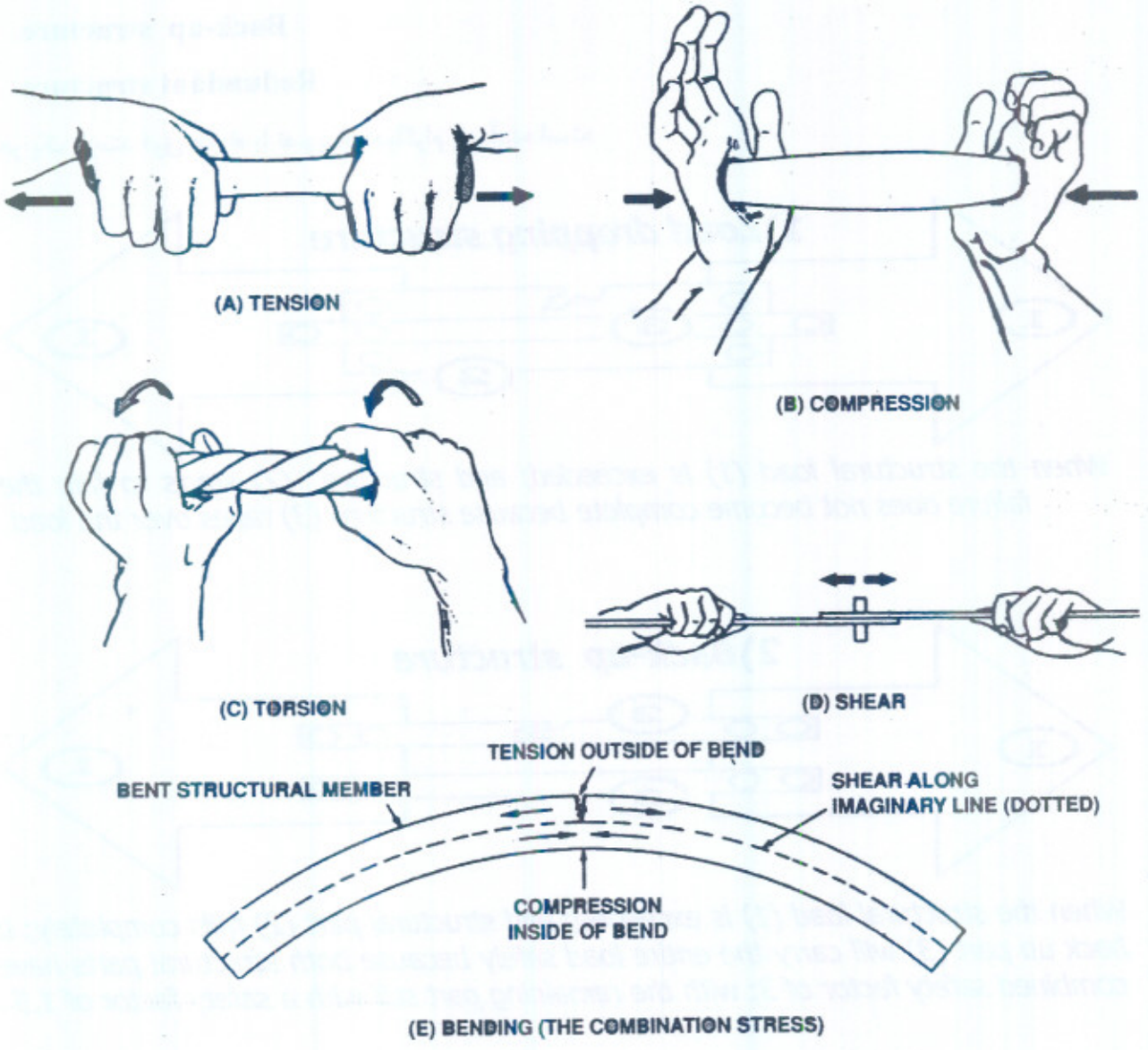


به هنگام پرواز عادی در هوای آرام هواپیما تحت تأثیر **one g** بوده وبالها وزن حقیقی هواپیما را تحمل می کنند ولی وقتی هواپیما شیرجه کرده و به ناگهان بالا می کشد (**pull up**) **g** به شدت افزایش می یابد . در **steep turn** نیز همانطوری که در آیرودینامیک اثبات ریاضی کردیم g افزایش می یابد به طوریکه در **bank** معادل **80** درجه **g** تقریباً **6** برابر افزایش یافته (**5.75**) یعنی بالها مجبور به تحمل وزنی معادل **6** برابر وزن عادی هواپیما خواهند بود و به همین دلیل است که سازه هواپیماهای آکروباسی و جنگنده بسیار قوی ساخته می شوند.

به هنگام طرح و ساخت هواپیما تمام شرایط پروازی که هواپیما با آن روبرو خواهد بود مورد توجه قرار گرفتـــه و در نهایت امر به کلیه ارقام مهندسی محـاسبه شده ضریب اطمینـان(**safety factor**)**1.5** داده می شود . بدیـــن ترتیب

کلیه **stresses** معمول پروازی به خوبی قابل تحمّل خواهند بود . **5** نوع **stress** ، که هواپیماها غالباً در پرواز با آنها مواجه می شوند عبارتند از:

1-Compression **2-Tension** **3-Bending** **4-Twisting** **5-Shear**



که به تنهایی یا تواماً می توانند بر ساختمان هواپیما وارد شوند. بنابراین هواپیما یک ساختار **rigid** است که دارای استحکام کافی برای تحمل تنش های فوق بوده و در عین **rigidity** باید دارای **flexibility** کافی باشد تا خود را با شرایط موجود وفق دهد وچنین نیز هست یعنی خصیصه **aero elasticity** از الزامات کنونی هواپیماهاست مثلاً **wing-Tip** هواپیماهای **747** چند متر به سمت پایین و بالا قابلیت بازی دارد وباتوجه به مجموعه چنین ویژگیهایی است که هواپیماها شرایط شاق پروازی هم چون پرواز در هوای متلاطم وطوفانی را به خوبی پشت سر می گذارند.

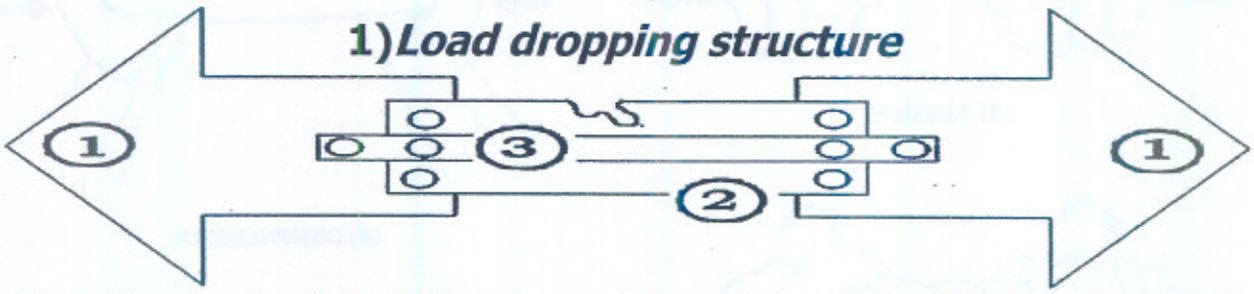
Fail Safe Construction

مهم ترین اندیشه طراحی که در ساخت هواپیماهای امروزی مدنظراست این است که اگر یکی از اعضای ساختمانی هواپیما دچار عیب شود اعضای مجاور بدون هیچ اشکالی **load** اضافی را تحمل نمایند واین همان ایده ساختار **fail safe** است که به سه نوع قابل اجرا است :

1. **Load dropping structure**
2. **Back-up structure**
3. **Redundant structure**

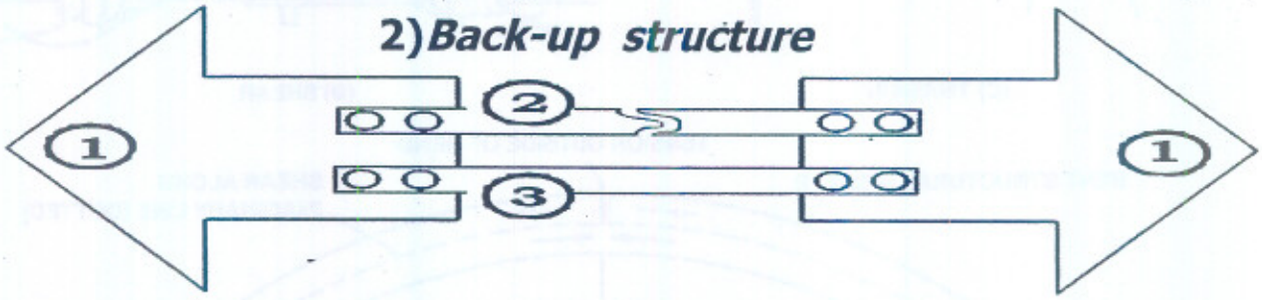
تشریح هر یک ازمتد فوق همراه با تصویر در دیاگرام زیر آمده است:

1)*Load dropping structure*



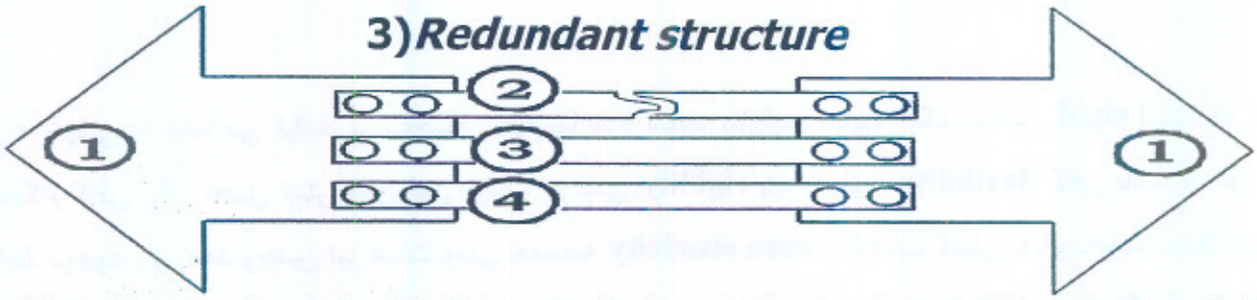
When the structural load (1) is exceeded; and structure (2) starts to fail; the failure does not become complete because structure (3) takes over the load.

2)*Back-up structure*



When the structural load (1) is exceeded; and structural part (2) fails completely; the back up part (3) will carry the entire load safely because both structural parts have a combined safety factor of 3; with the remaining part still with a safety factor of 1.5 .

3)*Redundant structure*



When the structural load (1) is exceeded; and structural part (2) fails completely; the other part (3) can not carry the load alone; but by dividing the load equally between (3) & (4) both of these units can safely take over the load from (1).

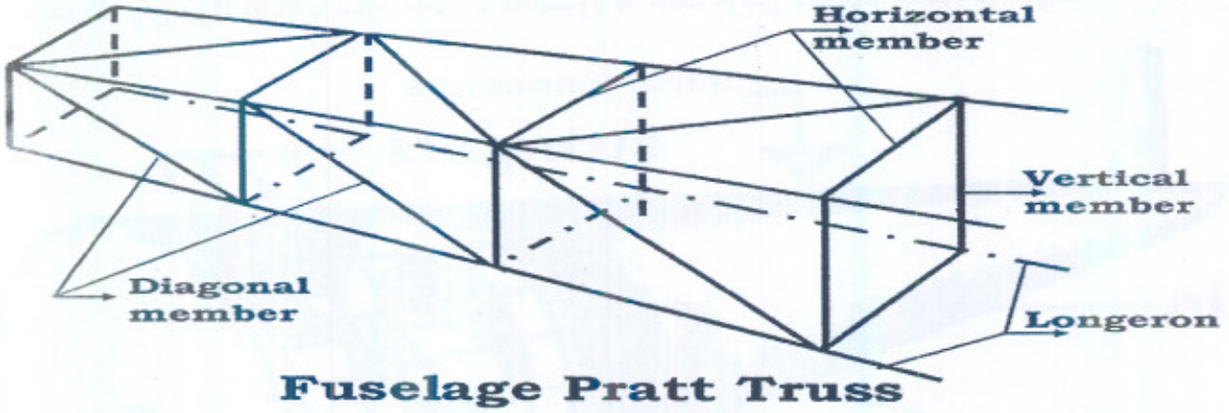
Fuselage

بدنه اصلی هواپیما را گویند که بال و قست دوم(**empennage**) بدان متصل گردیده و**crew** ومسافرین و**cargo** در آن جای می گیرند . بطور کلی بدنه هواپیما به سه شکل یافت می گردد :

1) Welded tube truss
2) Monocoque
3) Semi - Monocoque

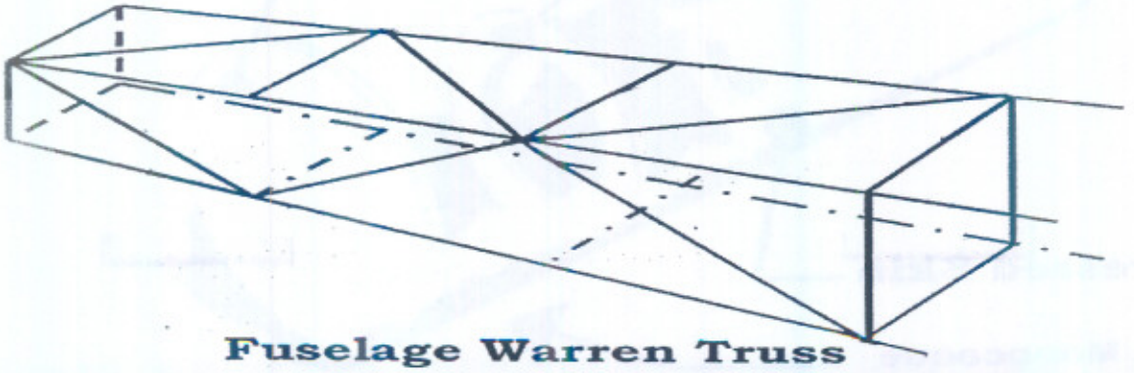
1) **Welded tube truss** : گونه ای از بدنه هواپیماست که درآن لوله های فولادی (**SAE 4130**) به یکدیگر جوش داده می شوند تا شکل قوی بدنه پدید آید وسپس به منظور **streamlining** روی آن را با پارچه مخصوص (**grade A fabric**) می پوشانند. خود اینگونه بدنه به دو نوع تقسیم می شود:

a) **pratt truss** : که رایج ترین نوع اینگونه بدنه بوده و طبق تصویر از اعضای طولی لوله ای موسوم به **longerons** تشکیل شده که توسط اعضای عمودی **vertical members** ومایل **diagonal members** برای استحکام بیشتر به یکدیگر متصل گشته اند. فضای متشکله بین اعضای عمودی را **bay** گویند.



Fuselage Pratt Truss

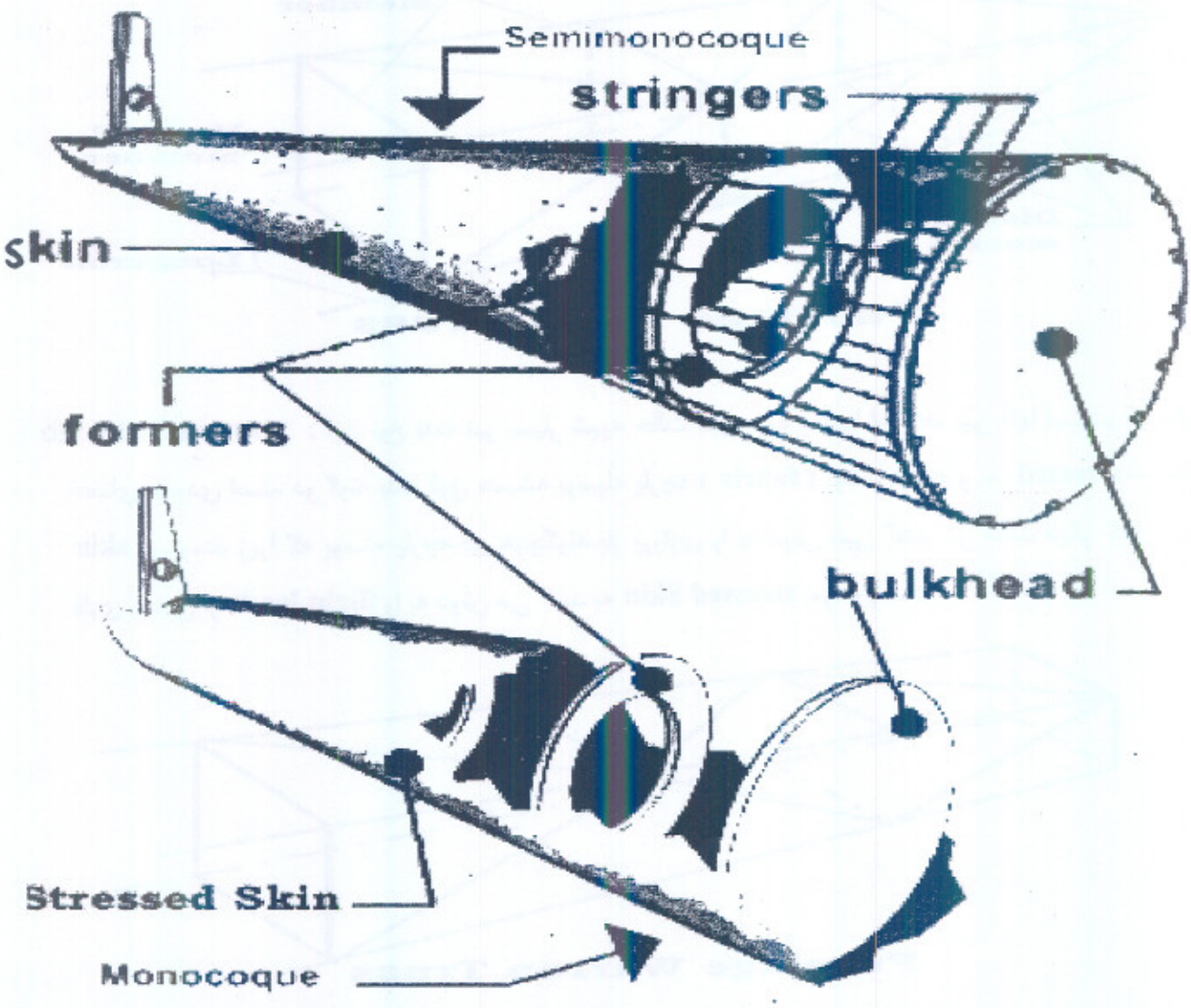
b) **warren truss** : این نوع بدنه نیز بسیار شبیه حالت قبل بوده و تنها اختلاف بین آنها اینست که فاقد اعضای عمودی است. دو گونه بدنه فوق همیشه بوسیله پارچه (**fabric**) پوشش یافته و به **non – stressed skin** موسومند زیرا که پوسته پارچه ای هیچگونه بار پروازی را به دوش نمی کشد. در حالت دیگر که پوسته فلزی بخشی از **flight loads** را به دوش می کشد به **stressed Skin** موسوم است.



