Instrument Classification

برای آغاز بحث در مورد ساختار و نحوه کار آلات دقیق بهتر است ابتدا آنها را طبقه بندی نمائیم. آلات دقیق هواپیما به دو طریق طبقه بندی میشوند:

1- Classification by function

که از این لحاظ در سه گروه مشخص جای میگیرند:

a) **Powerplant Instruments** : که اطلاعات لازم در زمینـــه کار موتورها را ارائـــه نموده و در این میان میتوان به نمونه هـایی چون **torquemeter** و **rpm ind.** و ... اشاره نمود.

b) **Flight & Navigational Instruments :** که اطلاعات لازم در زمینه پرواز و ناوبری را ارائه نموده ودر این میان میتوان به سرعت نما و ارتفاع سنج و... اشاره نمود.

c) **Systems Instruments :** که اطلاعات لازم در زمینه کار سیستم های مختلف هواپیما هم چون سیستم هیدرولیک و الکتریک و... را ارائه نمود ودراین میان میتوان به نمونه هائی چون نشاندهنده فشارهیدرولیک، فشار اکسیژن، ولتمتر، آمپرمتر و... اشاره نمود.

2- Classification by mechanism

از این لحاظ آلات دقیق هواپیما در چهار گروه مشخص بنحو ذیل جای میگیرند:

a. **Pressure Instruments**
b. **Mechanical Instruments**
c. **Gyroscopic Instruments**
d. **Electrical Instruments**

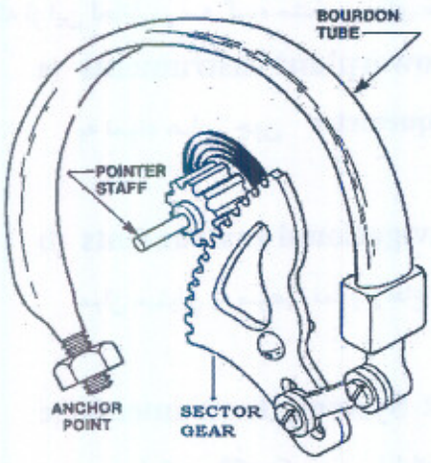
از نظر تشریح نحوه کار و نیز کاربرد فنی و پروازی آلات دقیق روش دوم بمراتب کارسازتر است. از اینرو درس اول را با مطالعه آلات دقیق فشاری آغاز مینمائیم.

آلات دقیق فشـــــــاری [1]

آلات دقیق فشاری به نشان دهنده هایی اطلاق میشود که یا مستقیماً برای اندازه گیری فشار به کار رفته و یا فشار در کارشان نقش اصلی دارد و خود این نشان دهنده ها به دو گروه تقسیم میشوند.

High Pressure Instruments–1

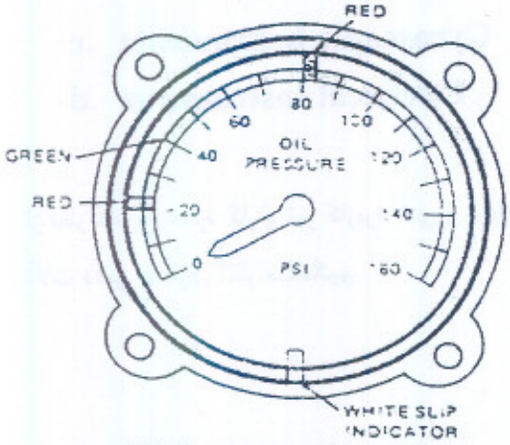
در ساختمان اینگونه نشاندهنده ها از **Bourdon Tube** استفاده میشود که بنام ابداع کننده آن اوژن بوردن فرانسوی نامگذاری شده و همانطوری که دیده میشودشکل حلالی [2] داشته ، جنس آن ازبرنج یا برنز با خاصیت فنری بوده، یک سر آن برای ورود مایع باز و به بدنه نشـــان دهنده متصل و سر دیگر آن بسته وآزاد بوده و از طریق عوامل مکـانیکـــی به عقربه متصل است. با ورود مایع تحت فشار لوله بردون باز شده واین حرکت از طریق عوامل مکانیکی به عقربه منتقل میشود. در میان آلات دقیق .**High Press** به نظایری چون **Hyd. Press. Ind.** میتوان اشاره نمود.



حالا به عنوان نمونه اقدام به بررسی چند نشان دهنده مهم فشار می نمائیم:

Oil Pressure Gage

در درس موتور با اهمیت و نقش حیاتی سیستم روغنکاری آشنا شده ایم و برای کسب اطمینان از گردش صحیح روغن در موتور از این نشاندهنده مهم استفاده میشود. از اینروبعد از روشن شدن موتور باید نگاه خود را به این نشاندهنده معطوف ساخته و اگر ظرف حداکثر 30 ثانیه فشار روغن ایجاد نشود باید بلافاصله موتور را خاموش نموده و اقدام به عیب یابی نمائیم. در فرایند عیب یابی همیشه از ساده ترین نکات شروع کرده و به مشکل ترین ختم مینمائیم.در این راستا اقدامات ذیل باید بترتیب صورت پذیرد:



Oil-Pressure Gage

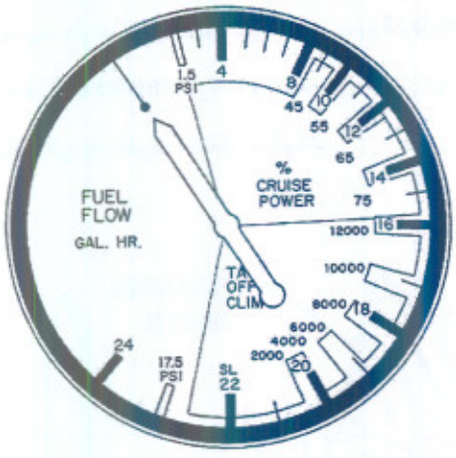
1. اطمینان از وجود روغن در موتور
2. اطمینان از سالم بودن نشان دهنده
3. اطمینان ازسالم بودن لوله رابط موتور و نشاندهنده
4. اطمینان ازکاردرست **relief valve** سیستم روغنکاری
5. اطمینان از سالم بودن پمپ روغن موتور
6. در صورتیکه همه موارد فوق رضایت بخش بوده و هنوز فشارروغن درسیستم بالانمیآیدمعنی آن سوختن موتور است که باید اقدام به **Overhaul** نمائیم.

[1] Pressure Instruments
[2] crescent

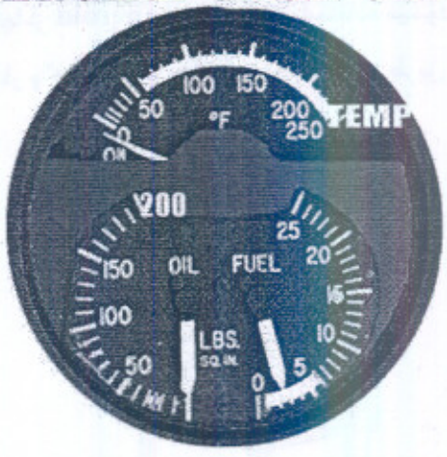
Fuel Pressure Gage

در درس موتور دیدیم که سوخت باید با فشار معینی به کاربوراتور یا سیستم انژکتوری در موتور پیستونی و به **F.C.U** در موتور جت تحویل گردد تا موتور بتواند به نحو احسن انجام وظیفه نماید و این کار توسط **fuel pump** صورت میپذیرد. از اینرو آگاهی از این فشار برای کسب اطمینان از کـــار مناسب موتور ضروری بوده و به همین جهت این نشاندهنده در کابین خلبان نصب میگردد.

FUEL-PRESSURE GAGE FOR FUEL-INJECTION SYSTEM.



ENGINE-GAGE UNIT



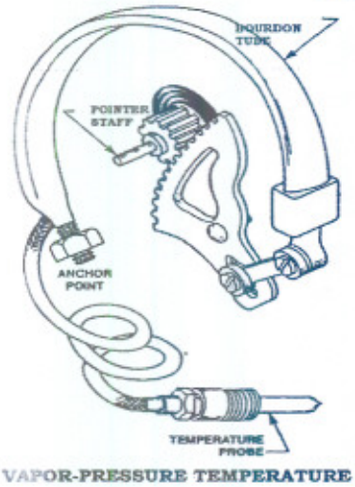
Engine Gage Unit

همانطوری که تصریح شد یکی از مشکلات محدودیت فضای **cockpit** بوده و این نکته با توجه به کثرت نشان دهنده ها صرفه جویی در فضا را می طلبد.این نشاندهنده نیز در همین راستا طرح ریزی گردیده و سه نشان دهنده مهم موتور،

1-Oil Press. Gage 2- Fuel Press. Gage 3- Oil Temp. Gage

رادریک **case**جای داده است وحسن دیگرآن اینست که خلبان با یک نگاه میتواند سه نشاندهنده مهم موتور را مد نظر قراردهد. این نشاندهنده ویژه هواپیماهای پیستونی است.در اینجا لازم به یادآوری است که روغن در موتور علاوه بر **lubrication** نقش مهمی در خنک کردن داخلی نیز داشته و این نکته اهمیت **oil temp. gage** را در این مجموعه نشان میدهد .

Vapor Pressure Temperature Gage



VAPOR-PRESSURE TEMPERATURE

این نشاندهنده قدیمی است که امروزه کاربردی نداردوجای خودرابه انواع الکتریکی داده است. اصول کاراین نشاندهنده بدین شکل بوده که درمجاورت منبع گرم همچون روغن موتور(طبق تصویر)،یک فشنگی **(bulb)** حاوی یک ماده به شدت قابل انبساط چون متیل کلراید نصب گشته و توسط لوله به نشاندهنده که از نوع بوردونی است، وصل شده و طبیعی است با گرم شدن موتور و متعاقب آن روغن این مایع منبسط گشته ودرسیستم بسته تولید فشاری مینماید موجب حرکـــت لوله بردون میشود.البته صفحه نشاندهنده که رابطه مستقیم با حرارت اعمال شده دارد پس به عوض واحد فشار بر حسب واحد دما مدرج است.

Low Pressure Instruments—2

نشان دهنده های فشاری هم چون :

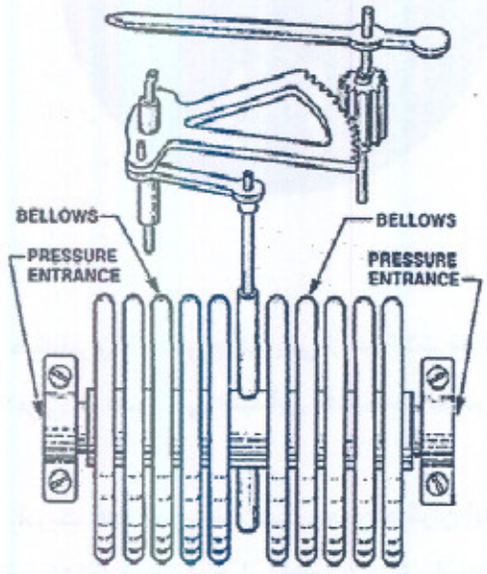
a. **A.S.I**

b. **Machmeter**

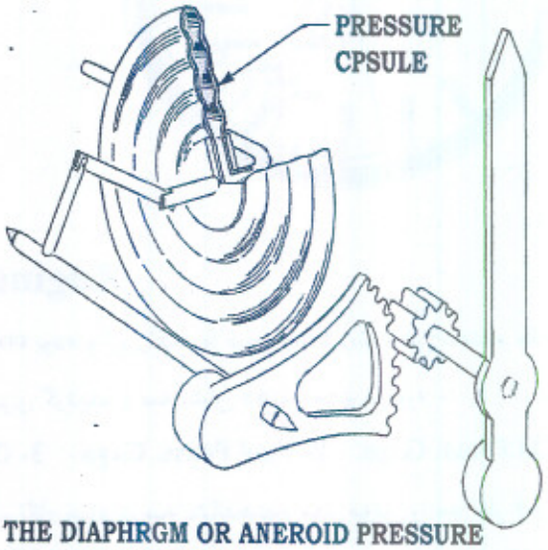
c. **Altimeter**

d. **R.O.C Ind.**

وجود دارند که با فشارهای ناچیز سروکاردارند از اینرو درساختمان داخلی آنها از **aneroid** و **bellows** استفاده میشود که به خاطر **material** ظریف و سطح زیادشان در مقابل کوچکترین تغییرات فشار واکنش نشـان داده و حرکتشان از طریق عوامل مکانیکی به عقربه منتقل میگردد.



BELLOWS USED TO MEASURE A DIFFERENTIAL PRESSURE.