Fuselage Warren Truss

2) **Monocoque** : گونه ای از بدنه است که از حلقه های گرد تشکیل یافته که بدان پوسته **stressed skin** متصل گشته وشکل آیرودینامیکی(**streamlined**) به خود گرفته است.این نوع بدنه در بعضی هواپیماهای سبک یافت میگردد

3) **Semi-Monocoque** : قویترین ورایج ترین نوع بوده که از حلقه های گرد موسوم به **bulkhead** یا **formers** تشکیل یافته وبوسیله اعضای طولی موسوم به **stringers** به یکدیگر متصل گشته تا از تغییر شکل بدنه جلوگیری شود این عناصر در مقابل **bending force** مقاومت نموده وبه آنها **stiffener** نیز می گویند و در نهایت پوسته آلیاژ آلومینیوم **stressed skin** به وسیله میخ پرچ بدانها متصل می شود. دماغ هواپیما معمولاً **zero station point** تلقی می شود که نسبت به آن **bulkheads** بر حسب اینچ مشخص می گردند مثلاً اگرچارجوب درب جلو در **station 215** قرار داشته باشد معنی آن اینست که در فاصله **215** اینچی دماغ قرار گرفته است . در مورد **stringers** می توان بالاترین را شماره یک شمرده و به سمت پایین شماره گذاری کرد. وبالعکس. در همه موارد **stringers** هایی که در سمت راست **A/C centerline** قراردارند **RH** ودیگران **L/H** تلقی می گردند. درآخر امر به **frames** میرسیم که درها و پنجره ها را در خود جای می دهند ودر مورد شیشه خلبان **windshield** گفتنی است که طوری باید ساخته شود که در مقابل برخورد پرنده ای به وزن **4** پوند مقاوم باشد وبه این حالت **bird proof** می گویند وبالاخره صفحات کف که بر روی **beams** با سطح مقطع I که معمولاً به حالت عرضی قراردارند متصل می شوند.



Reference Lines

1- Buttock Line

Longitudinal centerline of A/C is called buttock line.

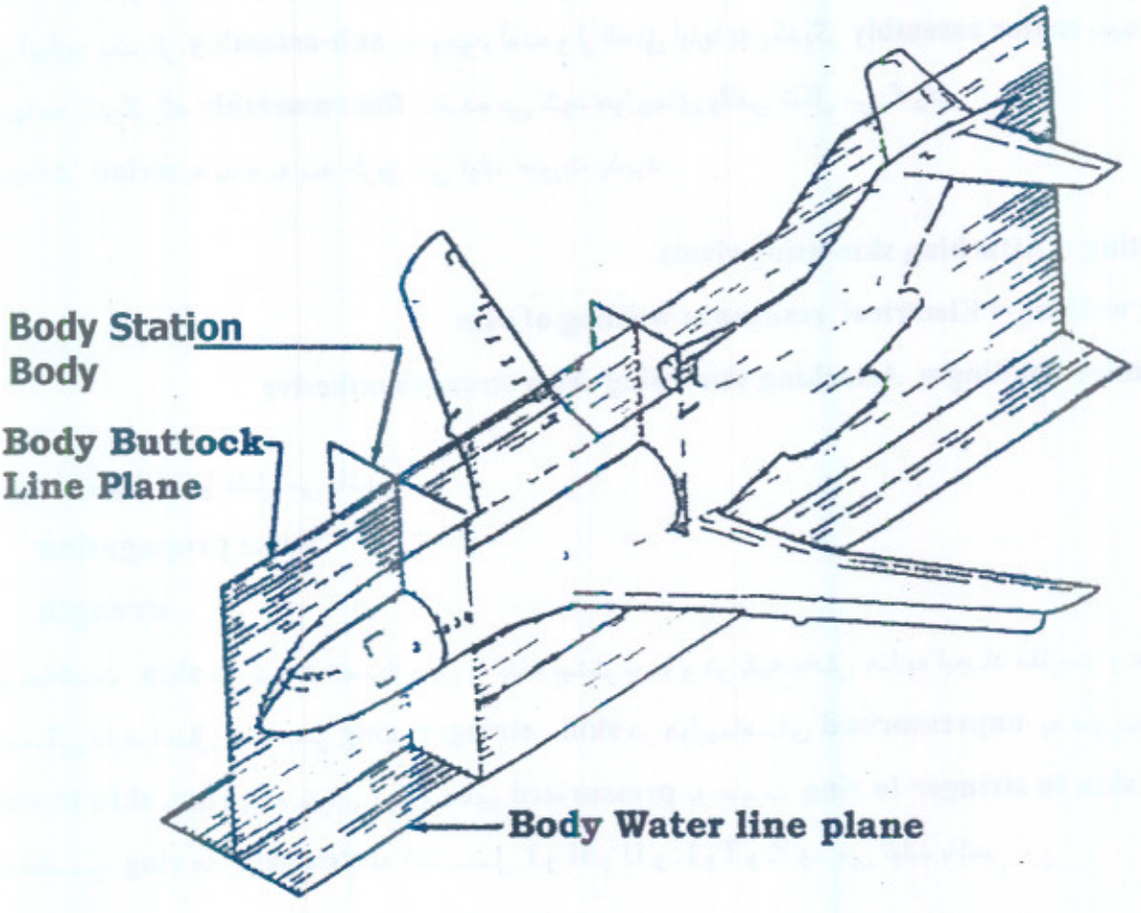
این خط در صفحه تقارن هواپیما قرار داشته و نسبت به آن هواپیما به چپ و راست تقسیم می گردد.

2- Datum Line

با این واژه در آیرودینامیک در مبحث **weight & balance** آشنا شدیم که ماخذ اندازه گیری فاصله ها بوده ومعمولاً نوک دماغ می باشد و از اینرو هر قسمتی از هواپیما هم چون **bulkheads** وغیره بر حسب فاصله اش از این خط شناسایی گردیده وبدان **station** گویند.

3- Water Line

مبدأ اندازه گیری فواصل عمودی است ودر هواپیماهای **pressurized** این خط درراستای صفحه ای است که هم ارز آب هواپیما را شناور نگه می دارد(در لحظات اولیه) اما در هواپیماهای **unpressurized** نقطه ای است قراردادی و محل آن در **manual** مشخص گردیده است.



ساختمان بدنه تمام فلزی هواپیماهای مدرن کنونی معمولاً از سه بخش **nose section** و **center section** و **tail section** تشکیل شده است که در نهایت توسط **rivets** یا **bolts** به یکدیگر متصل می گردند.

بدنه **semi-monocoque** از نوع **pressurized** هواپیماهای مدرن کنونی به علت اختلاف فشار قابل توجه بین داخل وخارج آن ونیز تغییرات فشار که میتواند منجر به **fatigue** گردد ، بزرگترین مسأله را در طراحی و ساخت تشکیل می دهد که سازندگان مختلف با متد ابتکاری خود بر آن فائق آمده اند. به عنوان مثال بوئینگ در ساختمان 707 از **tapered skin** استفاده گسترده ای به عمل آورده است . به علت وجود نیروهای عظیم **shear & bend** در قسمت بال مرکزی **skin** هواپیما از **"0.080"** به **"0.050"** در قسمت **tail** و **"0.040"** در قسمت دماغ **taper** گشته واز **alclad** برای استحکام زیاد و **anti-fatigue life** استفاده شده است.

Douglas نیز در ساخت بدنه **DC-8** از **tapered skin** استفاده گسترده ای به عمل آورده و از **alclad 2024** و **7075** استفاده کرده است و همان طورکه در درس **ماتریل** خواندیم این دو آلیاژ به خصوص **7075** قویترین آلیاژ های آلومینیوم بوده و **heat treatable** نیز هستند.

در اغلب موارد کوتاه کردن فاصله بین **stringers** و استفاده از پوسته کلفت تر سطح صدا در داخل کابین را کاهش می دهد وبه همین خاطر است که ضخامت پوسته در دم بیش از مورد نیاز است. تکنیک ساخت هواپیما در ابتدا بدین گونه بود که ساخت یکی را شروع کرده و همه تکنسین ها تا انتها روی آن کار می کردند ولی به منظور بهبود کیفیت این روش منسوخ گشته و روش **sectionalized** مرسوم گشت. بدین ترتیب که **detail parts** در **jig** یا **fixture** ساخته گشته وبا اتصال آنها به یکدیگر **sub-assembly** به وجود آمده و از الحاق اینها به یکدیگر **major assembly** پدید آمده و از اتصال اینها به یکدیگر که **final assembly** نامیده می شود هواپیمای واقعی شکل می گیرد.

اتصال صفحات **alclad** به بدنه به سه طریق می تواند صورت پذیرد :

1) Riveting = Attaching skin using rivets

2) Spot welding = Electrical resistance welding of skin

3) Adhesive bonding = Attaching skin using high strength adhesive

ضخامت پوسته منوط به دو عامل می باشد :

(a noise propagation

(b strength

از این رو ضخامت **skin** در قسمت اتصال بال به بدنه بیشتر بوده و در بقیه بخش ها به ایجاد مقاومت و عدم انتقال **noise** بستگی دارد. اتصال سه عنصر **skin , stringer, ring** در هواپیماهای **unpressurized** به صورت **skin to ring, skin to stringer** بوده وبرای هواپیماهای **pressurized** به صورت **skin to stringer to ring** می باشد.

سطح مقطع **ring** هاو **stringers** به شکل **I** و **H** و **U** و **L** و **T** و **Z** و... می تواند باشد.

Pressurized Cabins

همانطـوری که دردرس سیستم ها دیدیم کابین هواپیماهـــای بلند پرواز به منظـور مقابله با کاهش شدید فشار هوای محیط **pressurized** است و این نکته معمولاً قسمت استوانه ای مرکـــــزی بدنه **(center section)** را شامل میشود که بعضی اوقات **forward & aft end** را نیز در بر می گیرد. کابین حاوی هوای فشرده توسط **pressure domes** محصور می گردد.

همانطور که در درس سیستم ها تشریح شد حداکثر اختلاف فشار بین داخل و خارج کابین می تواند حدود **10 PSI** باشد که این مسأله **load** عظیمی را بر دوش بدنه گذاشته و ساختار بسیار مستحکمی را می طلبد . بدنه چنین هواپیماهایی به علت تغییر مداوم فشار حالت **breathing** داشته و این انقباض و انبساط مشکل **fatigue** را پیش می آورد ولی تجارب طولانی سازندگان مشکلات را از سر راه برداشته و تکنیکهای مدرن ساخت ، بدنه هایی با عمر طولانی پدید آورده اند.

بدنه های **pressurized** در معرض یک سری صدمات زیر که می تواند منجر به تخلیه ناگهانی هوای فشرده کابین محتملاً با حالتی شبیه **explosive decompression** گردد قرار دارند:

a) foreign object damage

b) foreign object ground damage

c) metal fatigue

d) improper installation of equipment

e) cracks from improper windshield or window installation

زیرا بدنه بیش از شیشه ها به هنگام **pressurization** منبسط می گردد.

یکی از متد های طراحی **fail-safe** به منظور حفظ یکپارچگی ساختمانی هواپیما به **rip stopper** یا **tear stopper** موسوم است . در این حالت اگر پوسته هواپیما ترک بخورد بار پوسته به نوارهای تیتانیومی **tear stopper** منتقل گشته و **load** از روی **cracked skin** برداشته می شود.

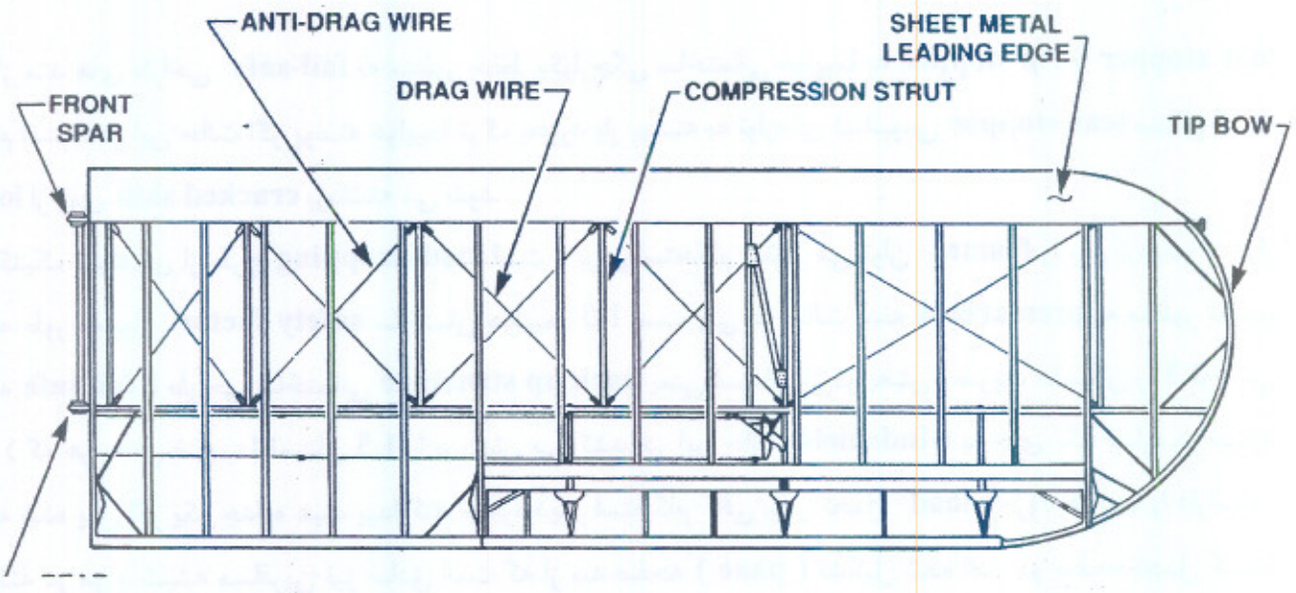
این تکنیک نمونه ای از طرح **load dropping** است و برای استحکام بیشتر می توان **frames** را بهم نزدیک تر قرار داد. به طور معمول **safety factor** ساختمان هواپیما 1.5 است ولی در حالت بدنه **pressurized** به منظور تعمیم اندیشه **fail safe** با طراحی ساختمانی **back up structure** یعنی استفاده از دو بخش ، ضریب اطمینان را **3** قرار می دهند (که هر بخش ضریب اطمینان **1.5** را بر دوش می کشد.)در این حالت **windshield** به جای یک جداره دو جداره ساخته شده پس اگر یک جداره عیب پیدا کند جداره دیگر استحکام کافی برای تحمل **load** تا فرود هواپیما را داراست . این نکته در مورد شیشه مسافرین نیز صادق است که از سه صفحه **(pane)** تشکیل شده اند . دو صفحه تحمل کننده **load** بوده و صفحه سوم (داخلی) نقش تزئینی را داراست**(dado panel)** .

Aircraft Alignment Checks

انواع معینی از صدمه به ساختمان هواپیما (هم چون پرواز در هوای بد و متلاطم) ممکن است نوعی تغییر شکل را در بدنه پدید آورند که به چشم غیر مسلح نمی آید. هم چنین فرود بد و تعمیرات غلط نیز موجب عوارض مشابه می گردند (مثلاً یک بال همیشه سنگین است.) چنین عوارض را می توان از طریق **alignment check** که به آن **symmetry check** نیز می گویند کشف ورفع نمود . برای این منظور حتماً بایستی با قرار دادن تراز در **leveling points** هواپیما را هم عرضی و هم طولی **level** نمود که این نقاط توسط **manufacturer** مشخص می گردند. در این آزمایش ارقامی به عنوان **reference** مورد استفاده قرار می گیرند که در جداول ارائه شده توسط سازنده وجود دارند و در این راستا نقاط متقارن را نسبت به **centerline** هواپیما مقایسه می کنیم از اینرو **alignment check** به منزله **measurement check** نیز می باشد . در خصوص اندازه گیری ارتفاعات تمام نقاط مشخص را نسبت به **water line** اندازه گرفته با ارقام **manual** مقایسه می نماییم و در نهایت : **Always use manufacturer's instructions.**

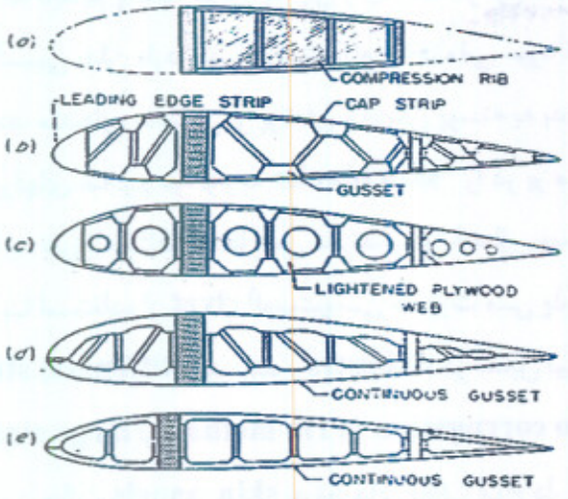
Wings

بال ها سطوح ثابتی هستند که به آنها بدنه و موتور متصل گردیده و تمام **load** های پروازی هواپیما را به دوش کشیده و با حرکت سریع خود در هوا نیروی **lift** را پدید می آورند. همانطور که قبلاً خاطر نشان کردیم بال ها به صورت های **cantilever** و **semi-cantilever** یافت می گردند که به نوع دوم **braced wing** نیز می گویند. بال به سه صورت چوبی ، پارچه ای و فلزی یافت می گرددکه چون امروزه نوع فلزی کاربرد گسترده ای دارد اقدام به شرح ساختمان آن می کنیم . در هواپیماهای کوچک بال از دو قسمت **RH** و**LH** تشکیل شده که به بدنه متصل می گردند . در هواپیماهای بزرگتر بال از سه قسمت **RH** ، **LH** و **center wing** تشکیل گشته که بدنه روی قسمت مرکزی سوار می گردد .