THE DIAPHRGM OR ANEROID PRESSURE MEASURING DEVICE.

Pressure Indication

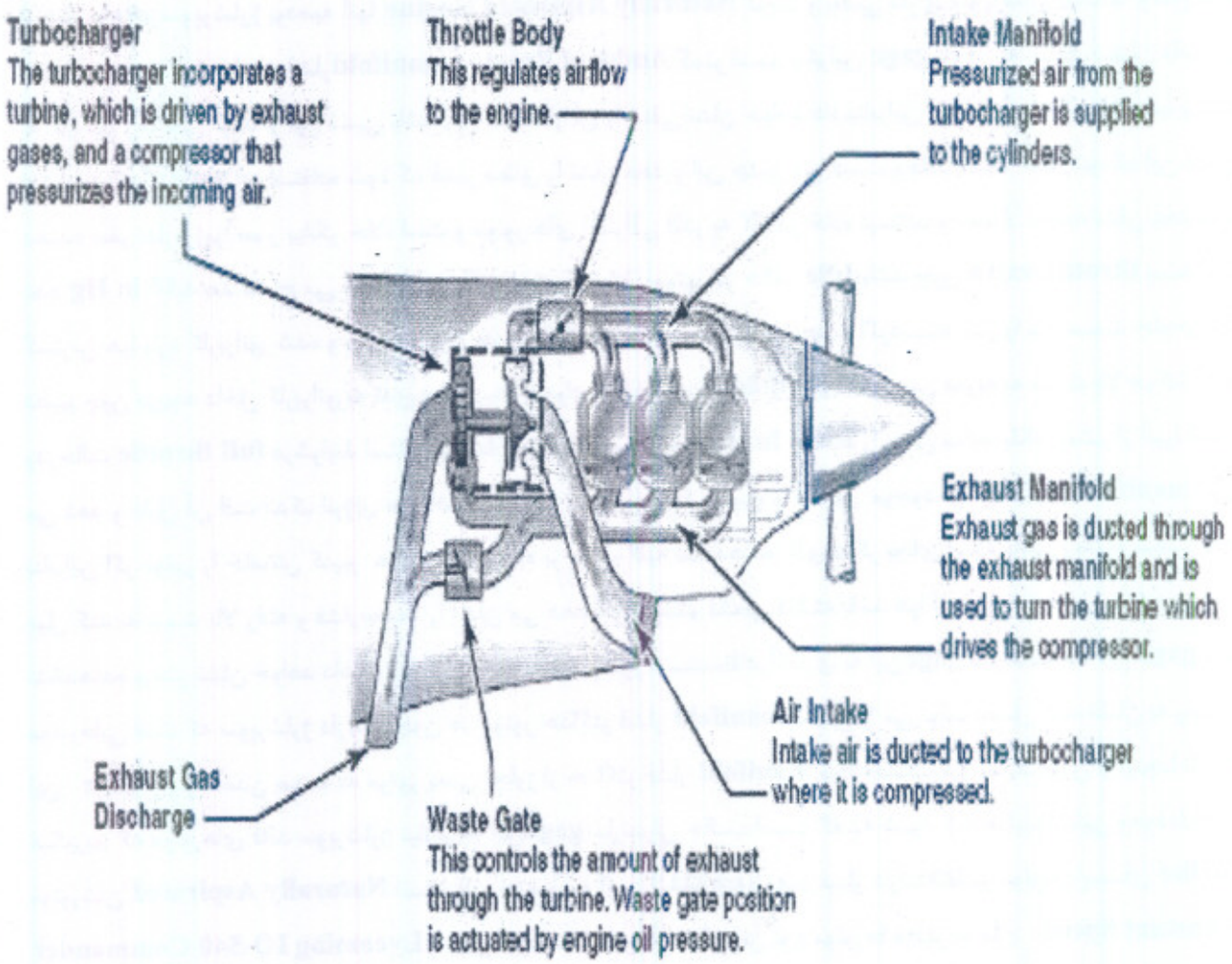
به هنگام گفتگو از فشار،به عناوینی چون فشار مطلق و فشار نسبی بر میخوریم. مثلاً وقتی میگوییم فشار باد لاستیک اتومبیل25psiاست،این یک فشارنسبی است(gage press.)زیراکه لاستیک دارای 25psiفشار هوا نسبت به محیط است.یعنی وقتی چرخ باد ندارد فشار داخل آن صفر نیست بلکه معادل محیط است حال باید 25psi بیشتر به آن هوابزنیم تا متورم گردد.منظور از فشار مطلق(absolute press.) فشاری است که نسبت به فشار صفر یعنی خلاء اندازه گیری شود مثلاً وقتی میگویند فشار استاندارد سطح دریا 14.7psi است این یک فشارمطلق است. معروفترینgage دراین زمینه .manifold press gage موتورهای پیستونی است که فشار مطلق مخلوط هوا و بنزین رادرگازگاه(manifold)اندازه میگیرد.بنابر این وقتی موتور خاموش است فشار محیط (ambient press) را نشان میدهد.

Manifold Pressure Gage

همان طور که اشاره شد،یکی ازنشاندهنده های مهم موتورهای پیستونیM.P.Gاست،که فشار مطلق مخلوط هوا و بنزین را در intake manifold به ما نشان می دهد.همه ما با اهمیت manifold درکارموتورهای پیستونی آشنا هستیم. بعضی ازموتورها فاقد سوپرشارژ بوده،به آنها Naturally Aspirated Engine گویند و بعضی دارای سوپرشارژ هستند. واضح است که وقتی موتور روشن است فشارmanifold از .Ambient Press کمتر است. بنابراین gage ای که برای نشان دادن آن به کار می رود نمی تواند از نوع نسبی باشد زیرا که فشار آن را منفی نشان خواهد داد.بنابراین طبیعی است که انتخاب بهینه این است که از gage ای استفاده شود که فشار مطلق را نشان دهد و این چنین نیز هست وجالب است گفته شودکه این نشان دهنده صفر ندارد زیرا صفر بیانگر خلاء است و موتور های احتراقی قادر به کار در خلاء نیستند و معمولاً صفحه نشان دهنده از عدد 10 in Hgبه بعد مدرج می شود. و نیز جالب است که وقتی موتور در حالت Idle باشد چون throttle valve بسته است کمترین هوا وارد کاربراتور شده و عقربه چیزی حدود .12 in. Hg را نشان می دهد. و اگردسته گاز را به سمت جلوحرکت دهیم چون دریچه داخل کاربراتوربه تدریج باز میشود هوای بیشتری وارد manifold شده پس عقربه به سمت بالا حرکت کرده ودرحالت full throttle درشرایط استاندارد سطح دریا باز هم عقربه .29.92 in. Hg را نشان نداده، بلکه کمتر از آنرا نشان می دهد و دلیل آن افت اندک انرژی هوا (افت فشار) به دلیل اصطکاک و پیچ و خمهای موجود در لوله بندی manifold است. بنابراین اگر موتور را خاموش کنیم عقربه نشاندهنده برخلاف کلیه نشاندهنده های دیگر بجای اینکه پایین رودوبه سمت صفر میل کند به سمت بالا رفته و فشارمحیط را نشان می دهد.اگر سیستم نشطی داشته باشد هوا از بیرون به داخل هجوم برده و نشاندهنده بیشتر نشان خواهد داد..موتورهایی که فاقد سوپرشارژ هستند،ظاهراً نیازی به اینgage ندارند.معمولاً این gage ویژه موتورهایی است که سوپرشارژ دارند و چون هر موتور حداکثر فشار manifold معینی را می تواند تحمل کند،خلبان به وسیله این gage از وارد آمدن صدمه به موتور یعنی تجاوز از حداکثر فشار manifold مجازاجتناب می نماید. پس از اینجا نتیجه میگیریم که موتورهای فاقد سوپرشارژ نیازی به اینgage ندارندولی جالب است گفته شود که هواپیماهایی وجوددارندکه موتورشان Naturally Aspirated است، ولی حتماً به این نشاندهنده مهم نیاز دارند(نظیر موتورهواپیمای Shrike Commander Lycoming IO-540) دلیل این مسئله این است که این نوع موتورها مجهز به ملخ Constant Speed هستند.

Manifold Pressure Gage

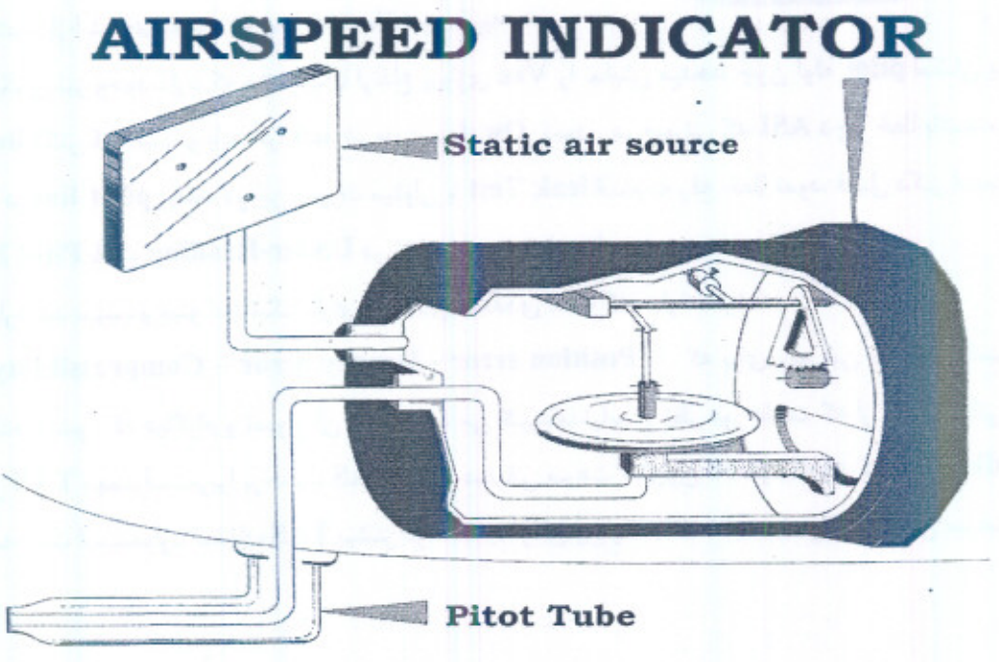
در این موتورها حین پرواز دور موتور و ملخ توسط گاورنر ثابت نگه داشته شده پس خلبان برای **power setting** نیاز به این نشاندهنده دارد. بنابراین نتیجه میگیریم که در موتورهای پیستونی این **gage** مهمترین **indicator** بوده وبه نوعی **power indicator** محسوب میگردد. از دیگر کاربردهای این نشاندهنده کشف یخ زدن کاربوراتور حین پرواز است. با وجودیکه با یخ زدن گلوگاه کاربوراتور قدرت موتور کاهش می یابد، ولی به دلیل **constant speed** بودن ملخ،**RPM** کاهش نیافته ولی به دلیل تنگ شدن گلوگاه به کاربوراتور از میزان هوای ورودی کـــــاسته میشود، فشار **manifold** شروع به کم شدن مینماید،که خلبان بلافاصله متوجه شده و با وارد نمودن هوای گرم از اطراف موتور به **manifold** اقدام به ذوب کردن یخ کاربوراتور مینماید.در غیر این صورت گلوگاه نهایتا بوسیله یخ مسدود گشته و موتور خاموش خواهد گشت.



Airspeed Indicator

سرعت نما از مهمترین نشاندهنده های پروازی بوده و همراه با **altimeter** و قطب نمای مغناطیسی **(magnetic compass)** حداقل مطلق نشاندهنده های پروازی هستندکه یک هواپیما میتواند داشته وپرواز چشمی**(V.F.R.)** انجام دهد. حال اگر به گروه فوق دو نشان دهنده **Vertical Speed Ind. = V.S.I.** و **Turn&Bank Ind.**را اضافه کنیم؛گروه **Primary Flight Group** بدست می آید که خلبان به کمک آنها قادر به پرواز کور **(I.F.R.)** است.