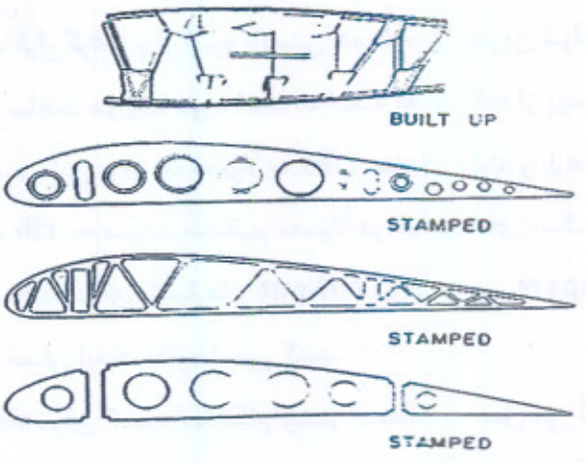


در هواپیماهای خیلی بزرگ بال از **5** قسمت مرکزی ، داخلی چپ ، خارجی چپ، داخلی راست و خارجی راست تشکیل می شود که بدنه روی بال مرکزی سوار گشته ، موتور ها و **landing gears** روی **inner wings** سوار بوده و به **outer wings** ، **ailerons** متصل می گردند. همانطور که در آیرودینامیک دیدیم این نوع بالها دارای حالت مخروطی کامل

taper in thickness & plan form هستند تا ضمن حفظ شکل **cantilever** قادر به تحمل بارهای عظیم پروازی باشند . معمولاً سوخت نیز در داخل این بالها ذخیره گشته و از اینرو به آنها **wet wing** اطلاق می گردد.

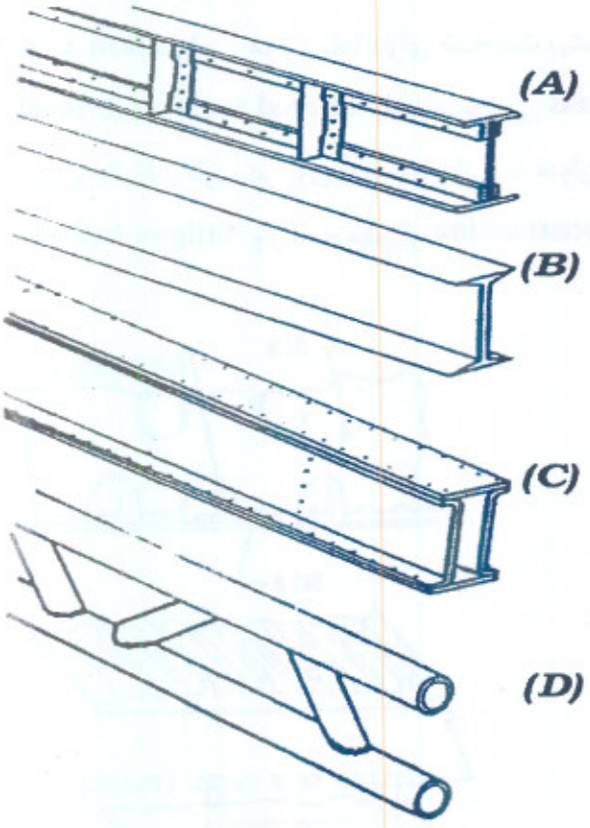


Ribs for wooden wings.

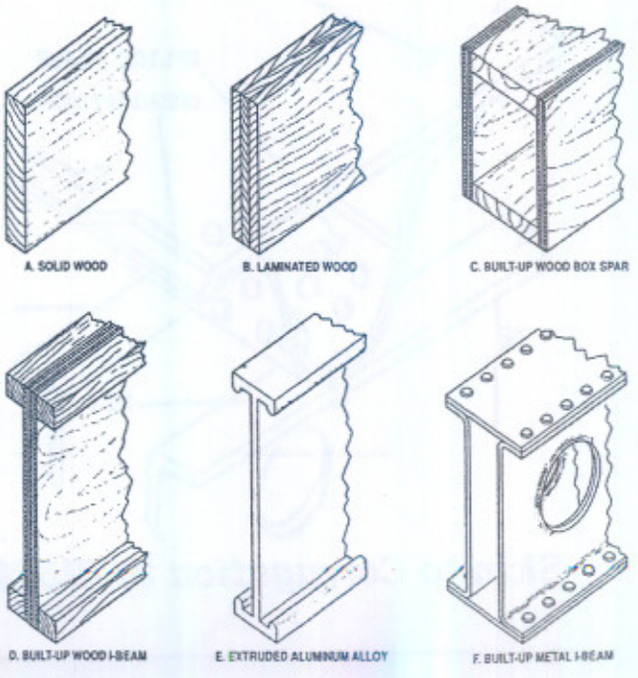


Ribs for metal wings.

جائی که **fuel** قرار می گیرد **wet bay** و به محل های خالی وخشک **dry bay** گفته می شود . ساختمان بال طبق تصویر از **spars** و **ribs** (به منظور حفظ شکل آیرودینامیکی آن)و نیز **skin** تشکیل شده است. **ribs** به اشکال مختلف هم چون **built up** و **stamped** ساخته می شوند که البته نوع **stamped** اقتصادی ترین نوع است. **spars** قلب یک بال بوده و از **upper & lower cap** و **web** تشکیل می شود. نوع **built up** آن کاربرد گسترده داشته و می تواند از قطعات فولاد **4130** که به یکدیگر جوش داده می شوند ساخته شده و در بعضی حالات برای سبکی در آنها **lightening holes** به وجود می آورند. **spar** می تواند از آلیاژ آلومینیوم نیز باشد.



Metal spar construction
A) Built-up spar
B) Extruded Spar
C) Built-up double-web spar
D) Welded-steel spar



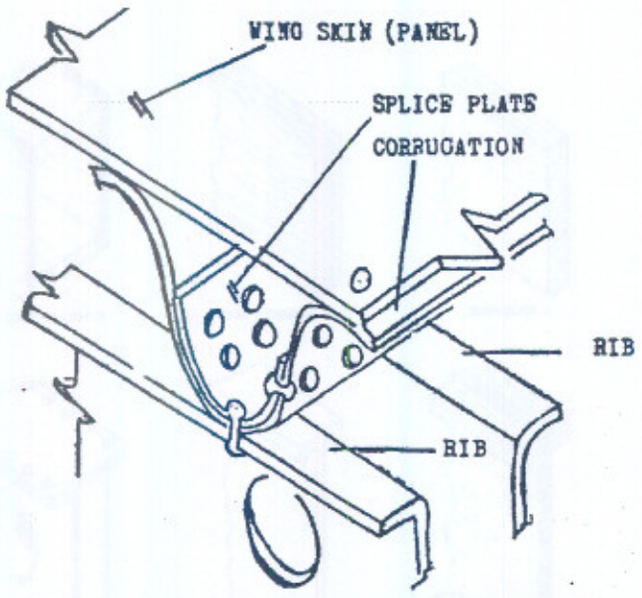
Metal Wing Skinning

همانطور که دیدیم پوسته فلزی چه بال و چه بدنه از نوع **stressed skin** بوده یعنی بخشی از **load** را متحمل می گردد پس اگر آسیبی بدان وارد آید کل استحکام ساختمانی مورد تهدید قرار گرفته و از اینرو بایستی همیشه در بهترین شرایط حفظ گردد. متدهای مختلفی از پوشش و اتصال پوسته به بدنه در ساخت هواپیما مورد استفاده است که استفاده از پوسته نازک تا ورقهای ضخیم موسوم به **skin planks** را در بر می گیرد . این ورقه ها معمولاً به **ribs** متصل گشته و بارهای پروازی را به طرق مختلف منتقل می سازند. روش اتصال پوسته به **rib** به صورت مستقیم معمولاً در هواپیماهای سبک تا متوسط با استفاده از **rivet** آلومینیومی صورت می پذیرد. **ribs** دارای شیارها و **cut-out** برای عبور **spars** و **stringers (stiffeners)** هستند . **stringers** در مقابل نیروی خمش ایجاد مقاومت می کنند.

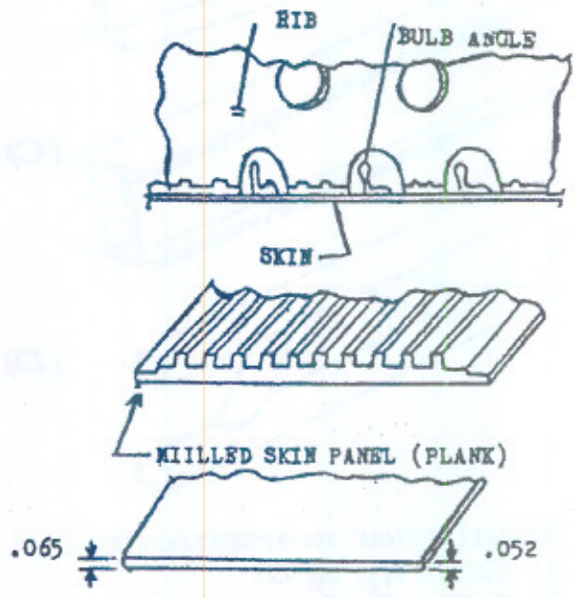
در **large aircraft** از **skin to corrugation to rib method** برای کسب استحکام بیشتر استفاده به عمل می آید که در این حالت **skin panels** به نوارهای طولی موج دار با ضخامت بیشتر **(stiffeners)** متصل گشته و از طریق آنها نیروها به **ribs** و از آنجا به **spars** منتقل می گردند.

در **heavy aircraft** از روش **skin to stringer to rib** استفاده می شود بدین طریق که **skin planks** به **stringers** با سطح مقطع **Y (extrusion)** در قسمت بالایی و با سطح مقطع **I** در قسمت زیر بال پرچ شده و سپس به لبه های **rib** پرچ می شوند . خود **ribs** هم که به **spars** یعنی ستونهای اصلی بال متصلند و بدین ترتیب نیروهای پروازی در نهایت از **skin** به **spars** منتقل می گردند.

skin panels در این هواپیماها دارای ضخامت بیشتر بوده و از آلیاژ آلومینیوم **heat- treated** بوده و ممکن است **stretch formed** ویا **tapered** باشند. بعضی **skin panels** تراشکاری شده **(milled)** هستند بدینطریق که طبق تصویر زیر باتراش کاری در روی آنها شیارهایی به عنوان **stringer** به وجود می آورند و حسن این تکنیک **lightness** ، **fatigue resistance** واز همه مهم تر **fail safe construction** است.



Skin to Corrugation to Rib Metod.



Skin to Rib Metod.

Wing Fuel Tank

بـال جایگـاه بسـیار مناسبی برای حمل **fuel** بوده و بدینطریق حجم بیشتری از بدنه برای حمل مسافر وبار در دستـرس می ماند . باکهای بنزین هواپیما از سه نوع زیر هستند.

1) **Built-up tank**
2) **Fuel cell (Bladder)**
3) **Integral Tank**

1. **Built-up tank** : از صـفحات آلیاژ آلومینیوم (5052) تشکیل شده که به یکدیگر جوش داده شده اند. در داخل ایـن باکهـا **baffle plates** بـه مـنظور افـزایش استحکام و نیز جلوگیری از موج زدن **fuel** نصب می شوند. در قسمت پاییـن باک **sump** قرار دارد. این باکها بوسیله **straps** که توسط **turnbuckle** قابل تنظیم اند در هواپیما نصب می شـوند و بـه طریق **welding** قابل تعمیرند. در این راستا باک را از هواپیما پیاده ودر محیط باز قرار داده و به مدت یک ساعت یا هر زمانی که احتمال وجود بخار **fuel** است با بخار یا آب گرم می شویند. پس ازخاتمه جوشکاری باک را با آب گـرم فراوان شسته وسپس به منظور از بین بردن **slag** جوشکاری درون باک را پر از مایع اسید سولفوریک یا نیتریک **5%** نمـوده و یـک ساعت نگه داشته وسپس تخلیه و باک را به اندازه کافی با آب گرم می شوییم . در بعضی حالات به منظور آب بندی کامل به داخل باک **sloshing compound** هم چون **EC 776** ریخته و **24** ساعت به همین حالت باقـی گذاشـته و سـپس تخلـیه مـی نمایـیم . بـرای تسـت ایـن نوع باکها از نظر نشطی از فشار هوا به مقدار **3.5 psi** استفاده می کنیم .

2. **Bladder tank** : این نوع باک از **synthetic rubber** ساخته شده و به آنها **bag type** ویا **fuel cell** نیزگویند. به علت سبکی در هواپیماهای کوچک مورد استفاده بوده وخاصیت **leak-proof** بهتری را دارا می باشند. این نوع باک در **bay** (جایگـاه) مـربوطه کـه توسـط صفحات فایبرگلاس از بدنه جدا گردیده نصب گردیده و توسط دکمه قابلمه ای **(snaps)** به بدنه اتصال می یابند. در بعضی انواع اتصال توسط **lacing cord** صورت می پذیرد.

3. **Integral tank** : نـوع مـورد اسـتفاده در هواپـیماهای بزرگ امروزی است یعنی ساختار داخلی بال متشکل از دو **spar** و دو **rib** و پوسته باک را تشکیل می دهد . برای آب بندی این نوع باک از دو روش استفاده می شود :

I. seal strip method : در این روش یک نوار لاستیک مصنوعی بین سطوح اتصال قرارداده شده و سپس بـا پرچ کاری خطوط اتصال عاری از نشطی می گردند. این روش امروزه کاربردی ندارد زیرا هر گونه نشطی تعمیرات سنگینی را به دنبال خواهد داشت.

II. fillet method : کـه مـورد اسـتفاده گسترده داشته و پس از پرچ کـاری درزها را با ماده آب بندی به شـکـل بتونه **(putty)** که معروف آن **proseal** است پوشانـده و متعاقباً بوسیله **hand brush** آخرین لایـه بـتونـه را می زنند. بعضی سازندگان در انتها از روش **fill & drain** برای آب بندی کامل استفاده می کنند.

شناسایی انواع نشط :

a) **Stain** : به صورت لکه ای است که اندازه آن تا **3/4** اینچ می رسد.رطوبت آن محو گردیده و قابل اغماض (**negligible**) است .

b) **Seep** (تراوش) **:** که بعد رطوبتی آن به **1.5**″ می رسد و **negligible** است.

c) **Heavy Seep:** بعد رطوبتی آن تا **4**″ رسیده و **negligible** است.

d) **Running Leak :** نشطی مداوم و چکه ای که بر حسب هواپیما و مطابق دستور **manual** به تعداد **drop** در دقیقه اندازه گرفته شده و بیشتر از حد آن هواپیما **ground** می شود.

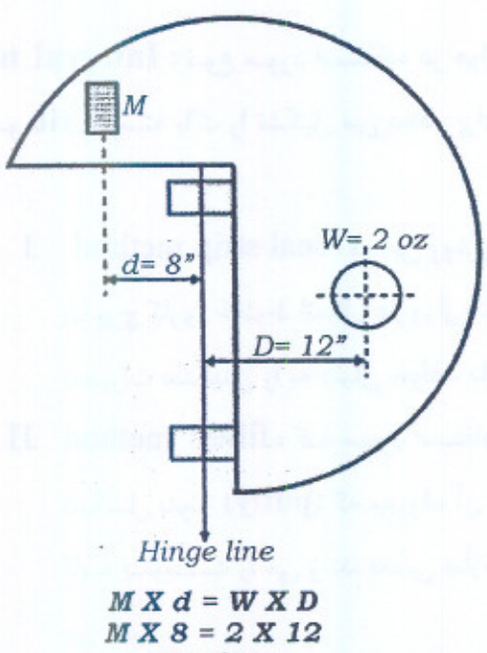
تعمیر باک:

پس از تخلیه باک بایستی آنرا حداقل به مدت **1.5** ساعت **purge** کرد اگر باک به اندازه ای بزرگ باشد که مکانیک بتواند داخل گردد باید لوله هوای تهویه در داخل باک قرار داده و شخص دیگری برای کمک اضطراری در محل حضور داشته باشد . ضمناً مکانیک قبل از ورود به باک باید به طریقی هم چون لمس کردن یک **static charge wick** برق ساکن بدن خود را تخلیه نماید. هر یک از انواع باکهای بنزین به روش متفاوتی تعمیر می شوند ولی به طور عمومی و کلی گامهای زیر مرسوم است.

1) Purging **2)Repairing** **3) Leak Proof** **4) Leak Test**

Mass Balance of Control Surface

وقتی که یکی از سطوح کنترل تحت تعمیر و وصله کاری قرار می گیردد تعادل آن حول **hinge line** به هم خورده و در پرواز ایجاد **flutter** خواهد نمود که موجب صدمات ساختمانی می شود . از اینرو تمام سطوح فرامین بایستی **mass balance** گردند تا در پرواز **dynamic balance** حاصل گردد. این مسأله از طریق افزودن دقیق وزنه هایی جلوتر از **hinge line** طبق مشخصات سازنده حاصل خواهد شد این عمل می تواند به صورت محاسبات ریاضی ویا عملی صورت پذیرد. روش ریاضی در حالتی صورت می پذیرد که طبق تصویر در جلوی خط لولای سکان **horn** وجود دارد و هم چون محاسباتی که در **W&B** داشتیم باید حول **hinge Line** تعادل گشتاوری داشته باشیم یعنی :



$M \times d = W \times D$
$M \times 8 = 2 \times 12$
$M = 3\ oz$

در روش عملی پس از انجام تعمیر سکان مربوطه را در نقاط لولای آن بر روی دو **stand** قرار داده و سپس در راستای **chord** نقطه تعمیر شده مقداری وزنه در جلوی **front spar** کم یا زیاد می کنیم . وزنه های سربی را به صورت پیچ و مهره ای یا با استفاده از **clamp** در جا نصب می کنیم . بالانس عملی به طریقه **sliding bar method** نیز قابل انجام است و اگر تعداد وصله ها بیش از یک عدد باشد ابتدا **spanwise balance** انجام داده وسپس **chordwise balance** را انجام می دهیم.

Flight Control Systems

به طور کلی سیستم های عملکرد فرامین هواپیما به چهار دسته تقسیم می شوند:

1. **Mechanical Flight Control System :...used on small to medium type aircraft.**

سیستم عملکرد مکانیکی فرامین ، به دو گروه **push–pull rod operated** و **cable operated** تقسیم می شود که هرنوع از نظر عملکرد ساده بوده و به همین دلیل در هواپیماهای سبک مورد استفاده هستند. حرکت فرامین توسط **adjustable stops** در مجاورت **bell crank** محدود می گردد.

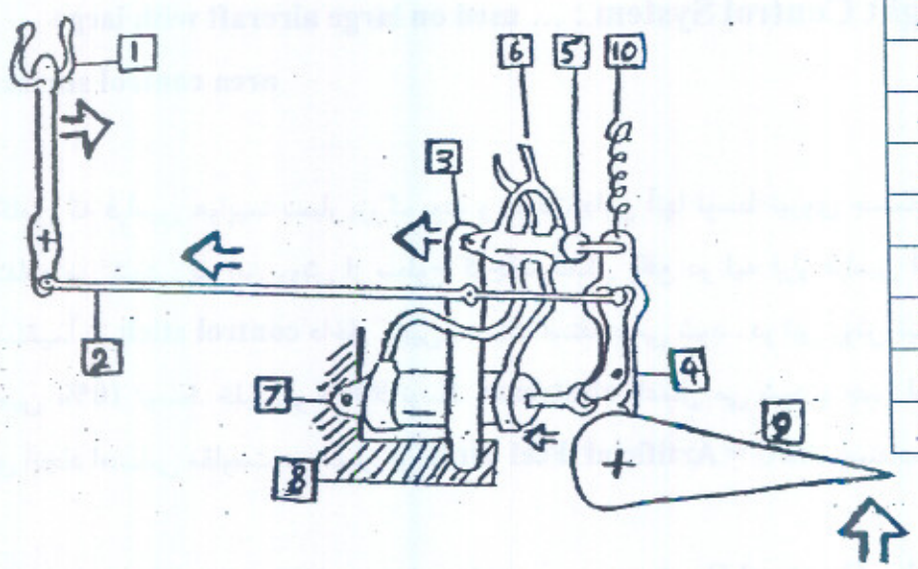
2. **Aerodynamic Boost Flight Control System : ... used on large aircraft with large area control surfaces**

هنگامی که فرامین هواپیما بسیار بزرگ بوده و حرکت دادن آنها توسط نیروی جسمانی خلبان مشکل باشد از این روش استفاده می شود . در این روش از سطوح کوچک کمکی واقع در لبه فرار فرامین اصلی که در اصل **servo tab** بوده ومستقیماً به **control stick** داخل کابین متصلند استفاده می شود . در این روش نیروی لازم برای به حرکت در آوردن فرامین **10%** توسط خلبان و **90%** توسط **airstream** اعمال می شود و چون امکان **over control** شدن است برای ایجاد احساس مقاومت در خلبان از **AFU = Artificial Feel Unit** استفاده می شود .

3. **One–half Powered Flight Control System : ... used on large Aircraft with heavy control surfaces**

هنگامی که فرامین هواپیما بزرگ بوده و سرعت آن نیز زیاد باشد حرکت فرامین مشکلتر گشته و سیستم **aerodynamic boost** دارای قدرت کافی نخواهد بود از اینرو از این سیستم استفاده می شود که در حالت عادی حرکت فرامین توسط فشار هیدرولیک صورت پذیرفته و در حالت **emergency** توسط سیستم مکانیکی انجام میگردد. نکته قابل توجه در این سیستم **follow – up** بودن آن است بدین ترتیب که حرکت فرمان داخل **cockpit** توسط خلبان باعث جابجا شدن قسمت داخلی **control valve** (در واقع **S.V.**) شده و مایع تحت فشار به سمت **actuator** سکان مربوطه روان می شود. حرکت سکان به نوبه خود به طریقی باعث حرکت پوسته **control valve** گشته و نهایتاً **control valve** به حالت **neutral** در آمده و حرکت سکان متوقف می گردد. اگر سیستم هیدرولیک دچار عیب گردد خلبان به طور مکانیکی با اعمال نیروی بیشتر قادر به حرکت فرامین خواهد بود. در این سیستم نیز **AFU** وجود دارد که توسط **feel computer** با توجه به عواملی چون ارتفاع پروازی ، سرعت ، مرکز ثقل ، زاویه حمله و... کنترل می شود.

در این سیستم در حالت عادی عملکرد فرامین توسط فشار سیستم اصلی هیدرولیک صورت پذیرفته و از **standby emergency or hydraulic system** در صورت از کار افتادن سیستم اصلی استفاده به عمل می آید . در هواپیماهای قدیمی به هنگام از کار افتادن سیستم اصلی هیدرولیک انتخاب سیستم **emergency** به تصمیم خلبان بودولی امروزه این عمل بطور اتوماتیک صورت می پذیرد. مسأله **follow –up** ونیز **AFU** در این سیستم نیز به قوت خود باقی است در خاتمه ذکر این هشدار ضروری است که به هنگام کار با اینگونه سیستمها اعمال نهایت دقت لازم است و الا امکان جراحات وصدمات شدید وجود دارد.



1	Control Column
2	Push/pull Rod
3	Paraller Bar
4	Elevator horn
5	Control Valve
6	Hydraulic line
7	Actuating Cylender
8	A/C Structure
9	Elevator
10	A.F.U

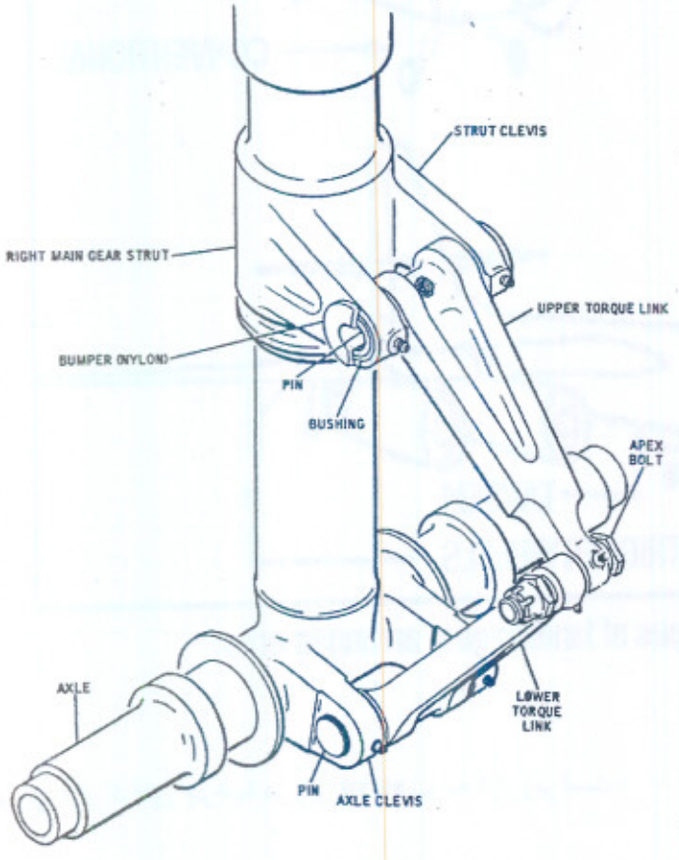
Aileron Lock–out Mechanism

درآیرودینامیک دیدیم که هواپیماهـــای بزرگ نظیر **آل بوئینـــــگ** در هر بال دارای دو **aileron** یکی **inner** و دیگری **outer** هستند که در سرعتهای کم هر دو **aileron** عمل کرده ولی به منظور جلوگیری از **wing twist** و صدمه به آن و نیز پیش آمدن حالت **aileron reversal** در سرعتهای بالا **outer ailerons** عمل نمی کنند که جلوگیری از حرکات آنها توسط سیستم **aileron lock–out mechanism** صورت می پذیرد که با مکانیزم **flap** مرتبط بوده و برای باز شدن **outer Ailerons** باید **flap** قدری باز شده باشد و همانطور که در سیستم دیدیم **flap** فقط در سرعت های پایین قابل باز شدن است و این تضمینی برای باز شدن **safe** ،شهپرهای خارجی بال است.

Hint – اعضای ساختمـان هواپیمـــا با توجه به درجه اهمیت از نظـر تحمـل **load** به سه گـــروه **Primary** ، **Secondary** و **Tertiary** تقسیم می گردند . اعضای اصلی چون بال و بدنه در گروه اول وقطعاتی چون **fairing** در گروه سوم جای دارند.

Landing Gear

LDG آن قسمت از هواپیمـــا را گویند که کل وزن آنرا در روی زمین تحمل می کند و به هنگـــام تماس بـا زمـین در لحظه فرود **shock absorbing** را انجام می دهد و به همین جهت از آلیاژ فولاد قوی **heat- treated** ساخته می شود .
یک **LDG** به طور کلی از قسمتهای زیر تشکیل می شود :



1) **Trunion fitting**: که در قسمت بالای **LDG** قرار داشته و برای اتصال آن به بال یا بدنه به کار رفته و چرخش حول محل اتصال را فراهم می سازد.
2) **Strut** : ستون چرخ بوده و از دو قسمت سیلندر و پیستون تشکیل یافته و حاوی **oil** و هوای فشرده بوده و محکم ترین قسمت **LDG** می باشد.
3) **Axle** : که برای اتصال **wheel** به **LDG** به کار می آید.
4) **Torque link (scissors)** : که قسمت ثابت **shock strut** را به قسمت متحرک مرتبط ساخته و هدف از آن جلوگیری از چرخش پیستون در داخل سیلندر بوده ضمن اینکه مانع از در آمدن پیستون از سیلندر می شود.
5) **Side – sway brace** : ساختاری سنگین در هواپیماهای بزرگ که **strut** را به بدنه مرتبط ساخته و ازحرکت **LDG** به طرفین **(sideways)** ممانعت می نماید.

Landing Gear Types & Contact Areas

چرخها از نظر نحوه قرار گرفتن در زیر هواپیما به طرق زیر طبقه بندی می گردند:

1- **Conventional LDG** – حالتی را گویند که **main LDG** در موقعیت عادی خود قرار داشته و **auxiliary LDG** در قسمت دم باشد . حال اگر چرخ **auxiliary** در دماغ قرار داشته باشد به این حالت **tricycle gear** گویند.

2- **Tandem LDG** – حالتی است که چرخهای اصلی هواپیما پشت سر هم در زیر بدنه قرار داشته و در زیر بالها چرخهای کمکی موسوم **out rigger wheels** تعبیه شده اند. هواپیماهایی که در مناطق برفی رفت وآمد می کنند به جای چرخ دارای **ski** و هواپیماهای آبی دارای **float** می باشند.

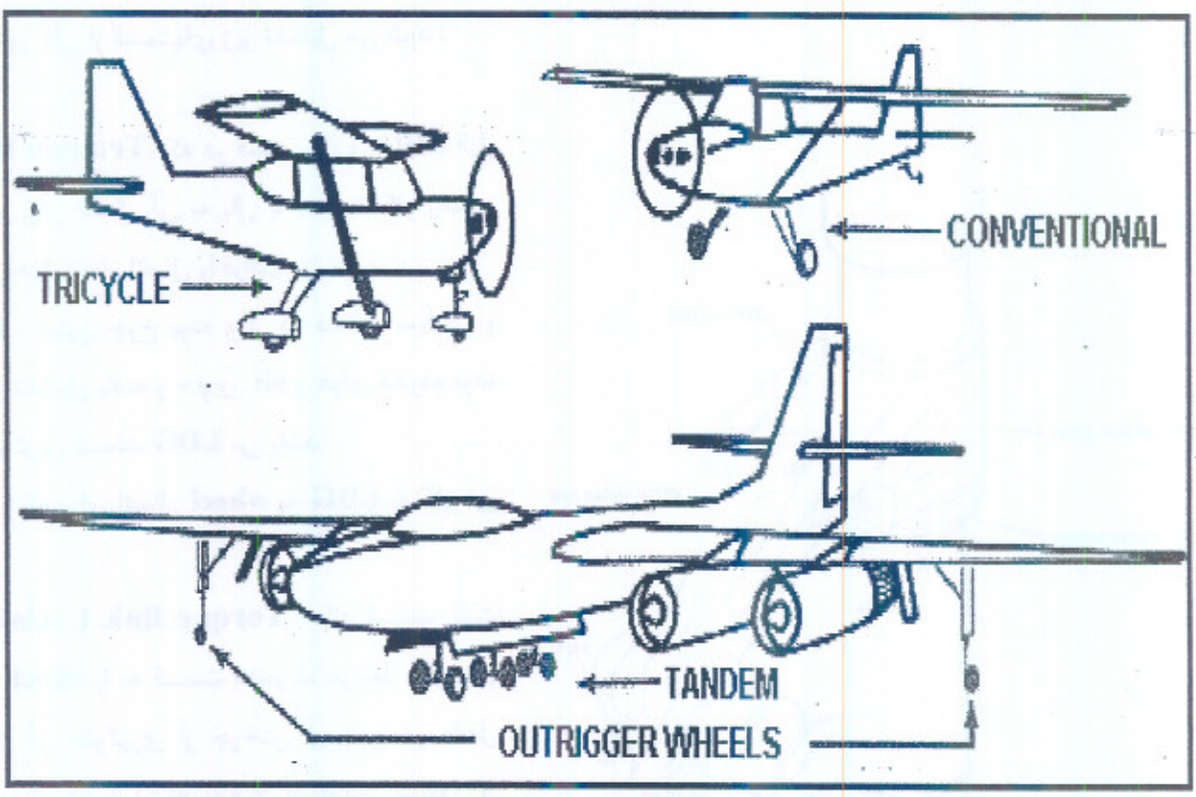


Figure 1-8 Three basic types of landing gear arrangements

چگونگی قرار گرفتن چرخها در زیر **strut** نیز به قرار زیر است :

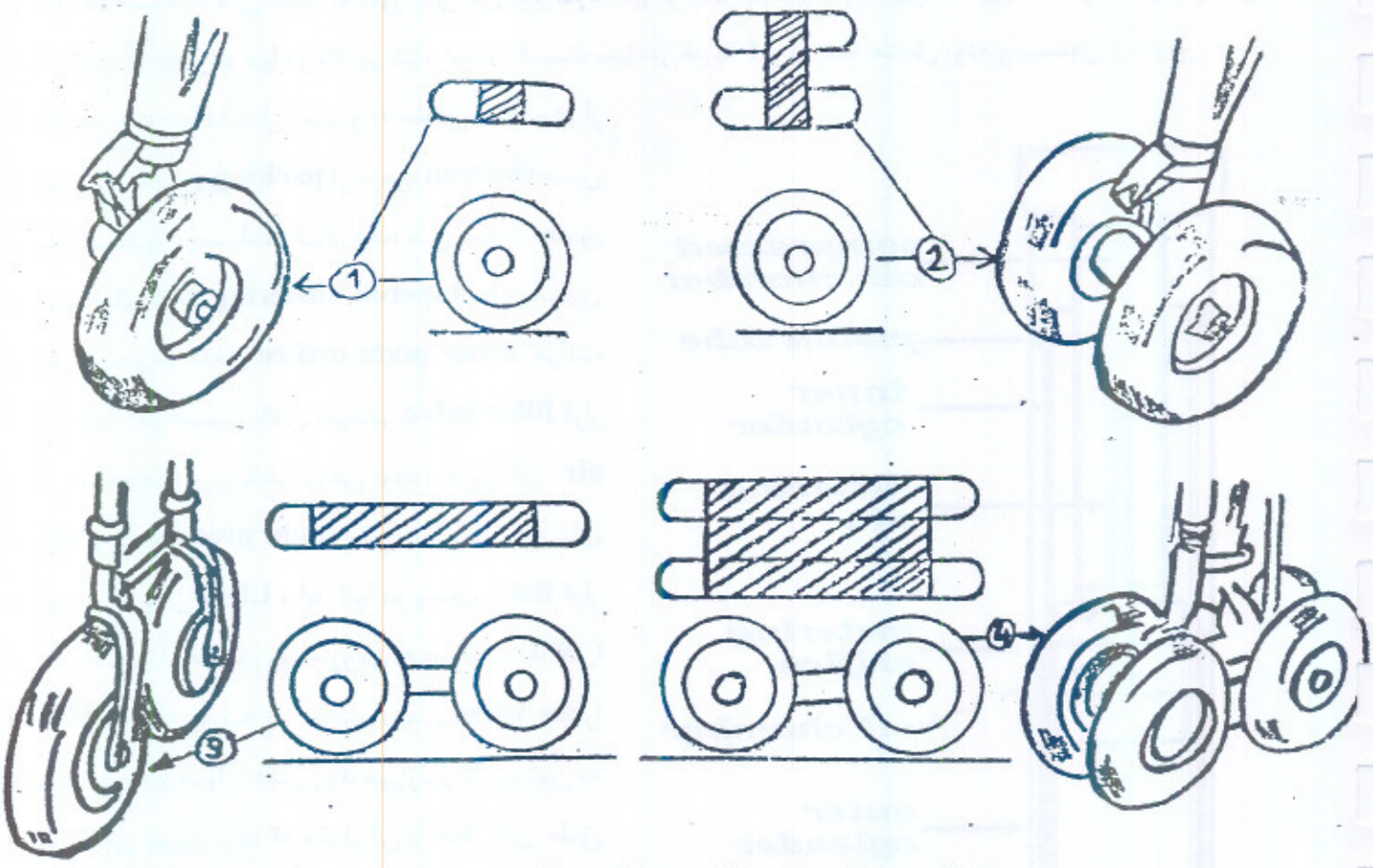
1- **Single Wheel** – حالتی را گویند که تنها یک **wheel** زیر **strut** نصب گردیده از اینرو فشار وارده بر چرخ و زمین زیاد بوده و به آن **high ground loading** می گویند.