سرعت هواپیما(نسبت به هوا)توسط لوله پیتواستاتیک اندازه گرفته میشود.درداخل**case** یک**aneroid** وجود دارد که **pitot press.** واردآن گشته واز **port** دیگر پشت **case** فشار استاتیک وارد خود**case**شده بنابراین **aneroid** بر اثر اختلاف این دو فشارکه برابر **dynamic press.** (q) است منبسط گردیده و این حرکت از طریق عوامل مکانیکی به عقربه منتقل وسرعت هواپیما برحسب **mph** ویا **knot** نشان داده میشود بنابراین **ASI** یک نشاندهنده.**Differential Press**است وگفتنی است



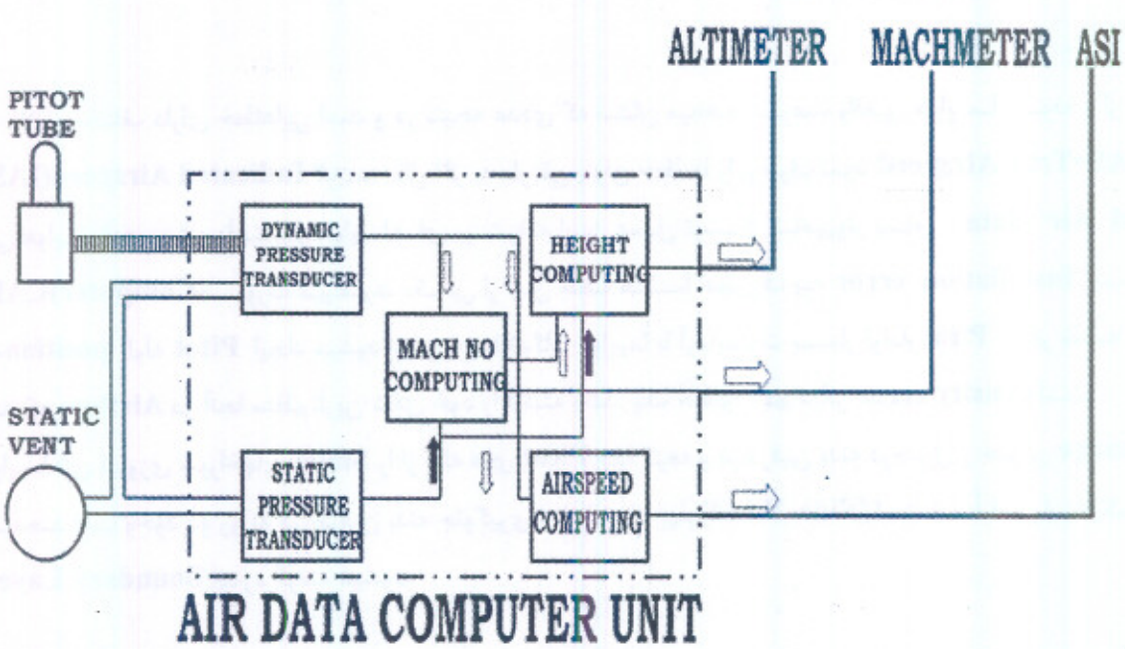
که به دلایل مختلف دارای خطاهایی است و در نتیجه عددی که نشان میدهد سرعت واقعی هواپیما نبوده و از اینرو به آن **Indicated Airspeed(IAS)** گویند. حال اگر به طریقی بتوان خطا ها را برطرف نمود **TAS=True Airspeed** سرعت واقعی هواپیما بدست میآید. در هواپیماهای پیشرفته این عمل توسط کامپیوتر بنام **(Central Air Data Computer)CADC**صورت میپذیرد. یکی از این خطا ها معروف به **Installation error** است که در نتیجه**position** لوله **Pitot** ایجاد میشود از این روسازندگان هواپیما با آزمایشات بسیار لوله **Pitot** را در نقطه ای نصب میکنند که **Airflow** در آنجا منظم ترین شکل خود را داشته باشد. یک خطای مهم دیگر **density error** است.

در هواپیماهای امروزی سوراخهای **Static** را از لوله های **Picot** جدا کرده و درطرفین بدنه درحول و حوش **empennage** قرار میدهند.علت وجود دو روزنه در طرفین بدنه جلوگیری از اثرات باد پهلو**(Side Wind)** است.ضمناً فشار استاتیک براساس لایه**Boundary Layer** اندازه گرفته میشود.

صفر این نشاندهنده در موقعیت ساعت **12** قرار داشته و خود **gage** جایگاه ثابتی در روی **instrument panel** دارد **(upper most extreme left)**. ضمناً در روی صفحه نشاندهنده کمانهای رنگی کشیده شده و **white arc** بیانگر سرعتی است که در آن میتوان **flap** را باز کردو کمان سبز رنگ بیانگرسرعتهای عملیاتی عادی بوده و وارد کمان نارنجی در صورتی میتوان شد که هوا صاف و بدون تلاطم باشد و خط قرمز نیز بیانگر V_{NE} است.البته V_{NE} در عمل ثابت نبوده و با افزایش ارتفاع،افزایش می یابد. چون بدلیل کاهش دانسیته **load** کمتری به بدنه وارد میشود. از اینرو در بعضی سرعت نماها علاوه بر عقربه اصلی عقربه دیگری نیز وجود دارد که متناسب با ارتفاع پروازی V_{NE} را نمایش میدهد. چون لوله **pitot** امکان یخ زدن دارد مجهز به **heater** الکتریکی است و باید آنرا فقط در حین پرواز **On** نمود . در صورتی که **ASI** دچار خطا باشد ممکن است دلیل آن **leak** در **pitot line** باشد در این صورت میتوان با **leak Test** اقدام به رفع خطا نمود. قابل ذکر است که وجود **Leak** در **Pitot Line** باعث **Under-Reading** در نشان دهنده خواهد شد.

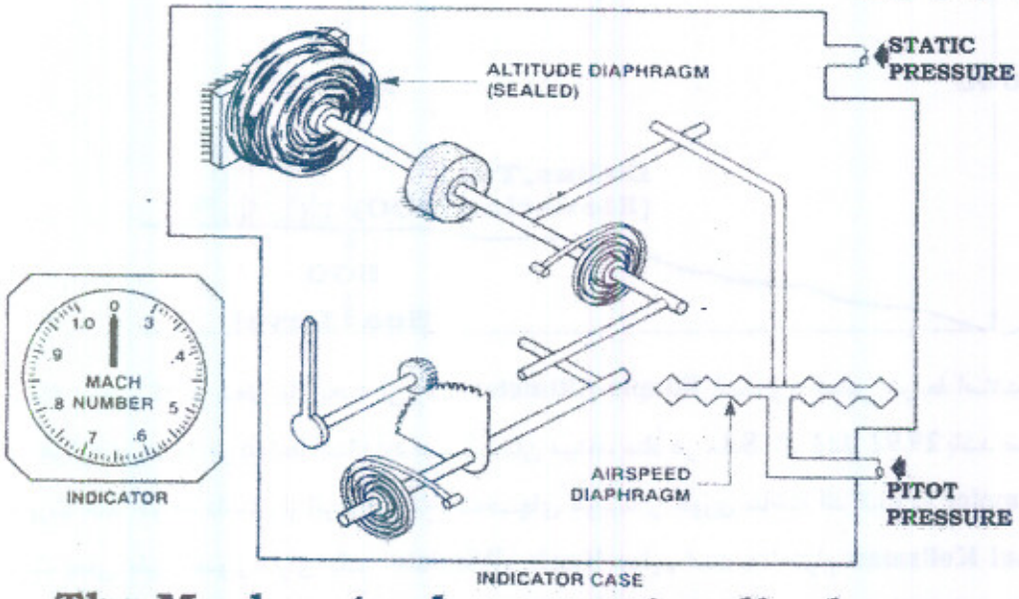
همانطور که اشاره شد سیستم پیتو استاتیک دارای خطاهای متعددی است که عبارتند از:

Position error - Density error – Compressibility error .... که برای رفع این خطاها و کسب **TAS** از **CADC** استفاده میشود که دیاگرام و تصویر آن را مشاهده می کنید.اما نباید از نظر دور داشت که از نظر عملیاتی برای خلبان **IAS** بمراتب از **TAS** مهمتراست،زیرا برحسب **IAS** مقادیر عملیاتی سرعت همچون **stall speed**، **landing speed** و **T.O. speed** همیشه ثابت است.موارد استفاده**TAS** بیشتر در محاسبه زمان پرواز تا مقصد البته با در نظر گرفتن سرعت و جهت باد است.



Machmeter

همانطور که در درس آئرودینامیک و در مبحث پرواز مافوق صوت بحث کردیم به علت تشکیل دیوار صوتی **(Shock- Wave)** و مشکلات حاصل از آن **Mach-No** کاربرد بیشتری نسبت به **Airspeed** داشته از این رو این نشاندهنده را در کابین هواپیماهای مافوق صوت **(Super Sonic)** نصب مینمایند که مکانیزم آن شبیه **ASI** بوده (البته کاملتر) و هر لحظه نسبت بین سرعت حقیقی هواپیما و سرعت صوت در محیط پروازی را نشان میدهد گفتنی است که به علت سرعت نزدیک به صوت هواپیماهای **Airliners** نظیر **آل بوئینگ** در آنها نیز این نشاندهنده وجود دارد که بصورت پنجره ای در خود نشاندهنده سرعت **(ASI)** مشاهده میشود و خلبان به کمک این نشاندهنده از Mcrit حذر مینماید. ضمن اینکه اصولا در **airliners** در سرعتهای بالا مرجع سرعت **M** بوده و فقط در سرعتهای پایین از **airspeed** استفاده میشود.طبق تصویر در داخل نشاندهنده علاوه بر **airspeed diaphagm** کپسول دیگری بنام **altitude diaphragm** وجود دارد که با افزایش ارتفاع منبسط گشته و تاثیر بایسته را در مقدار عقربه اعمال مینماید،زیرا که با افزایش ارتفاع به دلیل کاهش دما سرعت صوت کاهش یافته و در **airspeed** یکسان M افزایش می یابد.

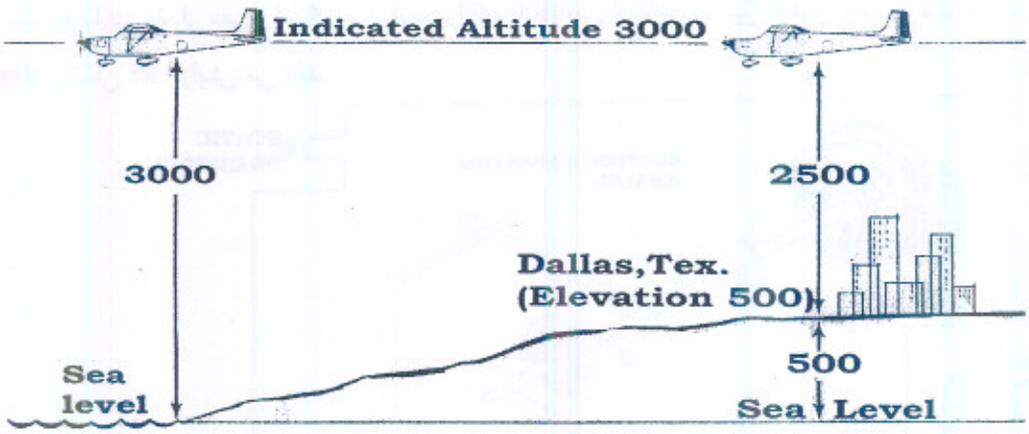


The Machmeter has an extra diaphragm to compensate for altitude effects.

Altimeter

یکی دیگر از نشاندهنده های مهم پروازی ارتفاع سنج است که ارتفاع هواپیما را نسبت به **Sea Level** نشان میدهد . این نشاندهنده نیز جزء سیستم **Pitot-Static** بوده و با فشار **Static** کار میکند. پس در واقع **Pressure Altimeter** است.

در درس آئرودینامیک دیدیم که با افزایش ارتفاع فشار هوا کاهش مییابد و سازندگان همین نکته را مأخذ محاسبه ارتفاع قرار داده اند. بنابر این فشار استاتیک از تنها **Port** پشت نشان دهنده وارد خود**Case** میشود و در داخل نشان دهنده یک انروید تخلیه شده **(Evacuated Aneroid)** وجود دارد که با افزایش ارتفاع منبسط گشته و این انبساط از طریق عوامل مکانیکی به عقربه ها منتقل میشود . این نشاندهنده سه عقربه دارد که عقربه بزرگتر به ازای هر درجه **100** پا و عقربه متوسط **1,000** پا و عقربه کوچک **10,000** پا را نشان داده وچون هریک از تقسیمات اصلی**(increments)**به **5**قسمت **20ft** تقسیم گشته به این ترتیب مجموعه این سه عقربه میتواند ارتفاع هواپیما را دقیقاً مشخص نماید.