2- **Double Wheel** – حالتی است که دو **wheel** در کنار هم زیر **strut** قرار دارند در این حالت فشار چرخها بر زمین کمتر از حالت قبل بوده و به آن **medium ground loading** گویند .

3- **Dual Tandem wheel** – حالتی است که دو چرخ زیر **strut** پشت سر هم قرار گیرند و چون چرخ ها معمولاً بزرگ گرفته می شوند به آن **low ground loading** می گویند .

4- **Bogie Wheel** – حالتی را گویند که چهار **wheel** دو به دو در طرفین و پشت سر یکدیگر زیر **strut** قرا دارند. در این حالت به دلیل تعداد زیاد **wheel** فشار کمی بر زمین وارد آمده و به آن **very low ground loading** گویند . در این حالت هر دو چرخ روی یک محور قرار داشته و این دو محور توسط مکانیزمی به نام **truck** به یکدیگر متصلند . در این

نوع LDG مکانیزمی به نام **leveling cylinder** موجب قرار گرفتن هم زمان چرخها روی زمین در لحظه **touch down** شده و نیز به منظور ممانعت از بالا آمدن دو چرخ عقب به هنگام ترمزگیری مکانیزمی به نام **brake equalizer rod** تعبیه شده است ضمناً به منظور ممانعت از چرخش **strut** به عقب به هنگام جلورفتن **drag strut** تعبیه شده است .



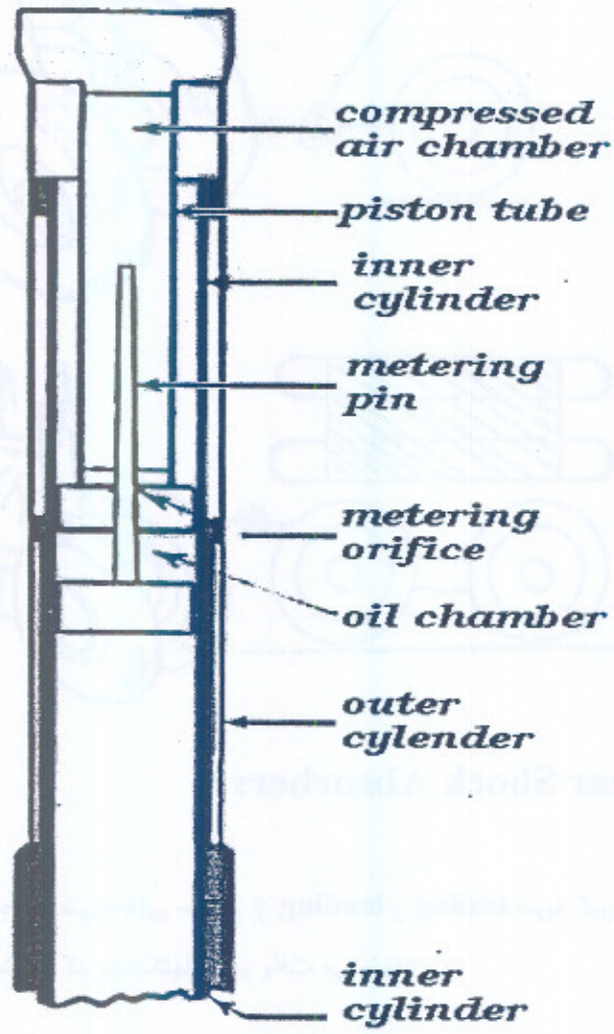
Landing Gear Shock Absorbers

به منظور جذب ضربه های حاصل از **landing** و **taxiing** ضربه گیرهایی که جزئی از ساختار خود **LDG** هستند به کار گرفته می شوند که به شکلهای زیر یافت می شوند :

1- **Rubber Cord (Bungee)** : در بعضی از هواپیماهای با چرخهای **fixed** از این نوع ضربه گیر کشی استفاده می شود که از تعدادی لایه های کش درون پوشش تشکیل گردیده و این پوشش دارای علائمی است که نشان دهنده زمان ساخت آن بوده و معمولاً هر 5 سال یا هر زمان که خرابی در آن ظاهر شود تعویض می گردد. عیوبی که ممکن است در کشها پیش آید یکی پارگی تعدادی از لایه های داخلی است که با لمس می توان بدان پی برد به طوری که قسمت وسط آن باریک شده و به آن **Necking** گویند و نیز در طرفین آن تورم ایجاد می شود که **bulge point** نامیده می شود .

2- **Spring Type Shock Absorber** : در این نوع که سسنا در هواپیماهای کوچکش استفاده می کند از **leaf spring** استفاده می شود که ضمن اینکه **LDG** است به خاطر خاصیت فنری اش جذب کننده ضربات نیز هست .

3- **Air –Oil Absorber** : رایج ترین نوع بوده و در هواپیماهای متوسط و بزرگ مورد استفاده همگانی است و به نامهایی چون **aerol strut** و **air-oleo strut** و... نیز نامیده می شود. در این نوع ضربه گیر ممکن است به انواع و اشکال مختلف دیده شود ولی در همه ی آنها از مخلوط **oil** و **air** برای جذب ضربات به هنگام **landing** و **taxiing** استفاده می شود. به طور کلی این نوع ضربه گیر از یک سیلندر و پیستون تشکیل یافته و فضای بین این دوبا روغن در پایین و هوا در بالا پر شده است . قسمت سیلندر ضربه گیر به بدنه متصل بوده و پیستون از طریق **axle** به چرخها متصل است و به منظور جلوگیری از نشطی تعدادی **packing** از نوع **chevron** بین پیستون وسیلندر قرار داده می شود . طبق تصویر یک **tapered metering pin** به پیستون متصل بوده و در داخل **inner plate orifice** حرکت می نماید . در قسمت بالای سیلندر **filler valve** قرار دارد که مخصوص ریختن روغن بوده و درون آن **air valve** از نوع **high press.** پیچ می شود. برای سرویس نمودن **LDG** باید آنرا در وضعیت **flat** قرار داده و سپس از طریق روزنه روغن هیدرولیک (**Mil 5606**) تا لبه روزنه پر نماییم سپس **air valve** را نصب نموده و هوا با فشار زیاد می زنیم تا پیستون به اندازه کافی بیرون بزند که مقدار آن با خط کش طبق دستور سازنده اندازه گیری می شود. در هواپیماهای سنگین به دلیل مقدار هوای زیاد مورد نیاز ممکن است برای صرفه جویی در وزن از گاز نیتروژن استفاده شود والبته هرگز نباید از اکسیژن و یا هر گاز **flammable** دیگری استفاده شود .



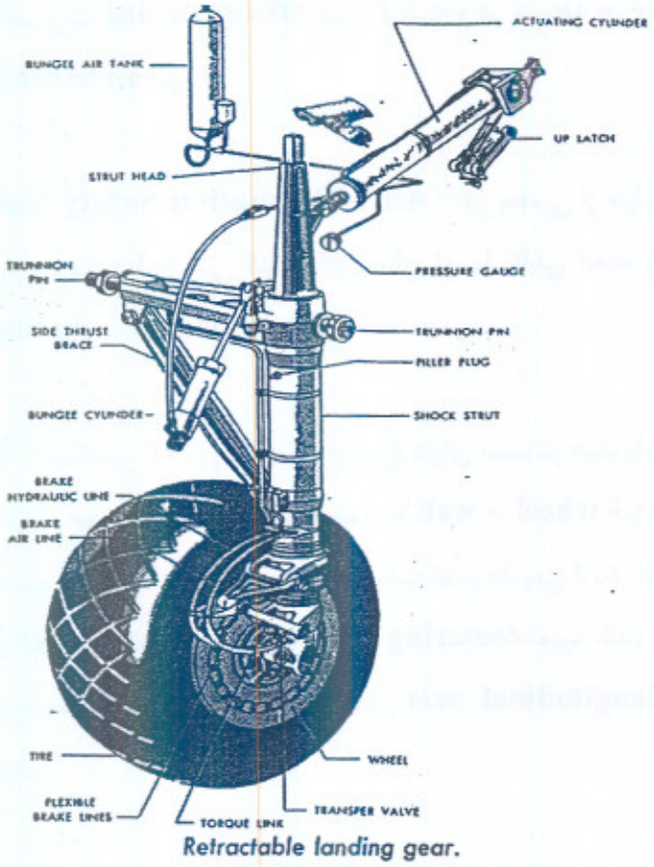
<u>طرز کار</u>: به هنگام **touch down** شوک اولیه توسط روغن گرفته می شود بدین ترتیب که روغن از قسمت پایین سیلندر از طریق **orifice** به بالا رانده شده و چون حرکت **pin** همراه با پیستون به بالا سبب محدود شدن **orifice** می شود این حرکت به تدریج کند گشته و نیز با قرار گرفتن وزن هواپیما برروی **LDG** فشار هوای درون سیلندر بیشتر گشته تا جایی که قادر به تحمل کل وزن هواپیما می شود به طوری که **taxiing shock** توسط **air** جذب می گردد.

هرگاه مقدار روغن درون سیلندر کم باشد روغن سریعاً از محفظه پایین به بالا حرکت کرده و برخورد **metering pin** با **inner plate** صورت می پذیرد که به این حالت **bottoming** گویند.

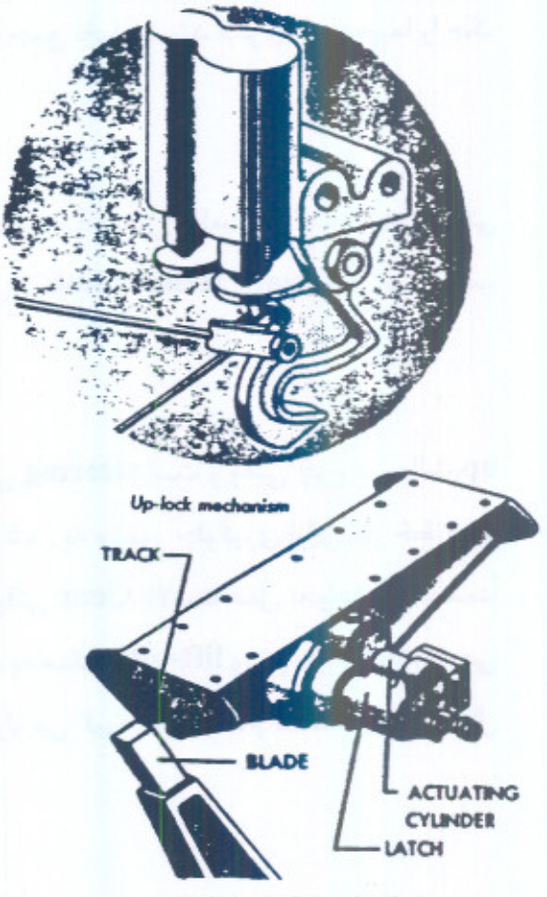
Landing Gear Retraction

غالب هواپیماها به منظور کاهش **drag** چرخهای خود را در حین پرواز به درون **wheel- well** جمع می کنند و به منظور کاهش هرچه بیشتر پسا **LDG doors** نیز بسته می شوند. عمل جمع کردن چرخ ها معمولاً هیدرولیکی انجام مـی شـود ولی در هواپیماهای کوچک این عمل الکتریکی هم صورت می پذیرد . در بعضی هواپیماها چرخها به جلو یا عقب و در برخی دیگر به طرفین جمع می شود که البته در درس سیستمهای هواپیما با نحوه عملکرد هیدرولیکی آنها آشنا شده ایم.

Hint- در بعضی از هواپیماها به عنوان یـک **safety measure** بـین **LDG up line** و **down line** قطعـه ای بـه نـام **dump valve** تعبیه می کنند که در حالت **emergency** وقتی **LDG** پایین نمی آید با باز کردن آن خط فشار **up line** به **down line** مرتبط گشته و امکان پایین آمدن چرخ فراهم می آید.



Retractable landing gear.



A down-lock mechanism.

Landing Gear Lock Mechanism

به منظور **safety** از انواع روشهای **LDG lock** در وضعیت **up** و **down** استفاده می شود که عبارتند از :

1- **Hydraulic Lock**- قفل های هیدرولیکی طبـق تـصویر در وضـعیت هـای **up** و **down** بـا فـشار روغـن هیدرولیکی به کمک **sequence valve** عمل می نمایند.

2- **Manual Ground Lock** – عبارت است از یک **pin** که توسط مکانیک در روی زمین کار گذاشته می شود و سبب می شود تا **strut** با بدنه در گیر باشد و حتماً باید به هنگام **departure** بر داشته شود و به منظور تشخیص دارای **red flag** است .

3- **Mechanical Lock** – به صورت مکانیکی و نیروی فنر چرخ را قفل می نماید و برای **unlock** کردن آن از **single port actuator** استفاده می شود.

4- **Geometric Lock** – در این حالت در بعضی از هواپیماها وقتی وزن هواپیما روی چرخ قرار می گیرد دو **link** به صورت **off center line** قرار گرفته و در نتیجه چرخ ها جمع نخواهند شد مگر اینکه هواپیما را جک بزنیم و یا **airborne** شود .

5- **Anti- Retraction Safety Valve** – در بعضی از هواپیماها چنین قطعه ای تعبیه شده و وقتی هواپیما روی زمین قرار می گیرد مکانیزم آن توسط کابلی که به یکی از **main scissors link** وصل است سبب ارتباط **up line** به **return** می شود.

Hint – همانطور که می دانید چرخ دماغ دارای سیستم هیدرولیکی **steering** است و وقتی چرخ در حالت **up** قرار دارد نباید عمل نماید و الا باعث صدمه به **wheel – well** خواهد شد . به منظور جلوگیری ازاین کار خط فشار این سیستم را از **LDG down line** گرفته اند و طبیعی است که وقتی Gear بالاست عمل نخواهد کرد . ضمناً در داخل **strut** قطعه ای به نام **centering cam** تعبیه شده که به هنگام **lift- off** وقتی چرخ **extend** می شود چرخ جلو به طور اتوماتیک در راستای **longitudinal axis** قرار می گیرد تا به هنگام **retraction** مشکل آفرین نشود.

6- **LDG Safety Switch** - بعضی هواپیماها در روی **scissor** خود دارای سویچی به نام **squat switch** هستند که به مجرد قرار گرفتن هواپیما در روی زمین عمل کرده و یک solenoid را در **cockpit** به کار انداخته و سبب می شود یک **pin** پشت **LDG selector valve** قرار گرفته و از اینرو امکان حرکت دادن **S.V** به وضعیت **up** مادامی که هواپیما روی زمین است نخواهد بود .

Landing Gear Warning System

به منظور نشان دادن وضعیت چرخها به خلبان از نظر بالا و قفل، پایین و قفل و بینابین معمولاً از چراغهای سبز و قرمز ستفاده می شود. بدین ترتیب که در وضعیت **down & lock** چراغ سبز روشن گشته ، در وضعیت **up & lock** هیچ

چراغی روشن نبوده و در وضعیت **unsafe** چراغ قرمز روشن می شود . ضمناً موقع نشستن وقتی **throttle** را عقب بکشیم در پشت آن یک **micro switch** قرار دارد که اگر **LDG down** نباشد **horn** در کابین به صدا در آمده و چراغهای قرمز روشن می شوند .اگر بخواهیم دسته گاز عقب بوده ولی صدای بوق قطع شود از **silencing switch** استفاده می کنیم .

Aircraft Tires

tire بخشی از **wheel assembly** است که به ضربه گیری کمک کرده و حرکت هواپیما را در روی زمین تسهیل می نماید. لاستیک از سه قسمت اصلی به شرح زیر تشکیل شده است :

1- **Tread** - آج لاستیک بوده و با زمین در تماس است . تداوم این قسمت **side wall** نامیده می شود. در روی **side wall** چرخ دماغ ، هواپیماهای موتور عقب هم چون **727** لبه برجسته ای (**chine**) وجود دارد که به هنگام حرکت در روی باندهای پوشیده از آب ازپاشیدن آب بروی بدنه که نهایتاً وارد **intake** موتورها گشته و باعث خاموش شدن آنها خواهد شد ممانعت بعمل می آورد.

2- **Cord body or Carcass** – لاشه لاستیک بوده و قسمت مقاوم آنرا تشکیل می دهد و از تعدادی زوج لاستیک مصنوعی و **nylon** و **rayon** بطور یک در میان (**staggered**) تشکیل یافته است . بعضی لاستیکها به منظور جلوگیری از فرورفتن اجسام برنده در آنها **steel belted** هستند . به لایه ها **ply** گفته می شود و هرچه تعدادشان بیشتر باشد لاستیک محکمتر است.

3- **Bead** – لبه محکم و تقویت شده (**reinforced**) بوسیله **wire** لاستیک است که بر روی **rim** رینگ قرار می گیرد . در روی **side wall** نقطه قرمزی بنام **balance mark** وجود دارد که به هنگام نصب لاستیک روی رینگ به کار آمده و باید با **tube air valve** ، **align** شود.

لاستیکها به دو نوع با **Tube** و **Tubeless** تقسیم می شوند :

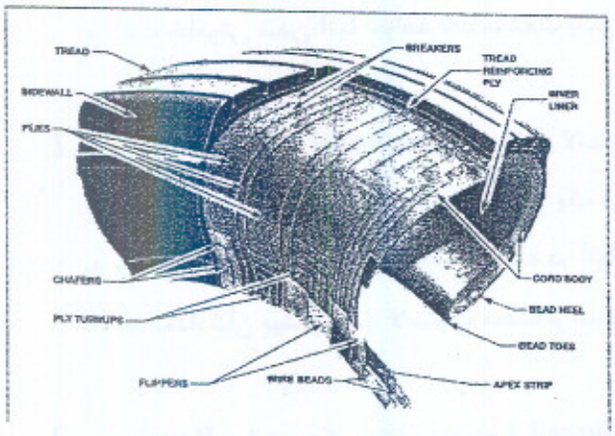
1- **Tube tire**– در درون این لاستیکها **tube** قرار گرفته و به هنگام نصب به منظور بالانس **air valve** آن در راستای **balance mark** روی لاستیک قرار داده می شود و پس از کامل شدن جاگذاری به منظور اطلاع از **slippage** یا **creep** لاستیک در روی رینگ و لاستیک با رنگ زرد یا قرمز علامت **creep mark** می زنیم. در موقع جاگذاری **tube** به منظور اطمینان از تا نشدن (**folding**) تیوب یکبار لاستیک را باد زده و خالی نموده و مجدداً باد می زنیم.

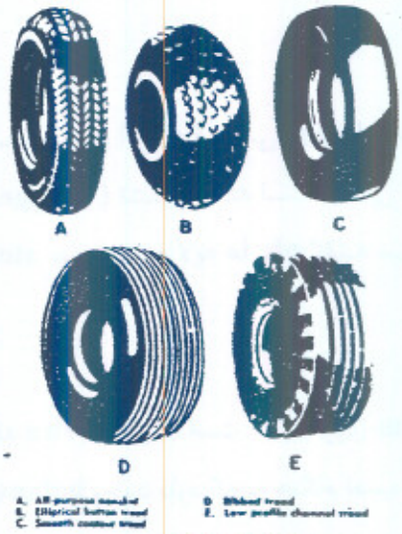
2- **Tubeless tire** – در این نوع **Tube** وجود نداشته پس سبکتر است . **air valve** در روی رینگ سوار

شده و در بعضی نیز روی لاستیک قرار دارد. به منظور جلوگیری از ترکیدن لاستیک در نتیجه حرارت زیاد پس از **landing** در روی رینگ تعدادی **fuse** پیش بینی شده که در اثر ازدیاد فشار سرشان بیرون پریده ، در نتیجه باد لاستیک به مقدار کم و یکنواخت خالی شده و خلبان امکان کنترل هواپیما را خواهد داشت . تخلیه باد از طریق **fuse** حدود **20** دقیقه طول می کشد.

Tread Design

طرح آج برای هر لاستیک منوط به مورد استفاده عملیاتی آن است . به عنوان مثال آج **non-skid** در حالتی استفاده می شود که حداکثر خاصیت ترمز گیری مورد نیاز است و هواپیماهای سنگین بطور فراگیری از این نوع لاستیک استفاده می کنند. همچنین چنین آجی در هواپیماهایی که در باندهای مرطوب نشست وبرخاست می کنند استفاده می شود . در تصویر بالا تعدادی **tire** با آجهای مختلف مشاهده می شوند . سه نوع **A** ، **B** و **D** از نوع **non-skid** هستند . نوع **C** که آج آن صاف است بیشتر در هواپیماهایی استفاده می شود که چرخشان جمع نشده پس این لاستیک **drag** کمی تولید می کند. نوع **E** در چرخهای دماغ مورد استفاده است زیرا پهنای آن نسبت به ارتفاعش زیاد بوده و در مقابل **shimming** مقاوم





Types of tire treads.

است. عیوبی که لاستیکها ممکن است دچار آن شوند به قرار زیر است :

1- **Under inflation** : کم بادی باعث می شود تا سایش در کناره های آج ایجاد شود.

2- **Over inflation** : پر بادی سبب سائیده شدن قسمت مرکزی آج شده و چون لاستیک در این حالت به شکل جسم تو پری عمل می کند موجب صدمه به **wheel flange** می تواند بشود.

3- **Tread check –crack** : هرگاه ترکهایی کم عمق روی آج دیده شود دال بر تمیز نبودن باند یا محوطه **parking** بوده و عیب مهمی تلقی نمی گردد.

4- **Tread separation** : جدا شدن قسمتی از آج دلیل بر **faulty manufacture** بوده و موجب تعویض لاستیک می گردد.

Hint – عموماً در لاستیکها لایه دوم از بیرون قرمز رنگ بوده و هرگاه در اثر سایش به این رنگ برسیم دال بر **tire rejection** است اما اگر جسم برنده ای به صورت عمقی در آج فرو رفته و به این لایه برسد جهت آزمایش از **go-no-go gage** استفاده می شود .

5- **Wheel out of alignment** : هرگاه چرخ میزان نباشد لاستیک سایی پیش می آید که باید چاره جویی شود.

6- **No meat left** : این حالتی است که آج بطور یکنواخت سائیده شده و می توان آنرا برای **recap** (روکش) به کارخانه مجاز فرستاد و تعداد دفعات روکش طبق مقررات یا هر تعداد دفعاتی که سازنده صلاح بداند صورت می پذیرد .

7- **Wheather check** : ترکهایی که به صورت چهارخانه در روی **tread** ایجاد می شود بوده و موجب **rejection** است و دلیل آن تغییرات جوی است.

8- **Flat spot** : سائیدگی موضعی را گویند . اگر چرخ هواپیما بالانس نباشد همیشه یک طرف پایین قرار داشته و به هنگام **touch down** همیشه این قسمت به زمین خورده و سائیده می شود. به هنگام **touch down** اگر غفلتاً پای خلبان روی **brake** قرار داشته باشد می تواند موجب این عیب نیز شود.

Tires Identification

لاستیکها با چهار فاکتور زیر شناسایی می شوند :

1- **Tread diameter**

2- **Rim**

3- **Sectional width**

4- **Number of plies**

مثال: لاستیک **12×6×14×36** بیانگر لاستیکی بامشخصات زیر است قطر خارجی لاستیک برابر **" 36** – قطر رینگ برابر **" 14** – پهنای لاستیک **" 6** وتعداد لایه ها **12** است.

Hint – همانطور که قبلاً خاطر نشان شد تعداد لایه ها زوج است و به هنگام باد کردن لاستیک باید آنرا در **cage** قرار داد تا خطر ترکیدن کم شود.

Aircraft Wheel

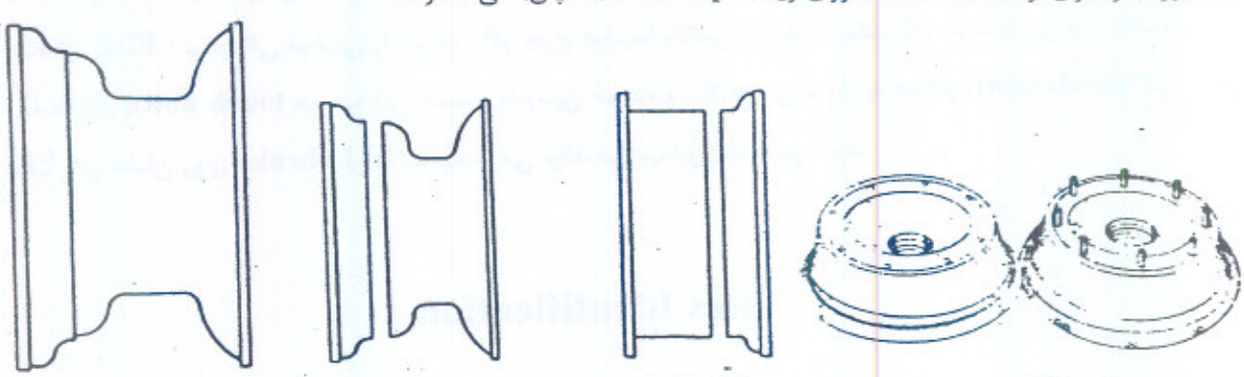
جنس رینگ چرخ هواپیما از آلیاژ آلومینیوم و منیزیم (**5052**) بوده و انواع آن به قرار ذیل است :

1. **Solid wheel** – این رینگ یک پارچه بوده و **flange** سر خود است از اینرو به آن **non-removable flange** گویند . در وسط این رینگ جهت جاگذاری یا بیرون آمدن لاستیک قسمت گودی (**drop-center**) وجود دارد.

2. **Drop center with removable flange** - دراین نوع یکی از **flange** ها به صورت **threaded** به رینگ اتصال یافته و چون امکان **leak** بین **threads** است از این نوع در **tubeless tire** استفاده نمی شود.

3. **Split wheel** – به صورت دو نیمه متقارن بوده و به کمک **bolt & nut** به یکدیگر متصل می شوند و به منظور جلوگیری از **leak** از **o-ring** استفاده گشته و در دونوع لاستیک با **tube** و **tubeless** مورد استفاده است.

Hint - **wheel** توسط **tapered roller bearing** روی **axle** سوار می گردد ضمناً در بعضی از هواپیماها به منظور جلوگیری از **turbulence** روی رینگ **hub-cap** (قالپاق) می گذارند.



Fixed flange (drop center) wheel.

Removable flange wheel.

Split wheel.

Aircraft Wheel Alignment Check

عوامل مختلفی هم چون **hard landing** ، وجود باد پهلو به هنگام نشستن و میزان نبودن **wheel** و... موجب لاستیک سایی گشته و عیوب مربوطه به طریق زیر بازرسی می گردند.

1- **Radial run-out check** – برای این منظور هواپیما را روی جک برده و خط کش را به صورت مماس با وسط آج میزان کرده و سپس چرخ را به آرامی چرخانده و میزان تغییرات نسبت به خط کش را با **manual** مقایسه می کنیم ، در صورتی که بیش از حد باشد موجب **reject** می شود. همین آزمایش را بر روی **wheel rim** جهت اطمینان از صحت **bearing** می توان انجام داد.

2- **Lateral run-out check** – هرگاه دیواره لاستیک در صفحه عمود بر زمین حرکت نکند **laterally** از تنظیم خارج است و در این مورد خط کش را مماس بر دیواره قرار داده و به آرامی لاستیک را چرخانده و تغییرات نسبت به خط کش را اندازه می گیریم.

3- **toe-in & toe-out** – هرگاه سر چرخی به سمت خارج یا داخل باشد نتیجه خمش **axle** بوده و برای بازرسی در حالتی که هواپیما روی جک است نقاط وسط آج را با شاقول کردن در روی زمین به یکدیگر وصل کرده و سپس با امتداد خط های وسط دو چرخ چپ و راست، محل تلاقی این دو خط را پیدا نموده و فاصله این نقطه را تا وسط هر یک از چرخ ها اندازه گرفته و با **manual** مقایسه می کنیم .

4- **Camber** –هرگاه **side wall** عمود بر زمین نباشد (هواپیما روی زمین) زاویه ایجاد شده با راستای قائم **camber** نامیده شده و بوسیله **protractor** اندازه گرفته می شود این عیب می تواند حاصل از تاب برداشتن رینگ ، کج شدن **axle** ویا جاخوردگی **strut** باشد.

BRAKE SYSTEM

از ترمز در هواپیما به منظور کاهش سرعت پس از **landing** و توقف کامل و نیز **taxiing** استفاده می شود . در هواپیماها به طور معمول دستگاه ترمز روی **main wheels** کارگذاشته شده و به طور نادر آنرا در چرخ دماغ می توان یافت . سیستم کنترل ترمز هر یک از چرخهای اصلی مستقل از دیگری بوده و با فشردن پدال **rudder** مربوطه به سمت پایین به کار می افتد و همین اعمال مستقل ترمز به ما امکان **directional control** هواپیما را در روی زمین می بخشد . یعنی اگر یک ترمز را بگیریم چون چرخ دیگر آزاد می ماند هواپیما در همان سمت تغییر جهت می دهد یعنی مثلاً اگر ترمز چپ را بگیریم هواپیما به سمت چپ می پیچدو بالعکس. البته لازم به تذکر است که هواپیماهای پیشرفته دارای سیستم **steering** نیز هستند . به هنگام پارک بودن هواپیما اگر پدالهای ترمز را فشار داده و دسته **parking brake** را **on** کنیم ترمز ها **on** باقی خواهند ماند. البته این عمل را باید هنگامی انجام داد که ترمز ها خنک شده باشند.

سیستم عملکرد ترمز هواپیما به سه صورت ، **mechanical** ، **pneumatic** و**hydraulic** می تواند باشد که البته سیستم مکانیکی بسیار قدیمی بوده و منسوخ شده است . pneumatic معمولاً برای اهداف **emergency** استفاده می شود و نوع هیدرولیکی ، سیستم رایج در هواپیماهای امروزی است که به دو نوع زیر یافت می شود:

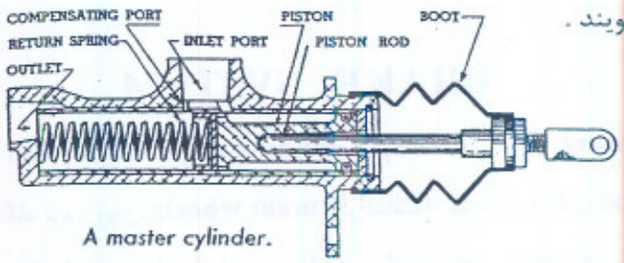
a) Master Brake Cylinder System

b) Power Brake Control System

Master Brake Cylinder System

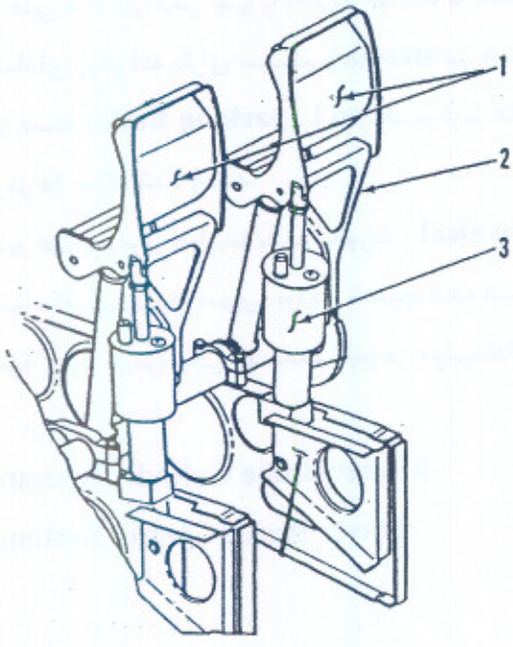
این سیستم به دو شکل بدون **reservoir** و با **reservoir** یافت می گردد که به ترتیب اقدام به تشریح آنها می نماییم :

a) **Simple Master Cylinder** – این سیستم که در هواپیماهای کوچک و سبک مورد استفاده است از یک سیلندر و پیستون تشکیل یافته که پیستون به طور مکانیکی به پدال زیر پای خلبان مرتبط است . یک مخزن کوچک بالاتر از **inlet Port** قرار داشته و روغن با فشار **gravity** وارد سیلندر می شودو اگر خلبان پدال ترمز را فشار دهد حرکت پیستون روغن را تحت فشار قرار داده و در نهایت عملکرد ترمز موجب توقف چرخ می شود. در این سیستم وجود مجرایی کوچک به نام **compensating port** قابل توجه است که سبب می شود مادامی که پیستون از جلوی آن نگذشته است مقداری از روغن تحت فشار پیستون از طریق آن به مخزن بازگشته در نتیجه از شدت ترمزگیری در لحظات اولیه کاسته گردیده و از **skid** اجتناب می گردد. این مجرا هنگامی که **brake-off** است باز بوده در نتیجه اگر روغن سیستم در اثر حرارت منبسط شده و فشار زیاد ایجاد گردد روغن از طریق این مجرا به مخزن باز خواهد گشت .اگر این مجرا **clog** شده باشد با برداشتن پا از روی پدال ، لنت ها سریعاً از **drum** دور نشده و ترمز گیر داشته که به این حالت **dragging brake** گویند .