ارتفاع سنجی که در سطور بالا بحث آن رفت **Simple-Altimeter** است و بر اساس شرایط استاندارد ساخته شده است یعنی در هر ارتفاعی فقط در شرایط استاندارد درست نشان میدهد مثلاً در .**S.L** اگر فشار **29.92** باشد صفر نشان داده و در غیر این صورت خطا خواهد داشت. از این رو ارتفاع سنجـــهای هواپیما را طوری ساخته اند کـــه به **Sensitive Altimeter** موسوم است یعنی طبق تصویر دارای یک **Window**و **Knob** تنظیم است.به احترام **Paul Kollsman** مبتکر امریکائی که در سال1926 این پنجره و سیستم کـــــارکرد آنرا ابداع کرده و آنرا **kollsman window** مینامند. در اغلب نشان دهنده ها این

Three-pointer altimeter.

Drum-type altimeter.

Thrustmeter (EPR Gage)

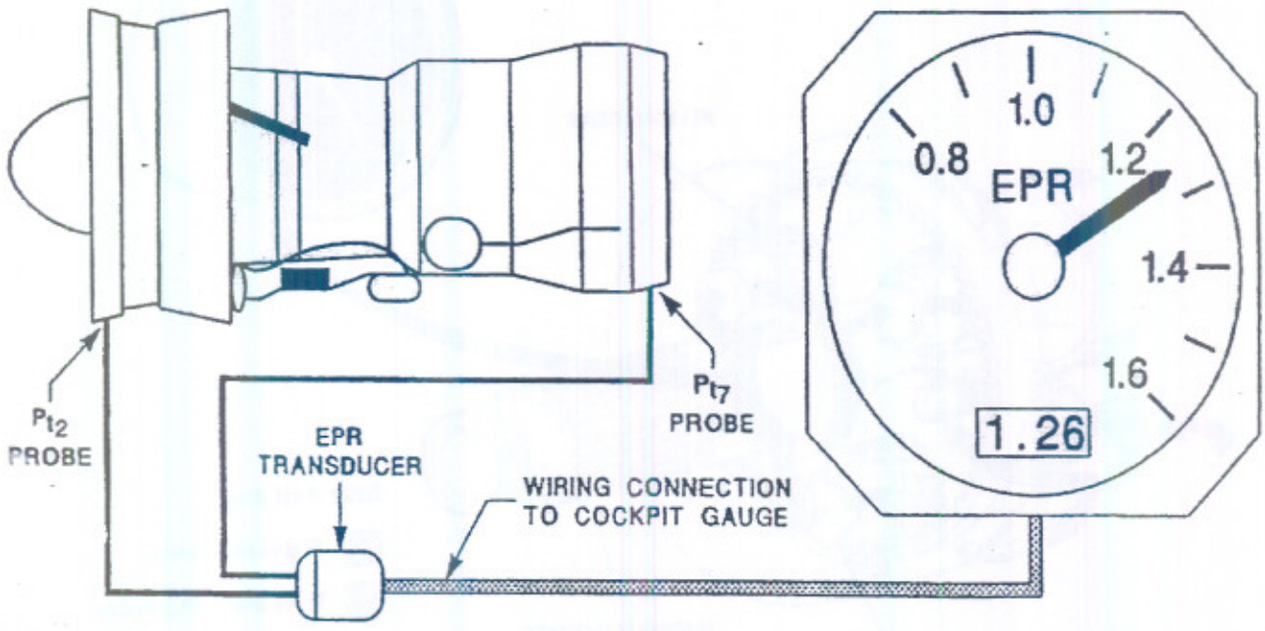
این نشاندهنده مهم به نوعی بیانگر **thrust** تولیدی یک موتور جت است. البته **thrust** دقیق یک موتور جت را فقط در روی زمین روی **test stand** ثابت موجود در **test cell** میتوان بدست آورد. از اینرو اهل فن پس از تفکرات بسیار برای اینکه در حین پرواز ضابطه ای برای این منظور داشته باشند، بهترین طریق را محاسبه نسبت بین انرژی کل گازهای خروجی به انرژی کل هوای ورودی به کمپرسور یافتند یعنی :

$$EPR = \frac{Pt_7}{Pt_2} = \frac{Total\ Pressure\ at\ Station\ 7}{Total\ Pressure\ at\ Station\ 2}$$

که ایستگاه **2** بلافاصله قبل از کمپرسور و ایستگاه **7** بلافاصله بعد از آخرین توربین است. از اینرو قبل از کمپرسور و بعد از اخرین توربین دو عدد لوله پیتو کوچک نصب شده و فشار **total** گرفته شده، هریک به سیستم محاسبه منتقل و نهایتا نشاندهنده در کابین خلبان این نسبت را نشان میدهد.

البته باید توجه داشت که اصول کار واقعی حاکم بر یک موتور جت پیچیده بوده و مثلا حداکثر مقدار **thrust** قابل گرفتن از یک موتور ثابت نبوده و تابع شرایط زمانی و مکانی است که نحوه این محاسبه و امثالهم بخشی از درس جالب **performance** هواپیما است. جداول مناسب که در کتابهای **performance** میتوان آنها را یافت، برای این منظور مورد استفاده قرار میگیرد.

این نشاندهنده بیشتر در هواپیماهای **آل بوئینگ** مورد استفاده بوده و چند عدد از آن در صدر مجلس یعنی ردیف اول بخش نشاندهنده های **powerplant** نصب شده و مورد استفاده خلبان قرار میگیرد.



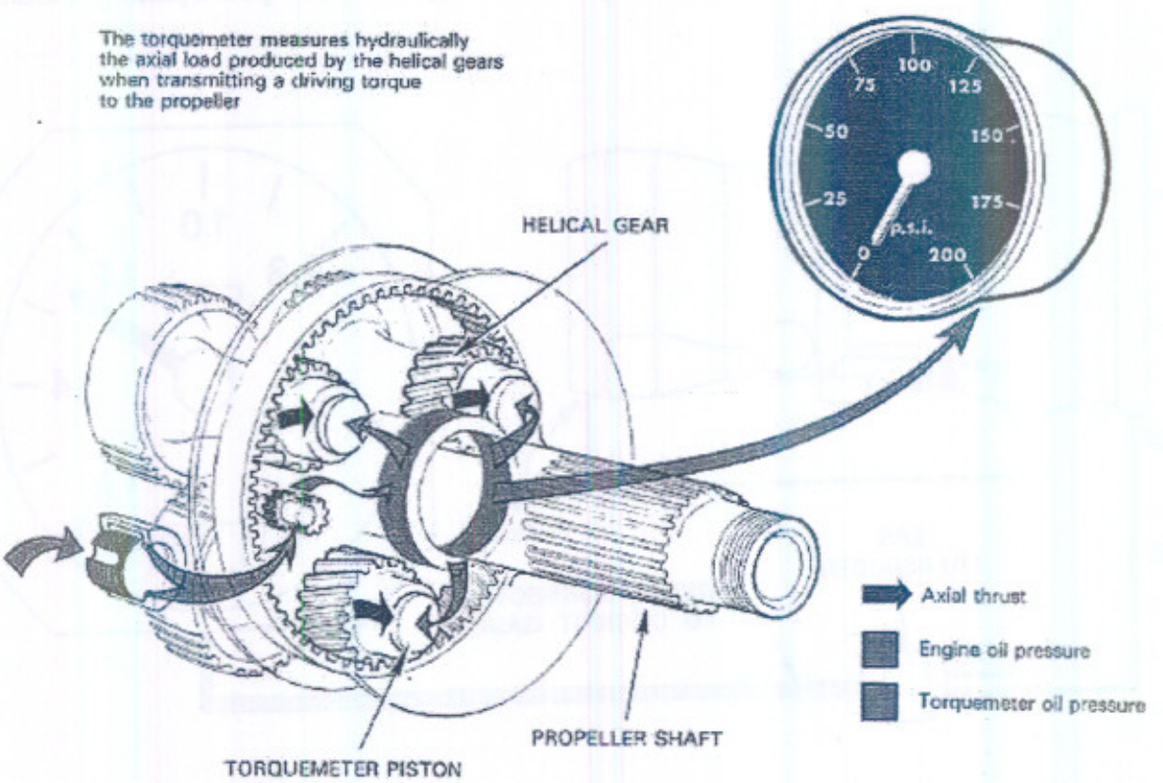
Torquemeter

در درس موتور دیدیم که قدرت واقعی حاصل از یک موتور از فرمول زیر محاسبه میشود :

$$bhp = 2\pi/33000\ (Torque)\ (RPM)$$

این فرمول مهم نشان میدهد که به زبان مهندسی قدرت واقعی یک موتور به دو عامل مهم دور موتور **(RPM)** و گشتاور **(torque)** وابسته است. پس وجود دو نشاندهنده که یکی دور موتور و دیگری گشتاور آنرا نشان دهد در کابین خلبان بخصوص هواپیماهای توربوپراپ و هلیکوپترهای توربوشفت الزامی است. در این میان میتوان گفت که بین این دو فاکتور، **(torque)** از اهمیت بیشتری برخوردار است زیرا موتورهای مدرن همگی **constant speed** بوده پس ضمن پرواز **RPM** ثابت بوده و حرفی برای گفتن نداشته و این **torque** است که با توجه به تغییرات گام ملخ، حاکم بر تغییرات قدرت موتور است پس **torquemeter** را نشاندهنده شماره یک موتورهای توربوپراپ و توربو شفت میتوان پنداشت.

همانطور که میدانید **torque** یعنی نیروهای چرخاننده یا **turning force** . پس اگر گام ملخ زیاد شود نیروی لازم برای چرخاندن ملخ افزون خواهد گشت و چون نشاندهنده گام ملخ نداریم پس **torquemeter** نقش مهمی در **power setting** موتورهای مجهز به ملخ **constant speed** را داراست. در بخش موتور تابلو آلات دقیق هواپیماهای توربوپراپ همچون **C-130**چند عدد از این نشاندهنده به تعداد موتورهای هواپیما درصدر مجلس یعنی در ردیف اول جای دارند. برای اندازه گیری **torque** موتور طبق تصویر معمولا از مکانیزم **reduction gear** استفاده میشود. فشار روغن ایجاد شده در دو سیلندر که به **fixed gear** متصلند به یک **gage** فشاری منتقل میشود.صفحه این نشاندهنده میتواند بر حسب **psi** یا **ft-lb** و یا حتی درصد **torque** مدرج باشد.در هواپیماهای مدرن این سیستم الکترونیکی کار میکند.



Suction Gage

هر هواپیما دارای سه نشان دهنده ژیروسکوپی است که اهمیت زیادی از نظر پرواز بخصوص پرواز **IFR** داشته و عبارتند از:

a. **Attitude Ind.** : که همان **Gyro Horizon** است و وضعیت هواپیما را نسبت به افق نشان می دهد.

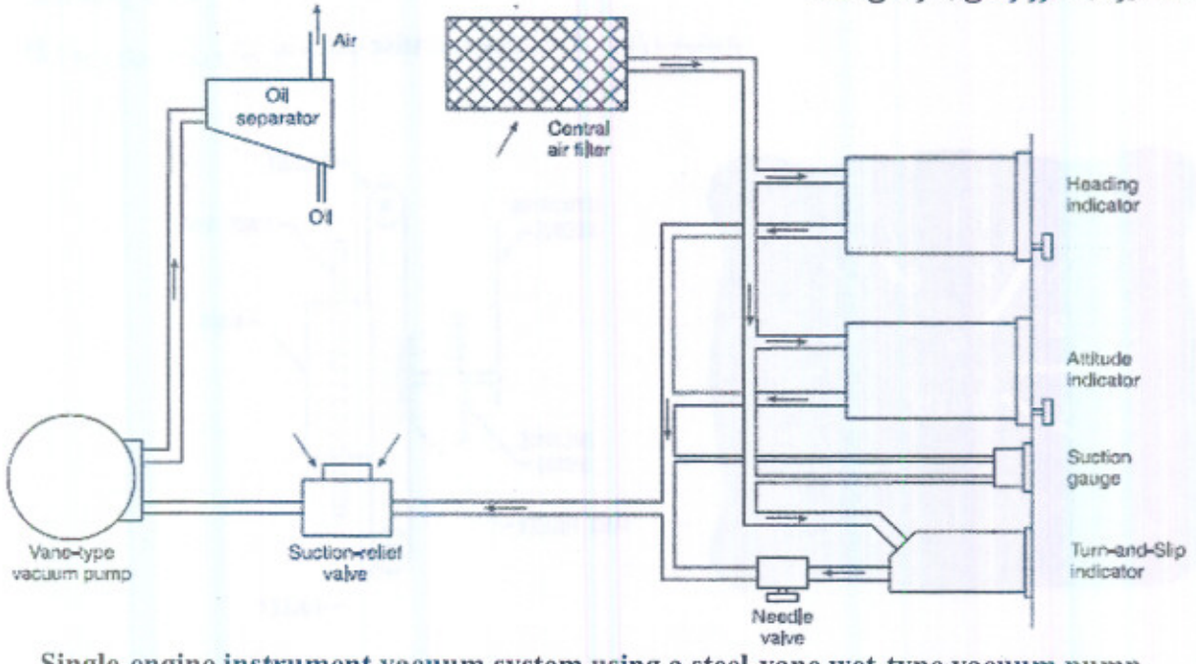
b. **Directional Gyro** : که مکمل قطب نمای مغناطیسی بوده وجهت هواپیما را نشان می دهد.

c. **Turn & Bank Ind.** : که در گردش هواپیما بسیار مهم بوده و از دو قسمت تشکیل شده یکی **bank ind.** مکانیکی بوده و دیگری **turn ind.** که ژیروسکوپی بوده و سرعت زاویه ای هواپیما را حین گردش نشان میدهد.