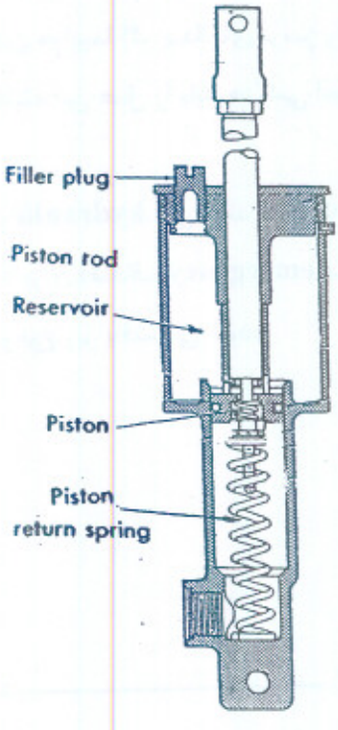
A master cylinder.

b) **Master Cylinder With Reservoir** – تصویری که در پایین ملاحظه می کنید ساخت شرکت گودیر بوده و در هواپیماهای **CESSNA-310** مورد استفاده است . همانطور که دیده می شود در این سیستم مخزن جزء **master-cylinder** بوده و طبق تصویر زیر پدال نصب می گردد.



1. Brake pedal
2. Brake link
3. Master cylinder

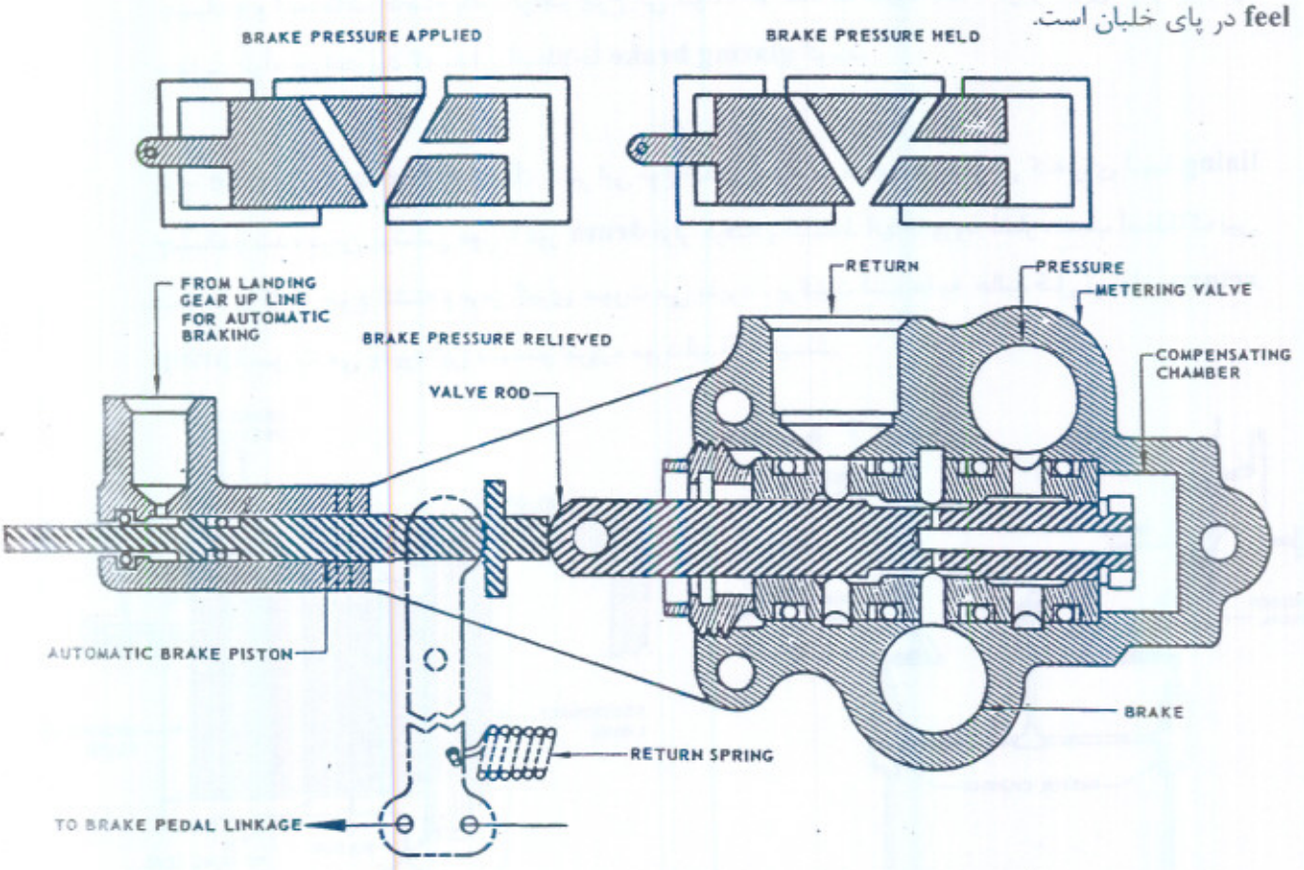
Master cylinders mounted on brake pedals



A Goodyear master cylinder.

Power Brake Control System

در دو نوع قبل دیدیم که سیستم ترمز از سیستم اصلی هیدرولیک هواپیما جدا و مستقل بوده و فشار مورد نیاز برای عملکرد سیستم ترمز در **master –cylinder** تولید می گردد. در هواپیماهای بزرگ سیستم ترمز نیز جزء سیستم هیدرولیک بوده و در واقع یکی از **sub-systems** است و فشار هیدرولیک از طریق **power brake control valve** هنگامی که خلبان پدال ترمز را فشار دهد به سمت **brake assembly** هدایت می گردد . این **valve** در **airliners** به **brake metering valve** نیزم موسوم بوده و تصویری که در زیر ملاحظه می کنید مربوط به بوئینگ 720 است و برای هر یک از **main LDG** یک عدد از این **valve** تعبیه شده است . چهار لوله هیدرولیک به این **valve** متصل است یکی **pressure** دیگری **To Brake** ، سومی **return** و بالاخره چهارمی مربوط به **auto-brake** . وقتی خلبان پدال را فشار می دهد **valve rod** حرکت کرده و **spool** داخل **valve** را در وضعیتی قرار می دهد که فشار به سمت **brake assembly** روانه گردد و با برداشتن پا از روی پدال **spool** با فشار **return spring** به جای اول رجعت کرده و خط **brake** به **return** مرتبط گشته و ترمز آزاد می شود . سمت راست **control valve** محفظه ای به نام **compensating chamber** قرار گرفته که ورود مایع تحت فشار به آنجا و تأثیر آن بر سطح **spool** نیروی مخالفی به سمت چپ بر روی **spool** بر خلاف فشار پای خلبان تولید نموده ، و اثر آن ایجاد **feel** در پای خلبان است.



Schematic drawing of the power brake control valve for the Boeing 720

In-Flight Brake (Automatic Braking)

وقتی هواپیما به هنگام **T.O.** از زمین جدا می شود چرخ ها در حال چرخشند . جالب است گفته شود که در بعضی از هواپیماها نیز **tires** را به گونه ای طرح وساخته اند که برخورد **ram Air** آنها را می چرخاند در نتیجه موقع **touch-Down** چرخ به نحو بهتری با زمین تماس حاصل کرده و کمترسائیده می شود.

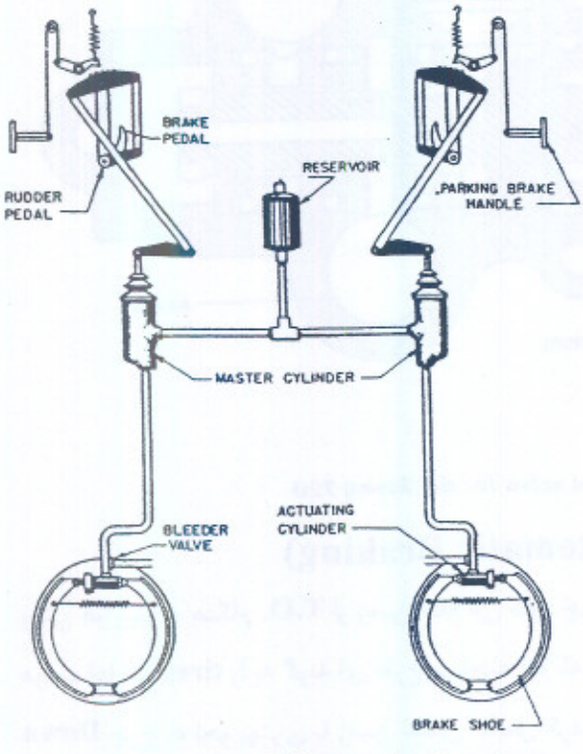
به هر حال بعد از **LDG retraction** ورود چرخهای در حال چرخش به داخل **wheel-well** ، بدنه را دچار ارتعاش می سازد که خوش آیند نمی تواند باشد . برای جلوگیری از این مسأله سیستم **auto-brake** طرح شده است که فشار خود را از **LDG upline** گرفته و ورود مایع تحت فشار به **actuator** آن واقع در سمت چپ **control valve** طبق تصویر فوق **metering valve** را در وضعیت **braking** قرار داده و موجب توقف فوری چرخ می شود. طبیعی است که با **LDG lowering** چون **upline** تبدیل به **return** می شود این فشار نیز **release** گردیده و **control valve** به حالت عادی باز گشته و چرخها آزاد خواهند شد . چون چرخ دماغ ترمز ندارد. برای توقف آن از **wheel shoe** استفاده میشود.

Brake Assembly

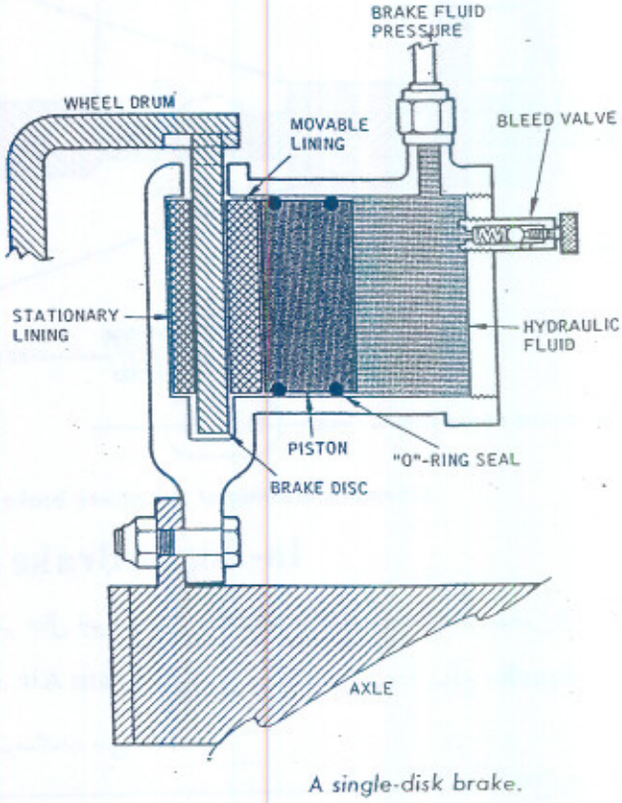
مکانیزم ترمز گیری درروی **wheel** قرار داشته و فشار هیدرولیک دریافتی را به عمل مکانیکی برای توقف **wheels** تبدیل نموده و انواع آن عبارتند از:

1- Expander shoe brake : در این نوع لنت(**lining**) بر روی دو عدد **shoe** معمولاً با میخ پرچ کوبیده شده و بوسیله **return spring** از **drum** جدا نگه داشته و **clearance** بین آنها توسط پیچی به نام **star wheel** صورت می پذیرد . ورود مایع تحت فشار به **actuating cylinder** لنت ها را به **drum** چسبانده و اصطکاک حاصله باعث توقف چرخ می شود . اگر لنت ها کثیف باشند ترمز گیری مؤثر نبوده وبا صدا نیز توأم خواهد بود که به آن اصطلاحاً **glazing brake** گویند.

2- Expander tube brake : در این نوع تعدادی کیسه های پلاستیکی که روی آنها **lining** چسبانده شده درون پوششی دور تا دور **drum** قرار گرفته و انبساط آنها با وروذ فشار ، سبب اصطکاک بین لنت ها و کاسه چرخ گشته و ترمز گیری صورت می پذیرد . برگشت لنت ها به حالت قبل توسط **return spring** صورت می پذیرد این سیستم امروزه مورد استفاده نیست.



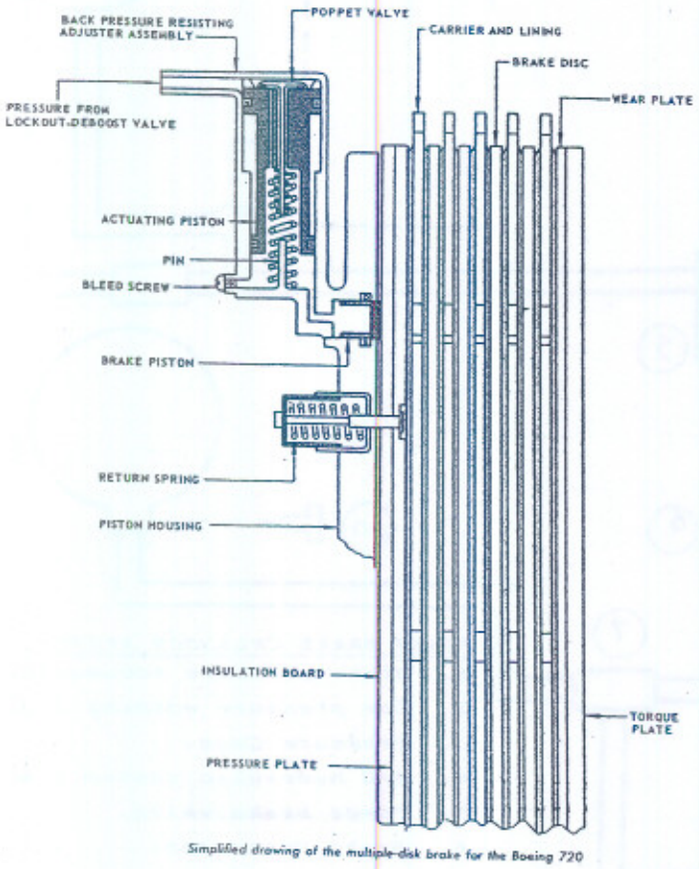
A shoe-type brake system.



A single-disk brake.

3- Single disk brake : در این نوع یک دیسک فولادی که دور تا دور آن کنگره ای است با رینگ چرخ درگیر بوده و با آن ونیز داخل **brake housing** می چرخد . در داخل **housing** هم لنت ثابت **fixed puck** و هم متحرک داریم که ورود مایع تحت فشار دیسک را بین دو لقمه تحت فشار گذاشته وسبب توقف چرخ می شود. با برداشتن پا از روی پدال **brake release spring** موجب برگشت پیستون به حالت اول می شود. در روی **brake housing** برای هواگیری **bleed valve** تعبیه شده است . ضمناً در روی دستگاه ترمز به منظور آگاهی از میزان سایش **brake pads** نشان دهنده موسوم به **pin type wear ind.** تعبیه شده است که وقتی فرو می رود بیانگر سایش بیش از حد **brake pads** است.

4- Multiple disk brake : این نوع مکانیزم در هواپیماهای سنگین و یا پر سرعت مورد استفاده است و به نوع قبلی شباهت داشته با این تفاوت که به جای یک دیسک ضخیم از تعدادی دیسک نازکتر استفاده می شود. در این سیستم تعدادی دیسک متحرک برنزی به نام **rotors** با **wheel drum assembly** درگیر بوده و تعدادی دیسک ثابت فولادی به نام **stators** با **axle** درگیر بوده و برروی آنها **lining** سوار گشته و قادر به حرکت جانبی هستند. صفحه ثابتی در انتهای **brake assembly** به نام **torque plate** یا **wear plate** قرار داشته و در طرف دیگر صفحه ای به نام **pressure plate** وجود دارد که با فشار هیدرولیک حرکت کرده و با فشار دادن **stators** بر روی **rotors** و در نهایت **wear plate** باعث توقف چرخ می شود. اگر پا را از روی پدال ترمز برداریم **pressure plate** بوسیله تعدادی فنر برگشتی (**return spring**) به عقب بر گشته و چرخها آزاد می شوند. با سائیده شدن لنت ها و زیاد شدن فاصله بین **rotors** و **stators** بالطبع **travel** پدال ترمز زیاد می شود که برای جبران امر یک **automatic brake adjuster** طبق تصویر در مکانیزم تعبیه شده است هرگاه اشکالی در این قطعه پیش آید ترمز لرزشی وتکان دهنده به نام **jerki brake** به وجود می آید .

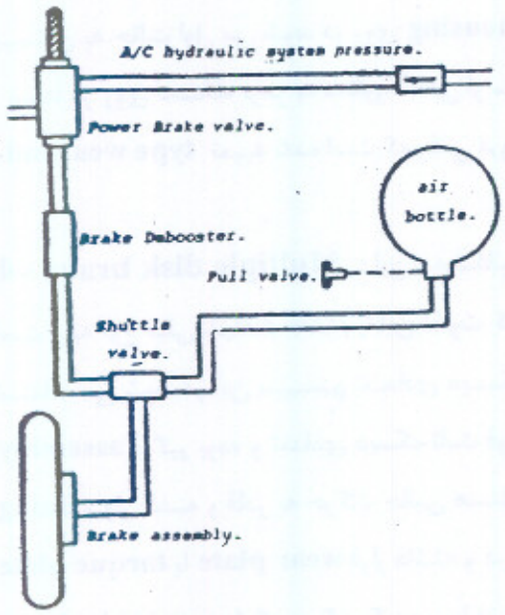


Simplified drawing of the multiple-disk brake for the Boeing 720

Hint- در هواپیماهای مدرن امروزی هم چون **747-400** در ساخت **brake disks** به جای فولاد از **carbon fiber** که نوعی **composite material** است به منظور سبکی استفاده می شود.