در هواپیماهای مدرن این سه نشان دهنده الکتریکی کار می کنند. ولی در هواپیماهای ساده به صورت بادی و توسط **vacuum system** کار مینمایند. بدین ترتیب که روی موتور یک**vacuum pump**از نوع**vane type** با چرخش خود ایجاد مکش کافی نموده و این سه نشاندهنده مهم در **suction line** پمپ قرار داشته و با مکش، **gyro** داخل آنها شروع به دوران مینماید و چون میزان مکش باید به اندازه ای باشد که دور لازم را به **gyro** بدهد، یک **suction gage** در کابین نصب می شود که باید **4 In-Hg** را نشان دهـــد و با **R.V.** سیستم قابل تنظیم است. لازم به یادآوری است که دو نشاندهنده اول با **4 In-Hg** مکش کار میکنند ولی **T&B Ind.** با **2 In-Hg** کار میکند و از اینرو در پشت آن یک **reducer** قـابل تنظیم وجود دارد.

همانطوری که گفته شد و تصویر صفحه بعد نشان میدهد، نشاندهنده ها در قسمت **suction** پمپ قرار دارند، زیرا که پمپ به خاطر جلوگیری از **wear** چرب می شود پس هوای خروجی آن چرب بوده و بنابراین ابتدا وارد**air-oil separator** گشته و روغن آن گرفته شده و به **sump** موتور باز گردانده شده و هوای خالی به خارج فرستاده می شود. البته در صورتی که هواپیما مجهز به سیستم **de-icing** باشد می توان از این هوا استفاده نموده و اقدام به یخ زدایی لبه حمله و سطوح دم نمود.

Hint –در هواپیماهای کوچک و ساده یک لوله ی وانتوری در مجاورت بدنه یا زیر آن نصب نموده و گلوگاه آن را به سه نشان دهنده مرتبط می نمایند و در حین پرواز، عبور هوای پر سرعت از گلوگاه ایجاد مکش نموده و جایروهای داخل نشان دهنده ها را به چرخش در می آورد. حسن این سیستم سادگی ساختمانی و تعمیراتی آن بوده، ولی عیب آن این است که تا هواپیما سرعت نگیرد به طور واقعی بکار نمی افتد.



Single-engine instrument vacuum system using a steel-vane wet-type vacuum pump.

Mechanical Instruments

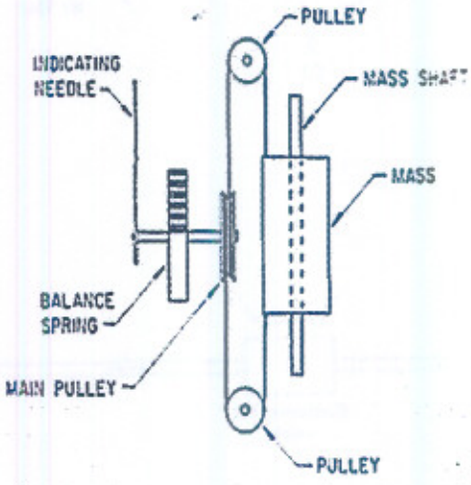
آلات دقیقی که در این فصل مورد بحث قرار میگیرند براساس قوانین پایه علم مکـــــانیک همچون جاذبه (**gravity**)، شتـــــاب(**acceleration**) ، نیروی گـــریز از مرکـز(**centrifugal force**) ،انبســـــاط حرارتی(**thermal expansion**) و اصل ماند(**inertia**) کار میکنند.

امروزه تعداد آلات دقیق مکانیکی در هواپیما ها اندک بوده و در این فصل آنهایی را که در رابطه با **airframe** هستند مورد بحث قرار میدهیم.

Accelerometer

همانطور که در آئرودینامیک دیدیم در مقاطع خاصی از پرواز ممکن است به هواپیما **g** زیادی وارد شود و چون هر هواپیما حداکثر **g** معینی را میتواند تحمل کند، تجاوز از این **limit** میتواند پر مخاطره باشد. از اینرو در هواپیما های جنگنده و آکروباسی این نشاندهنده نصب میشود تا خلبان از حداکثر **g** مجاز تجاوز ننماید. صفحه این نشاندهنده معمولا از **5-** تا **12+** مدرج بوده و علاوه بر عقربه اصلی ممکن است دارای دو عقربه **dummy** ، یکی برای ثبت حداکثر **g** مثبت و دیگری برای حداکثر **g** منفی وارده در هر پرواز باشد. همانطور که در آئرودینامیک دیدید، عادی ترین موردی که **g** وارده به هواپیما در آن افزایش مییابد، **turn&bank** است که جزئیات آنرا اثبات کردیم. مورد دیگر، مانورهای شدید همچون شیرجه و **pull up** متعاقب آن است. دیگر مورد پرواز در هوای **rough** است که در چنین هوایی خلبان سرعت هواپیما را به زیر (**maneuvering speed**)V_M میرساند تا از **overload** شدن هواپیما اجتناب نماید. علائم **overload** شدن هواپیما بصورت پرچ های از جا پریده (**popped rivets**)، چروک خوردن پوسته (**skin corrugation**) و تغییر شکل ساختمانی (**structural deformation**) ظاهر میشود که مستلزم **inspection** عمیق و تعمیرات گسترده بوده و میتواند حتی به خارج کردن هواپیما از خدمت منجر گردد.

Hint : در روی زمین و نیز به هنگام **cruise** به هواپیما یک **g** وارد میشود.



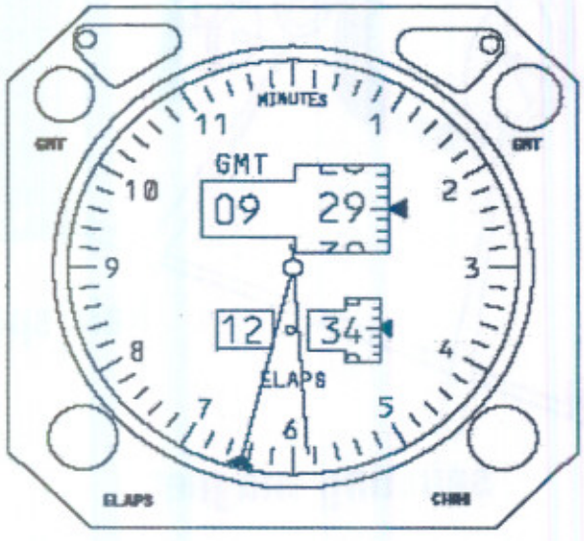
Thermometer

اکثریت قریب به اتفاق نشاندهنده های حرارت مورد استفاده در هواپیما ها به طور الکتریکی کار میکنند. ولی به ندرت به نشاندهنده های حرارتی مکانیکی برمیخوریم که نمونه آن نشان دهنده درجه حرارت هوای بیرون **O.A.T = Outside Air Temperature Gage** را میتوان نام برد که در روی شیشه خلبان[1] نصب است و در ساختمان آن از یک نوار فلزی **bimetallic** استفاده میشود. اصولا فلزات در برابر حرارت منبسط میشوند و ضریب این انبساط در فلزات مختلف متفاوت است از این رو همچون ترموستـــات وقتی دو فلز مختلف به هم متصل گشته و با افزایش درجـــه حرارت روبه رو شوند به دلیل عدم انبساط یکســـان به حالت خمش در می آیند. در حرارت سنج نیز طبـــق تصویر از این نکته استفاده شده است و دو فلز مورد استفاده معمولا **iron & brass** است که واضح است ضریب انبســـاط **brass** بیش از **iron** است.

Hint : **O.A.T** در محاسبات **performance** هواپیما کاربرد گسترده دارد و برای آگاهی بیشتر به منابع آن مراجعه کنید.

Clock

از آنجایی که عامل زمان[2] در پرواز از اهمیت ویژه ای برخوردار هست در کابین خلبان حداقل یک ساعت نصب میشود. ساعت های مورد استفاده در هواپیما ها میتوانند از نوع برقی یا کوکی باشند که نوع کوکی معروف به **8 day** بوده زیرا با یک بار کوک کردن هشت روز کار میکند. وظیفه پرسنل فنی آشیانه کوک کردن[3] و تنظیم[4] آن و کسب اطمینان از صحت کـــار آن است و برای تعمیـرات بـــه **shop** مجـاز فرسـتاده شوند. ساعت ها معمولا دارای سه عقربه ثانیـه شمـــار، دقیقه شمار و ساعت شمار بوده ولی بعضی انواع آن ممکـن اسـت دارای دو عقربـه **dummy** اضـافی باشـند کـه قبـل از **T.O.** توسـط دکمـه ای روی زمـان آغـاز پـرواز **set** میشوند تا بعد از فـرود بـرای محاسـبه دقیـق **flight time** مورد استفاده قرار گیرند.



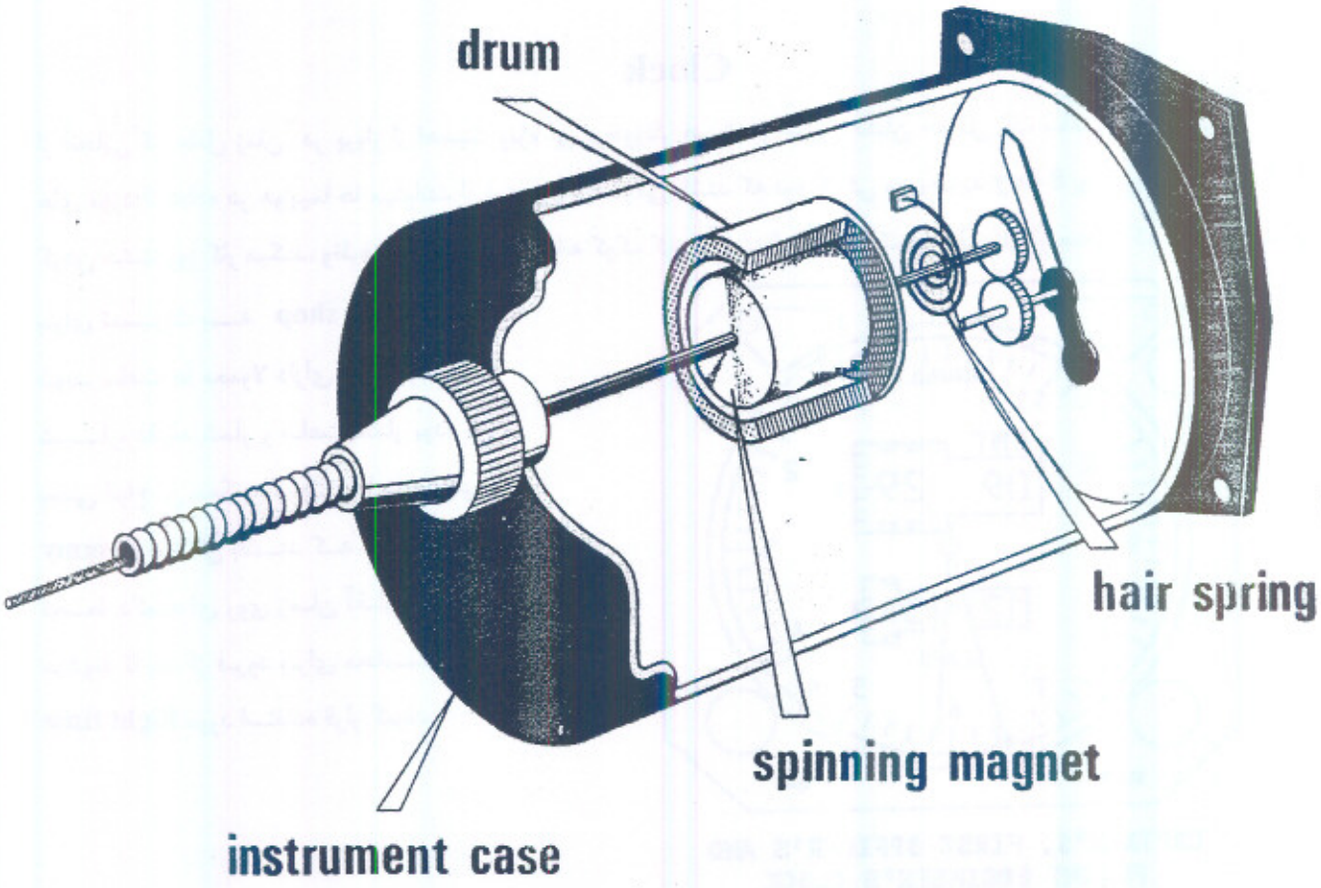
CAPTAIN'S, FIRST OFFICER'S AND FLIGHT ENGINEER'S CLOCK

[1] windshield
[2] time
[3] winding
[4] setting

Magnetic Tachometer

در درس موتور (جت و پیستونی) با فاکتور **RPM** و نقش آن در **power** و **thrust** آشنا شدیم . در هواپیماهای کوچک و یک موتوره که موتور در دماغ قرار داشته و فاصله آن تا **cockpit** اندک است، از این نوع دورسنج استفاده می شود و ارتباط موتور با **gage** طبق تصویـــرتوســـط یک **flexible drive shaft** (سیم کیلومتر) تأمین می گردد . در داخل نشان دهنده یک آهنربای دائمی **permanent magnet** وجود دارد که همراه موتور می چرخد. حول این آهنربا، یک صفحه فلزی غیر آهنی (**nonferrous**) موسوم به **drag cup** وجود دارد که چرخش آهنربا در آن **eddy current** القاء می نماید. طبق قانون لنز حوزه مغناطیسی این جریان با تغییرات حوزه مولد خود (آهنربای دائم) مخالفت نموده پس **drag cup** در جهت آهنربای دائم شروع به دوران نموده و این دوران از طریق یک فنر به عقربه منتقل گشته و دور موتور نشان داده می شود. علت انتخاب فلز غیر آهنی برای **drag cup** ، جلوگیری از اثرات سوء پسماند مغناطیسی (**residual magnetism**) است.

MAGNETIC DRAG TACHOMETER



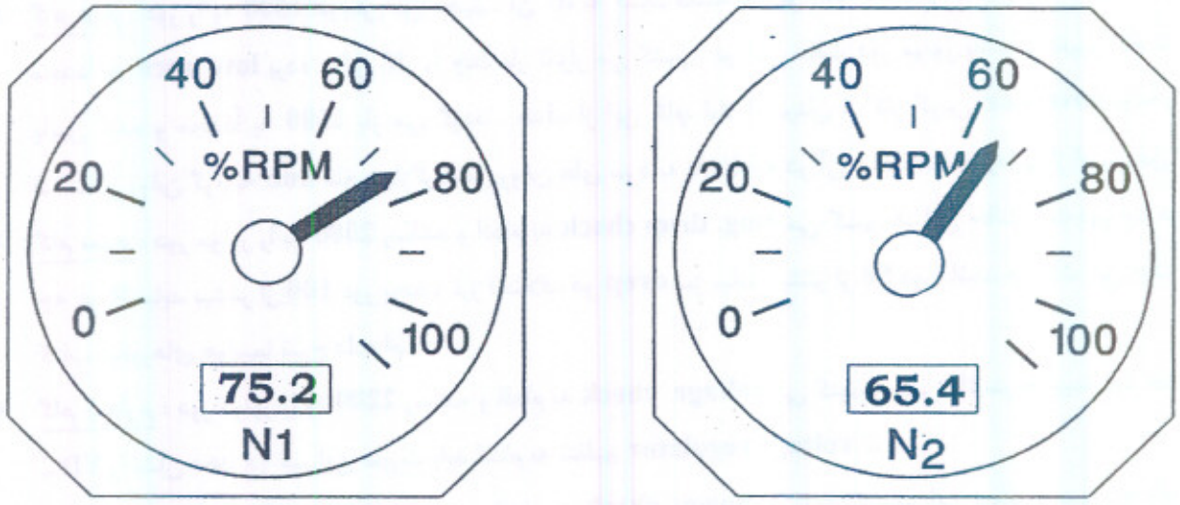
کاربرد دورسنـــج در موتور پیستونـــی

در اینجا برای درک بهتر کاربرد این نشان دهنده مهم در هواپیما ، نحوه استفاده از آن را به طور نمونه در تست موتور هواپیماهای اروکماندر مجهز به موتور پیستونی **Lycoming IO – 540** شرح می دهیم .

- **گام اول** : با رعایت کلیه نکات احتیاطی، اقدام به روشن کردن موتور نموده و اگر ظرف 30 ثانیه فشار روغن بالا آمد آنگاه آنرا در دور **(1000) fast idle** قرار داده و آن قدر صبر می کنیم که دمای روغن و دمای سرسیلندر به **range** سبز برسد **(warm – up)** .
- **گام دوم** : دور را به **1500** افزایش می دهیم . آن گاه به کمک دسته گاورنر **(rpm lever)** ملخ را **feather** نموده و مجدداً به **low pitch** برده و این کار را چند بار تکرار می کنیم . در این حالت دور موتور به علت تغییر گام تا **800** پایین آمده و مجدداً به **1500** باز می گردد . هدف از این گام، اولا اطمینان از کار کردن **governor** بوده و ثانیاً فرستادن روغن گرم به **hub** ملخ و بازگرداندن روغن های سرد به تله افتاده در آن بوده، ثالثا هوازدایی از این روغن است.
- **گام سوم** : دور موتور را به **2000** رسانده و اقدام به **mag. drop check** می کنیم. در این حالت افت دور چه در **L** و چه در **R** نباید بیشتر از **100** دور بوده و نیز اختلاف دو **drop** نیز نباید بیشتر از **50** دور باشد. جزئیات این چک را در کتاب موتورهای هواپیما شرح داده ام.
- **گام چهارم** : دور موتور را به **2200** رسانده و اقدام به **voltage check** می کنیم ، یعنی ولتمتر هواپیما باید عدد **28 VDC** را نشان دهد .در غیر این صورت باید اقدام به تنظیم **voltage regulator** کرد .
- **گام پنجم** : **throttle** را کاملاً جلو داده و اقدام به **power check** می نماییم . در این هواپیما دورسنج باید عدد **2575** را نشان دهد ، در غیر این صورت باید اقدام به رفع عیب نمود .
- گام ششم : دور را به **idle** باز گردانده (حدود **750**) و قبل از خاموش کردن بوسیله **mixture lever** ، توسط **ignition switch** اقدام به **dead mag. check** می نماییم. یعنی موتور را موقتاً توسط **ignition switch** خاموش می کنیم تا ببینیم خاموش می شود یا نه. اگر میل به خاموش شدن **(run down)** کرد، قبل از توقف کامل موتور ، دوباره **switch** را **on** می کنیم ، اما اگر میل به خاموش شدن نکرد ، به معنی این است که سیم **ground** یکی از **magneto** ها قطع بوده و بایستی اقدام به رفع عیب کرد. از داخل کابین چگونه میتوان فهمید سیم **ground** کدام ماگنیتو قطع است؟
- **گام هفتم** : به وسیله ی دسته **mixture** موتور را خاموش نموده ، منتهی حین این عمل **idle mixture check** نیز انجام میدهیم. بدین طریق که ..... آیا میتوانید بگویید چگونه ؟ برای دانستن جواب به کتاب موتورهای هواپیمای اینجانب رجوع نمایید.
- **گام هشتم** :**switch** های **ignition** را **off** نموده ، **boost pump** ها را خاموش کرده، **generator switch** ها را **off** نموده، **master switch** را **off** نموده و با رعایت کلیه نکات احتیاطی، اقدام به ترک هواپیما مینماییم .

چگونگی استفاده از دورسنج در موتور جت

همانطوری که در درس موتور دیدیم، تئوری عمل موتور جت کاملاً با موتورهای پیستونی تفاوت دارد، از اینرو تست هایی را که در مورد موتور پیستونی شرح دادیم، نمیتوان عیناً بر روی موتور جت پیاده نمود. مثلاً چون دور موتورهای جت معمولاً بسیار زیاد است، صفحه دورسنج آن را برخلاف موتورهای پیستونی، بر حسب درصد دور مدرج می نمایند و نیز میدانیم در حالی که به طور نمونه دور **idle** یک موتور پیستونی حدود **20%** دور **max** است. این عدد برای یک موتورجت، به طور نمونه **JT9D** برروی **747** ، N_2 **65%** اســـت.



حال با رعایت کلیه نکات احتیاطی **start switch** موتور جت را **on** میکنیم. در این حالت هوا با فشار به سمت **air turbine starter** روان شده و موتورشروع به چرخش می نماید . ضمن این که معمولاً **ignition** نیز **on** است . حدود دور **15%** شیر **fuel** را باز نموده و سوخت به سمت موتور روان می گردد و اندکی بعد بالا رفتن **EGT** بیان گر آغاز موفقیت آمیز احتراق است . در این حالت اکیداً باید مواظب باشیم، موتور **hot start** نکند. می دانیم که نه احتراق به تنهایی قادر به روشن کردن موتور جت است و نه **starter** از این رو بر خلاف موتور پیستونی در حالی که احتراق نیز آغاز گشته است ، **starter** با موتور درگیر مانده و این درگیری تا نزدیکی های دور **idle** که به آن **self accelerating rpm** و یا **self sustaining RPM** می گویند ، ادامه داشته و در اینجا **starter** به طور خودکار از موتور جدا گردیده و چراغی در کابین این عمل را به خلبان گوشزد می نماید . از این به بعد موتور به تنهایی به **acceleration** خویش ادامه داده تا در دور **idle** آرام بگیرد که این دور به طور نمونه برای موتور **747**، N_2 **65%** است . جزئیات این امر را در کتاب موتورهای هواپیما به طور کامل و اساسی شرح داده ام. در اینجا ذکر یک نکته ی مهم ضروریست و آن **hung start** است . منظور از این واژه این است که به علت وجود ایرادی در موتور در حین فرآیند **starting** ، موتور عاجز از رسیدن به دور **idle** بوده و در دوری میان دور **idle** و صفر بلا تکلیف باقی می ماند . در این حالت اشتباه مطلق است اگر بخواهیم **throttle** را به جلو داده و با افزایش سوخت تحویلی به موتور کمک کرده و بخواهیم آنرا به دور **idle**، **push** کنیم ، زیرا نتیجه ای جز **overheat** نخواهد داشت. در این حالت بهترین چاره بستن شیر سوخت و خاموش کردن موتور بوده و سپس باید اقدام به عیب یابی نمود.