Pneumatic Brake System

هنگامی که سیستم ترمز هیدرولیکی هواپیما از کار افتد بسیاری از هواپیماها مجهز به **emergency air brake system** هستند که در صورت لزوم به اختیار خلبان به کار می افتد . بطور کلی این سیستم طبق تصویر زیر از یک کپسول هوای فشرده با فشار معین تشکیل شده که ارتباط آن با سیستم ترمز توسط **air brake control valve** که توسط خلبان عمل می کند برقرار شده و فشار هوا از طریق **shuttle valve** وارد **brake assembly** گشته و باعث ترمز گیری می شود . سیستم **air brake** و کپسول آن طوری طراحی می شود که خلبان چند بار بتواند آنرا عمل کرده و نهایتاً هواپیما را بطور ایمن متوقف نماید. پس از خاتمه عمل ، وظیفه پرسنل فنی این است که :

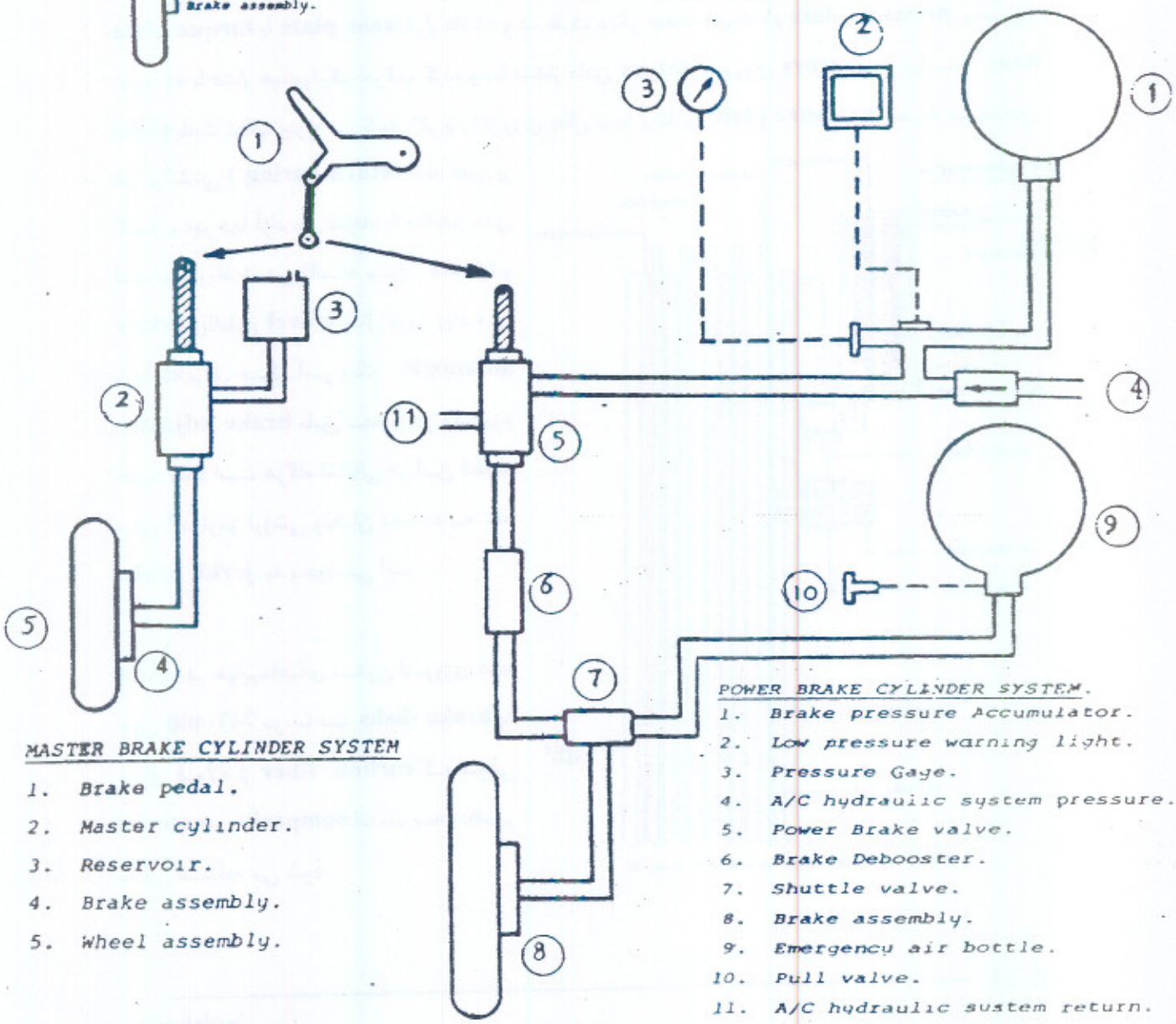


1- سیستم ترمز را بازرسی کرده و رفع عیب نمایند.

2 – هوای روغن ترمز را کاملاً بگیرند.

3- کپسول هوا را شارژ نمایند.

4 – **control valve handle** را دوباره سیم **safety** بزنند.



MASTER BRAKE CYLINDER SYSTEM

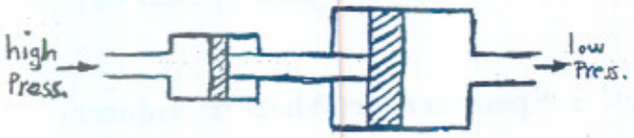
1. Brake pedal.
2. Master cylinder.
3. Reservoir.
4. Brake assembly.
5. Wheel assembly.

POWER BRAKE CYLINDER SYSTEM.

1. Brake pressure Accumulator.
2. Low pressure warning light.
3. Pressure Gaye.
4. A/C hydraulic system pressure.
5. Power Brake valve.
6. Brake Debooster.
7. Shuttle valve.
8. Brake assembly.
9. Emergency air bottle.
10. Pull valve.
11. A/C hydraulic system return.

Brake Lock-out Deboost Valve

در هواپیماهایی که ترمزشان با فشار سیستم اصلی هیدرولیک هواپیما عمل می نماید این قطعه در نظر گرفته می شود تا فشار روغن **brake** را به حد مطلوب کاهش دهد زیرا فشار اصلی سیستم مثلاً (**3000 PSI**)برای ترمز گیری بسیار زیاد است . در درس سیستم ها ما با این قطعه که از دو سیلندر و دو پیستون کوچک و بزرگ مرتبط به هم تشکیل شده آشنا شده ایم و هر چه سطح پیستون بزرگ بیشتر از پیستون کوچک باشد فشار سیستم ترمز بیشتر کاهش خواهد یافت (**de-boost**) از طرفی ارتباط روغن پشت دو پیستون کاملاً قطع است اگر لوله های قسمت **brake** پاره شود فشار سیستم اصلی هیدرولیک به خارج راه نمی یابد (**lock-out**).



Brake Bleeding

هرگاه در لوله های ترمز ، هوا وارد شده باشد عمل ترمز گیری به صورت **spongy** بوده و از اینرو سیستم بایستی هواگیری (**bleed**) گردد و برای این منظور از دو روش استفاده می شود:

1- **Foot pressure bleeding(Pedal bleeding)** : در این طریقه با فشردن پدال ترمز و باز نمودن **bleed valve** واقع در **brake assembly** هوا و روغن تخلیه شده و نهایتاً با چند بار تکرار این عمل هوا کاملاً زائل می گردد.

2- **Air pressure tank** : برای این منظور از تانکی پر از **brake fluid** که تحت فشار است استفاده کرده و لوله خروجی آنرا به **reservoir** یا **brake valve** متصل نموده با وارد شدن این به روغن سیستم هوا از لوله ها خارج می گردد.

Anti-skid System

بعد از **landing** و گرفتن ترمز باید سرعت چرخش **wheels** به تدریج کاهش یافته و از **skid** که حاصل از lock شدن چرخها و عدم چرخش آنها بوده و می تواند سبب ترکیدن لاستیک نیز شود اجتناب گردد از اینرو به منظور جلوگیری از **loss of A/C control on the ground** سیستم **anti-skid** در هواپیماهای مدرن تعبیه شده است و حسن آن در این است که :

a) The pilot can apply any degree of brake without fear of locked wheel

b) Maximum braking effect is possible throughout the landing run

c) Excessive tire wear due to skidding is prevented

این سیستم به دوصورت الکترونیکی و مکانیکی یافت می شود که نوع الکترونیکی سیستم رایج امروزی در **airliners** است و از سه قسمت زیر تشکیل شده است :

1- **Speed sensor(Wheel transducer)** : آلترناتور کوچکی است که روی هر **Wheel** سوار بوده و با آن چرخیده و **signal** تولید شده توسط آن به قسمت بعدی یعنی **control box or brain box** فرستاده شده و پس از **analysis** در این قسمت سیگنال خروجی آن به قسمت سوم یعنی **modulating valve** فرستاده می شود که این قطعه دارای سه مجرای : **pressure port** – 1 ، **brake port** – 2 و **return port** – 3 می باشد. در حالت عادی هنگامی که **wheels** بطور یکنواخت با ترمز گیری ، سرعتشان کاسته می شود ، خط **press** به خط **brake** متصل است ولی اگر به ناگهان چرخ **lock** شود با توجه به تغییر سیگنال آن نهایتاً خط **press.** به خط **return** مرتبط گشته و چرخ آزاد گشته و چرخیده و مجدداً ترمز گرفته شده و با تکرار این اعمال کاهش مناسب سرعت چرخها فراهم گردیده و هواپیما بدون **skid** متوقف می گردد.

Hint – بعد از فرود و کاهش سرعت در اواخر **landing run** به علت کاهش **RPM** چرخها سیگنال ضعیف ارسالی توسط **transducer** بر **brain box** اثر نداشته پس سیستم خود به خود **deactive** گشته تاعمل ترمز گیری و توقف کامل امکان پذیر گردد.

درکابین سویچی برای این سیستم با دو وضعیت **arm** و **off** نصب گشته و خلبان می تواند آنرا به کار انداخته و یا بدون استفاده از این سیستم هواپیما را متوقف سازد . جالب توجه است گفته شود که این سیستم به طور عادی از طریق یک **micro-switch** که به **scissors** مرتبط است فعال شده تا سیستم **auto-brake** که قبلاً شرح آن داده شد بتواند بعد از **lift-off** هنگامی که وزن هواپیما روی چرخها وارد نمی شود چرخها را سرّیعاً متوقف نماید . سیستم **anti-skid** مکانیکی اصطلاحاً **maxaret** نامیده می شود که چون رایج نیست از بحث در مورد آن خودداری می شود.

Auto-Brake System

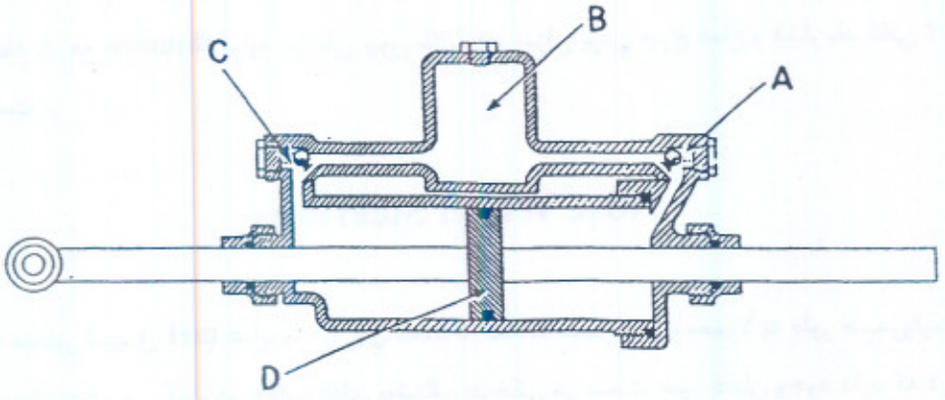
در هواپیماهای مدرن امروزی از این سیستم استفاده می شود که اگر قبل از فرود خلبان آنرا **on** نماید بعد از **touch down** سیستم ترمز گیری بطور اتوماتیک بکار افتاده و با آهنگ مناسب **deceleration** که میزان آن در سه وضعیت **low-medium-high** توسط خلبان قابل انتخاب است سرعت هواپیما را کم می نماید . این سیستم ترکیبی از علم هیدرولیک والکترونیک بوده و بحث در مورد جزئیات آن خارج از حوصله این کتاب است.

Shimmy Dampers

به هنگام حرکت هواپیما در روی باند نوسانات و ارتعاشات شدید چرخ دماغ یا دم برای سرنشینان هواپیما بسیار ناخوش آیند و برای ساختار هواپیما نیز مضر و خطرناک است . از این رو برای برطرف ساختن چنین وضعیتی **shimmy dampers** به کار گرفته می شوندو انواع آن عبارتند از :

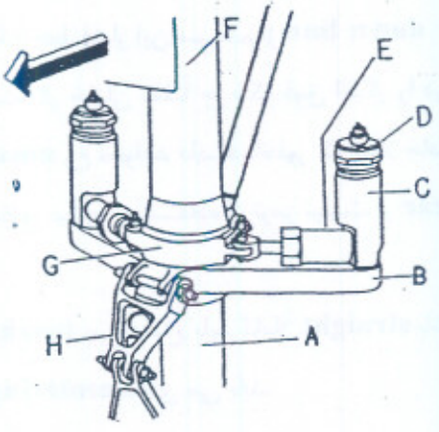
1- Spring type : این سیستم از دو فنر تشکیل شده است که یک سر آنها به **collar ring** و سر دیگر به **strut cylinder** وصل بوده و حین رخ دادن **shimmy** یکی از فنرها تمایل به **compression** و دیگری تمایل به **tension** داشته و این وضعیت سبب می شود که از **shimmy** جلوگیری شود.

2- Piston type : این نوع به دو شکل **single piston** و **dual piston** یافت می شود .نوع اول طبق تصویر زیر از پیستون (**D**) و مخزن **B** و دوعدد **C,A orifice check valve** تشکیل شده است . قسمت سیلندر و مخزن به بالای **nose strut cylinder** متصل بوده و **rod** بقسمت پایین **strut** که با چرخ دماغ می چرخد متصل است و حرکت چرخ دماغ و متعاقب آن پیستون **D** مثلاً به طرف راست باعث می شود که روغن از مخزن به طور آزاد از طریق **C** وارد قسمت چپ پیستون شده و در عین حال روغن موجود در سمت راست پیستون از طریق **orifice A** به کندی



A. Orifice check valve B. Reservoir C. Orifice check valve D. Piston and rod assembly

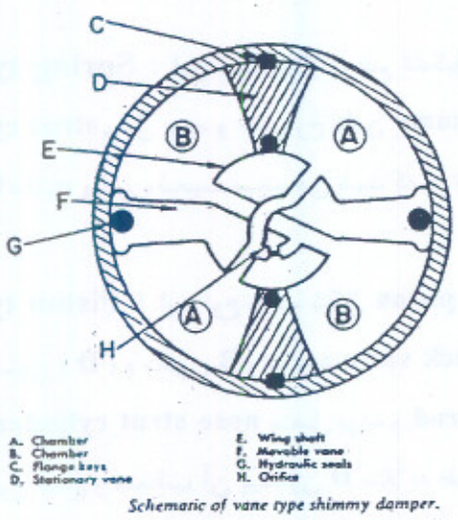
Balanced piston type shimmy damper.



A. Strut piston
B. Support member
C. Spring-loaded reservoir
D. Cap and spring assembly
E. Cylinder and piston assembly
F. Stationary portion of strut assembly
G. Slipring
H. Torque arms

Mountinr of dual piston type shimmy damper.

به مخزن باز گشته و بالعکس و بدین ترتیب **shimmy** گرفته می شود . در نوع **dual piston** از دو سیلندر و پیستون جداگانه که هر یک مخزن و **orifice C.V.** خود را دارند تشکیل شده است و چون حرکات دو پیستون مخالف هم است به راحتی **shimmy** را بر طرف می نمایند.



Schematic of vane type shimmy damper.

Vane type-3: طبق تصویر این نوع از دو **vane** ثابت **D** و دو **vane** متحرک **F** تشکیل شده است که دو **vane** متحرک از طریق **wing shaft** به **nose wheel** مرتبطند. چون دو **chamber A&B** بوسیله **Orifice H** به هم مرتبطند وقتی چرخ دماغ در نتیجه **shimmy** ارتعاش می کند حرکت **vane** متحرک باعث می شود حجم یکی از محفظه های **A,B** افزایش و دیگری کاهش یافته در نتیجه عبور روغن از یکی از محفظه ها به دیگری از طریق **orifice H** دچار تأخیر و کندی شده و **shimmy** رفع می شود.

Hint- در رابطه با رفع **shimmy** نباید عواملی چون بالانس و میزان بودن چرخ دماغ و فشار باد کافی لاستیک را نیز از نظر دور داشت.

Nose Wheel Steering

این سیستم به منظور تسهیل **taxi** هواپیما در روی **nose wheel** نصب بوده و معمولاً به طور هیدرولیکی از طریق **actuator** مربوطه عمل می کند. در هواپیماهای بوئینگ چرخکی در سمت چپ خلبان وجود دارد که در واقع اهرم **control valve** بوده و خلبان با چرخانیدن آن به هر طرف توسط **hydraulic pressure** چرخ دماغ را نیز به همان سمت می چرخاند . نکته جالب اینکه خط فشار این سیستم از **LDG down line** گرفته شده تا وقتی که چرخ دماغ داخل **wheel-well** جمع است اگر خلبان غفلتاً چرخک فوق الذکر را در پرواز حرکت دهد سیستم عمل نکرده و در نتیجه **nose-wheel jamming** رخ نخواهد داد. همانطور که قبلاً خاطر نشان کردیم حسن سیستم **steering** در این است که چون بدین منظور نیازی به استفاده از ترمز نیست از **tire wear** اجتناب شده و عمر آنها افزایش می یابد.

Hint- واضح است که به هنگام **touch down** چرخ دماغ باید کاملاً **straight** باشدتا از انحراف هواپیما روی باند اجتناب گردد و این مسأله توسط **centering cam** تحقق می یابد.