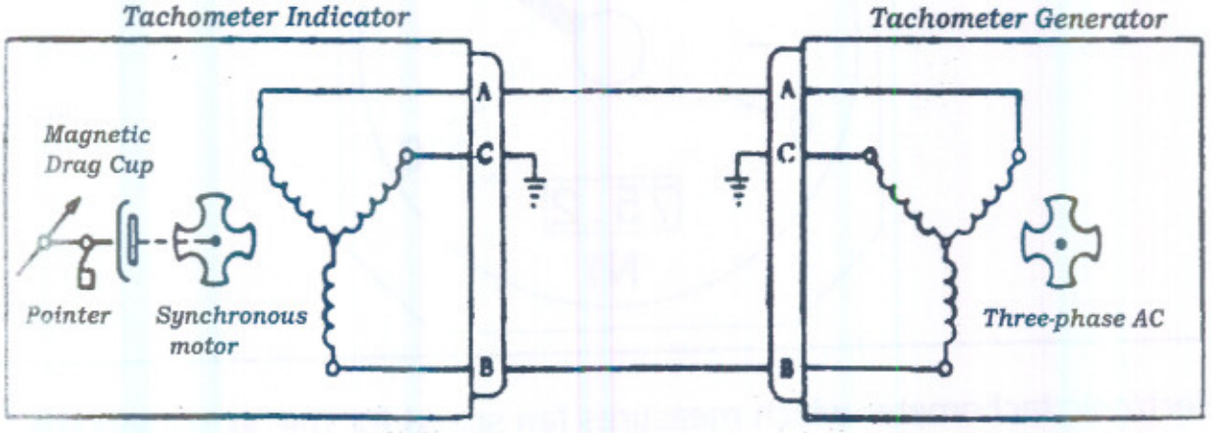
Electrical Instruments

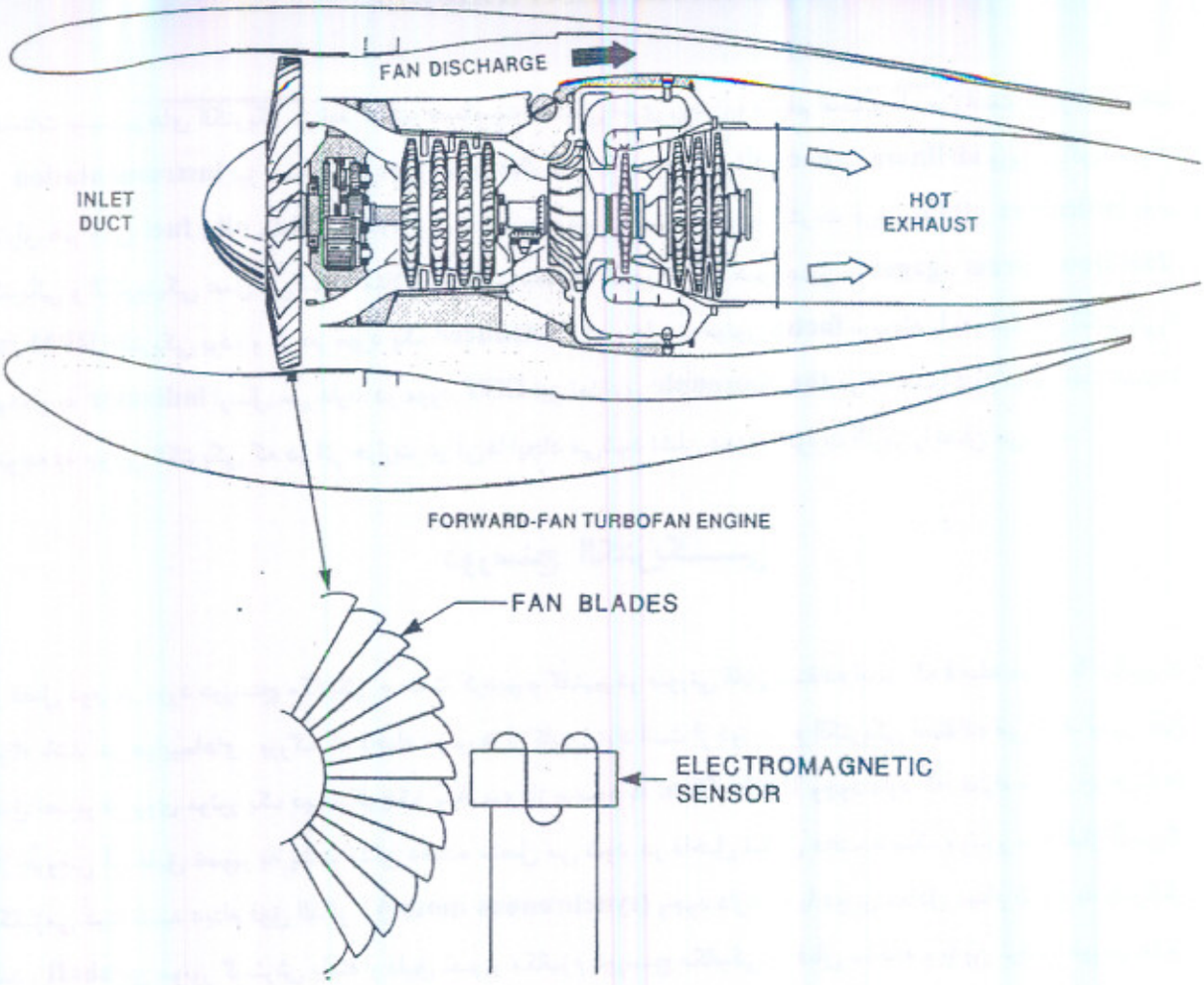
محسنات سیستم های الکتریکی از نظر دقت، حساسیت . سبکی امری روشن و مسلم است و طبیعی است که از این محسنات در **instrumentation** نیز استفاده گردد. از طرف دیگر با توجه به اهمیت **cockpit** در **airliners** ورود هرگونه مواد قابل احتراق هم چون **hyd . fluid , oil , fuel** و .... به آنجا ممنوع است از این رو اکثریت قریب به اتفاق **indicators** به طریق الکتریکی و الکترونیکی عمل می‌کنند . مثلاً کلیه نشان دهنده های موتور هم چون , **press . gages , fuel flow , ...** **RPM ind** الکتریکی بوده و در هر مورد یک **transducer** در مجاورت موتور **factor** مربوطه را به سیگنالی الکتریکی تبدیل نموده و به **indicator** ارسال می دارد. در مورد **EGT** نیز تعدادی **thermocouple** در قسمت اگزوز موتور جت نصب شده و با توجه به جریان الکتریکی که در اثر حرارت در آن‌ها ایجاد می‌شود نشان دهنده حرارت اگزوز را نشان می‌دهد.

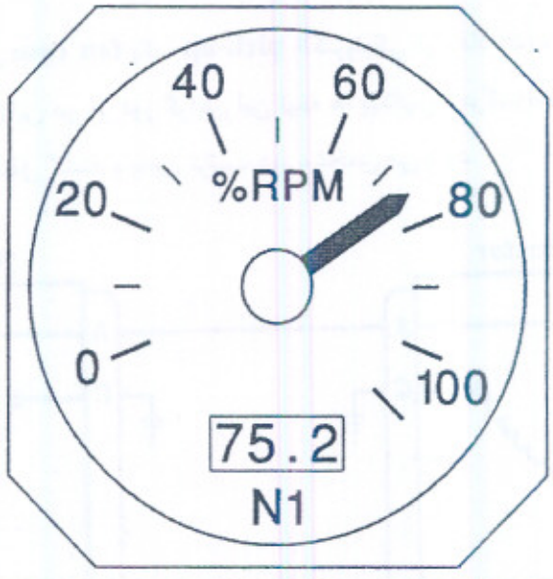
دورسنج الکتریکـــــی

در فصل دوم در مورد دورسنج مکانیکی صحبت کردیم و گفتیم در صورتی قابل استفاده است که فاصله موتور تا کابین خلبان کوتاه باشد .در هواپیماهای بزرگ که فاصله موتورها از کابین زیاد است از دور سنج الکتریکی استفاده می شود. بدین طریق که طبق تصویر در روی موتور یک دینام کوچک **AC** سه فاز موسوم به **Tach. Gen.** وجود دارد که همراه موتور چرخیده و سه فاز خروجی آن طبق تصویر به پشت نشان دهنده متصل می شود. در داخل نشان دهنده یک موتور سه فاز الکتریکی با مکانیزمی عینا شبیه دینام فوق الذکر **(synchronous motor)** وجود دارد که با دوری معادل دینام شروع به چرخش می کند . **shaft** این موتور گسترش یافته و طبق تصویر مکانیزم دورسنج مکانیکی را فعال ساخته و بدین ترتیب دورمشخص می شود.

Hint : در موتورهای توربوفن روی **fan case** یک **pick-up** الکترونیکی قرار داده شده و یک یا دو عدد از تیغه های fan اندکی طولانی تر گرفته میشوند بنابراین در هر دور گردش این تیغه ها پیکاپ را حرکت داده و بدین ترتیب سیگنالی تولید می شود که به نشان دهنده حساس منتقل گشته و بدین ترتیب دور مشخص می شود.



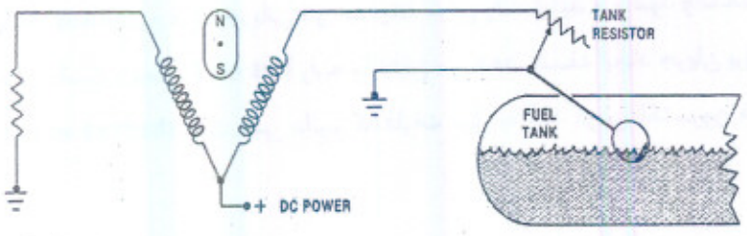




Electronic tachometer which measures fan speed for the N1 tachometer.

Float Type Fuel Quantity Ind.

این سیستم در هواپیماهای قدیمی مورد استفاده است بدین طریق که طبق تصویر در داخل باک یک شناور وجود دارد که با افزایش سطح بنزین بالا می آید .انتهای محور آن به قطعه **transmitter** که می تواند از نوع **DC synchro** باشد، متصل است. بنابراین با شناختی که از این سیستم پیدا کردیم بالا آمدن شناور و تغییری که در وضعیت داخل **potentiometer** پدید میآید موجب حرکت عقربه نشان دهنده گشته و بدین ترتیب مقدار سوخت داخل باک مشخص می شود. این سیستم با وجود سادگی چون الکترومکانیکی است مشکل سایش و فرسایش دارد از اینرو در هواپیماهای پیشرفته از روش خازنی استفاده می شود.



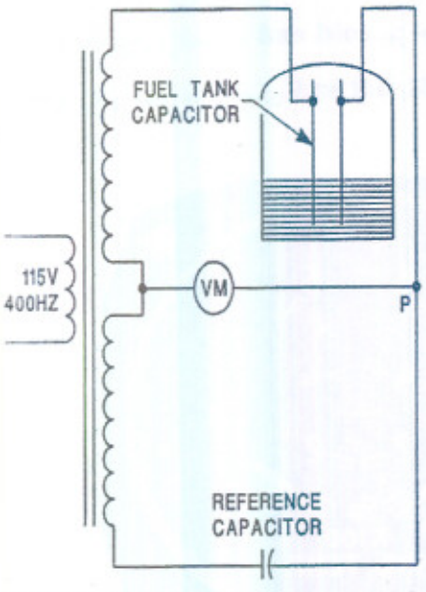
Circuit for a simple ratiometer-type fuel quantity indicator.

Capacitor Type Fuel Quantity Ind.

میدانیم خازن یک قطعه الکترونیکی است که مقداری انرژی در خود ذخیره می کند و ظرفیت آن که برحسب فاراد و اجزاء آن اندازه گیری می شود بستگی به سطح جوشن ها .فاصله آن ها از یکدیگر و نیز جنس ماده عایق بین این دو دارد و نیز می دانیم که اگر یک خازن در مدار الکتریکی **AC** قرارگیرد از خود مقاومت خازنی (**capacitive reactance**) بروز می دهد که مقدار آن طبق فرمول زیر محاسبه میشود.

$$X_C = {}^{1}\!/_{2\pi fC}, \qquad f = \text{frequency} \qquad C = \text{capacity}$$

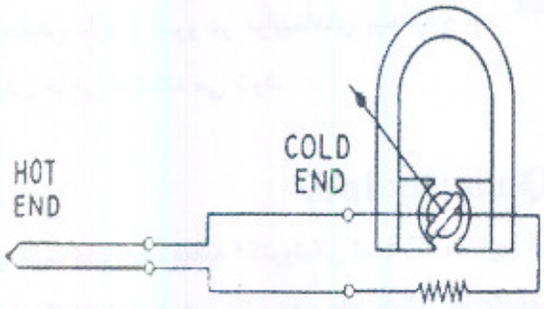
بنابراین در این هواپیماها در داخل باک با توجه به شکل آن که مکعب مستطیل یا مخروطی **tapered** باشد یک یا چند عدد خازن استوانه ای شکل بصورت عمودی نصب می گردد . بنابراین وقتی باک خالی است فضای بین جوشن ها را هوا فراگرفته، بنابراین خازن ها ظرفیتی معین پس طبق فرمول مقاومت خازنی معینی خواهند داشت ولی وقتی باک پر یا نیمه پر باشد فضای بین جوشن های خازن را بنزین فرا گرفته از اینرو خازن ظرفیتی دیگر پس مقاومت خازنی دیگری خواهد داشت .بنابراین اگر این خازن بخشی از یک مدار الکترونیکی باشد که انتهای آن نشان دهنده داخل **cockpit** باشد باتوجه به طراحی سیستم که بستگی به نوع هواپیما دارد مقدار سوخت داخل باک مشخص می شود. این سیستم چون بصورت الکترونیکی عمل کرده، سایش و فرسایش (**wear&tear**) ندارد و عمر و دقت آن بیشتر است .مزیت دیگر این سیستم این است که نوع سوخت داخل باک را تشخیص می دهد .یعنی اگر سوخت داخل باک تغییر کند مثلا به جای بنزین **JP-4** داخل آن ریخته شود چون ظرفیت خازن تغییر می کند بنابراین تشخیص می دهد .از این رو این سیستم را طوری کالیبره کرده اند که به جای حجم سوخت وزن آن را برحسب **pound** نمایش می دهد.



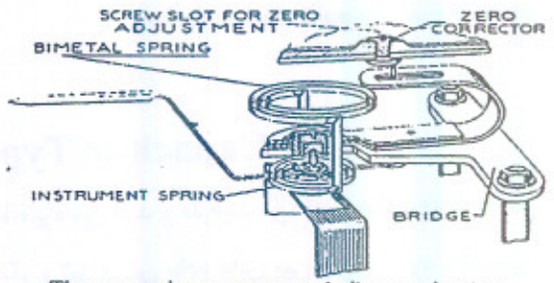
Simplified circuit to illustrate the principle of operation for a capacitance liquid quantity system.

Thermocouple Temperature Indicator

برای اندازه گیری دماهای بالا همچون **EGT** موتور جت و **CHT** موتورهای پیستونی از سیستم ترموکوپل استفاده میکنیم. در این سیستم یک زوج حرارتی متشکل از دو فلز مختلف را در مجاورت منبع داغ همچون اگروز موتور جت قرار داده و به وسیله دو سیم از جنس همان فلزات به نشاندهنده در **cockpit** که در واقع میلی ولتمتر است، وصل میکنیم. در اثر حرارت زیاد **hot end** (منبع داغ) جریانی در حد چند میلی ولت تولید می شود و نشاندهنده که در واقع صفحه اش بر اساس واحد دما مدرج است ، دمای **hot end** را به ما نشان می دهد. فلسفه ایجاد جریان برق در چنین مدار بر اساس اصل موسوم به **electric thermo effect** است. می دانیم که فلزات میل به آزاد کردن الکترون دارند و این خاصیت در فلزات مختلف ، متفاوت

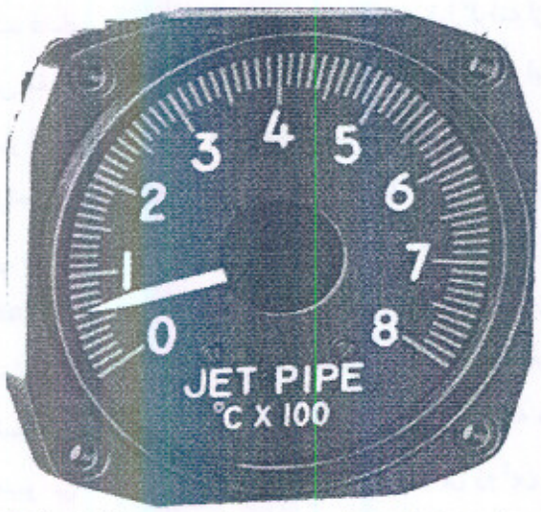


Thermocouple System.

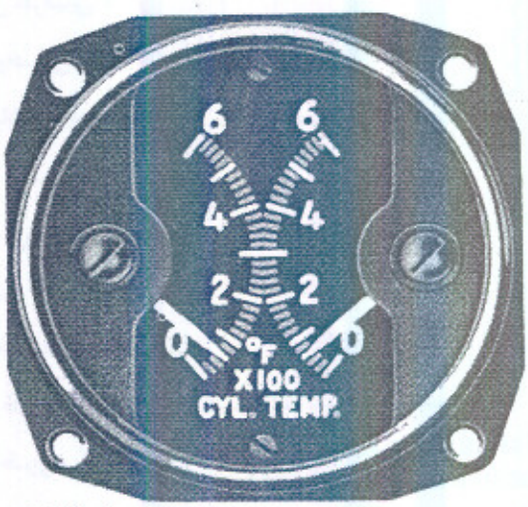


Thermocouple temperature indicator showing bimetallic spring for ambient temperature compensation.

بوده و نیز می دانیم که این خاصیت با اعمال حرارت تشدید می گردد ، به همین خاطر است که در ساختن ترموکوپل از دو فلز مختلف که از این نظر متضاد هم باشند استفاده می شود که جنس آن درموتور پیستونی **iron & constantan** یا **copper & constantan** بوده ولی در موتور جت به علت حرارت زیاد از دو آلیاژ **chromel & alumel** استفاده می شود . اگر دقت کنید می بینید که سیستم از دو قسمت **hot end** در مجاورت موتور و **cold end** (نشان دهنده) تشکیل شده است و چون از قسمت **cold end** نیز جریان ضعیفی به سمت مخالف می آید ، پس نتیجه می گیریم که جریان خالص (**net**) حاصل در مدار نه با دمای **hot end** بلکه با اختلاف دمای **hot end** و **cold end** متناسب است . برای حل این مشکل



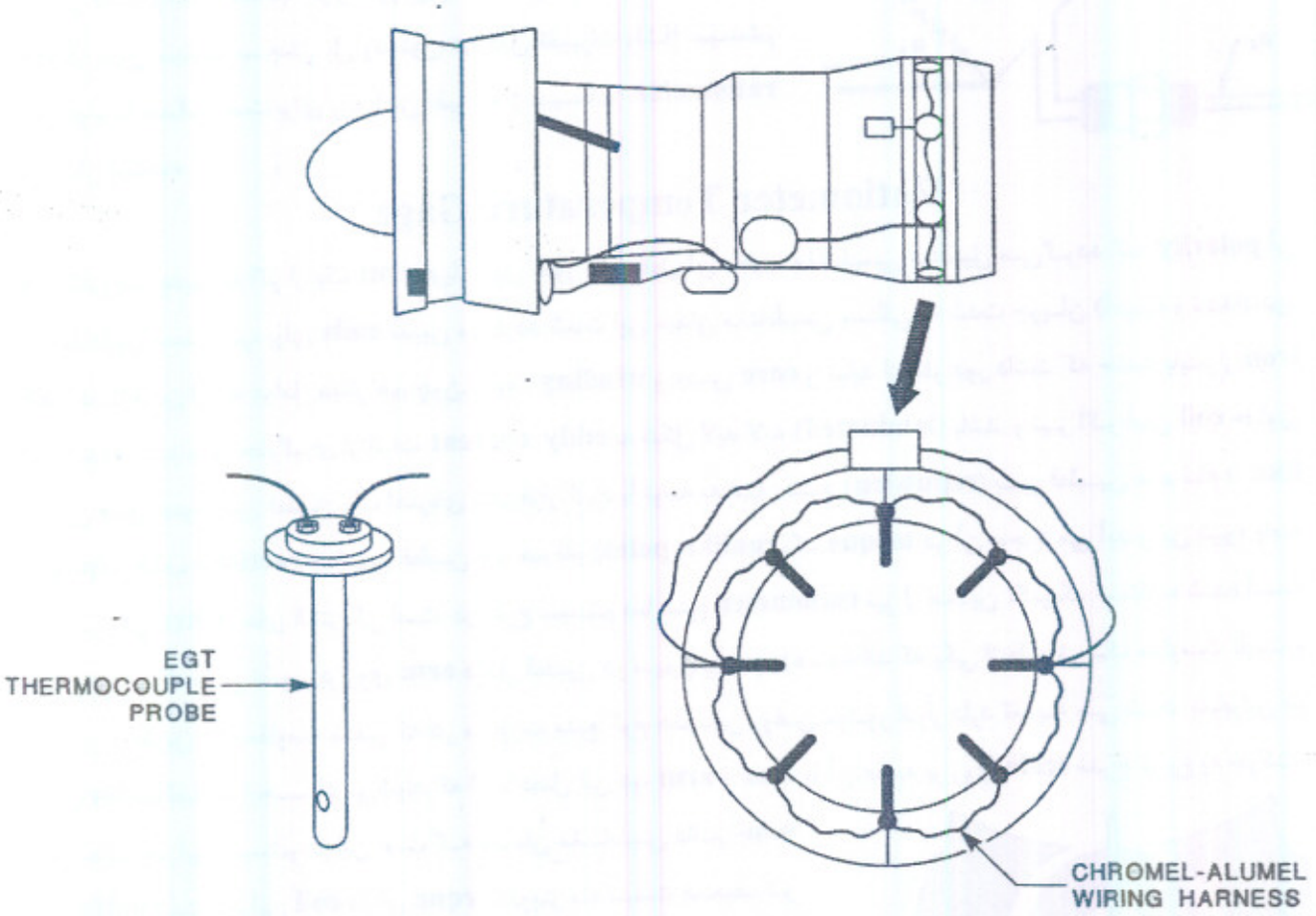
Exhaust temperature gage for a jet engine.



Cylinder-head- temperature gage.

طبق تصویر در داخل **gage** یک حرارت سنج **bimetallic** قرار داده ایم که متناسب با دما منبسط شده و عقربه را به جلو داده و به این ترتیب نشان دهنده ، دمای صحیح **hot end** را نشان خواهد داد . پس اگر دو سیم پشت نشاندهنده را قطع کنیم صفر نشان نداده بلکه **room temp** را نشان می دهد .

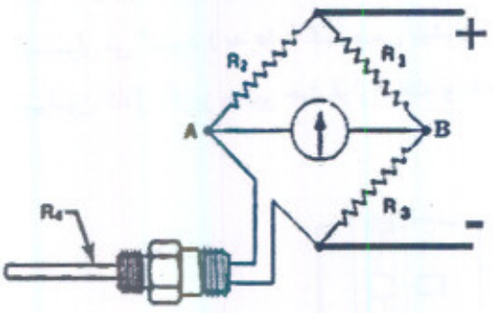
چون این سیستم بسیار **critical** (حساس) هست ، اولاً ترموکوپل و دو سیم آن را یکپارچه می سازند ، با مقاومت ثابت و استاندارد ، **2** یا **8** اهم و ما حق هیچگونه دخل و تصرفی در آن نداریم ، ثانیاً چون حرارت محیط به هر حال در سیستم اثر گذارده و مقاومت استاندارد را به هم می زند ، در مدار یک **neutralizer** (خنثی کننده) قرار داده اند که هر چه مقاومت مدار زیاد شود ،مقاومت آن همان قدر کم گشته پس مقاومت کل مدار همیشه ثابت مانده و به دقت آن خدشه ای وارد نمی شود . در موتورهای پیستونی ترموکوپل می تواند به شکل واشر شمع ساخته شود که زیر شمع یکی از سیلندر های ردیف عقب قرار می گیرد (به علت گرمی بیشتر) ولی در موتورهای جت به شکل سرنیزه (**bayonnet**) است که تعدادی از آن پیرامون کانال اگزوز موتور جت قرار گرفته و به صورت موازی به هم متصل می گردند .



Turbine engines use multiple EGT probes of the chromel / alumel type to take an average EGT for the exhaust section of the tailpipe.

Wheatstone Bridge Temperature Indicator

در ابتدای امر لازم به یادآوری است که مقاومت الکتریکی فلزات با حرارت افزایش می یابد و از این خاصیت در سیستم های الکتریکی اندازه گیری دما همچون دمای روغن و آب رادیاتور و ... استفاده می‌شود. البته در بین فلزات از این نظر **nickel** از همه حساس تر بوده یعنی با کوچکترین تغییری در دما مقاومت الکتریکی آن افزایش می یابد و بهمین خاطر معمولاً در داخل **temp. bulb** از آن استفاده می‌گردد. حال در سیستم پل وستون طبق تصویر از چهار مقاومت در یک مدار پل استفاده شده که سه مقاومت ثابت بوده و در داخل نشان دهنده قرار دارند. برای افزایش دقت سیستم و ثابت ماندن اهم این سه مقاومت در مقابل تغییرات معمول درجه حرارت محیط در ساخت آن‌ها از آلیاژی بنام **manganin** استفاده می‌شود. مقاومت چهارم متغیر بوده و در مجاورت منبع گرم هم چون روغن موتور قرار میگیرد. اگر در درجه حرارت معینی مثلا **50°C** مقدار اهم **R4** نیز مساوی بقیه مقاومت ها باشد مقاومت کلی دو مدار موازی بالائی و پایینی برابر بوده و در نتیجه بین **A , B** جریانی عبور ننموده

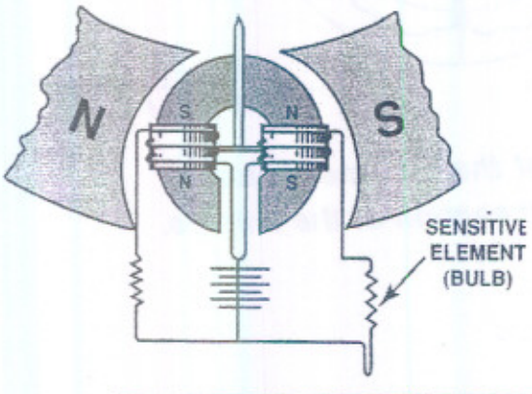


و گویند پل در حالت بالانس است حال با افزایش درجه حرارت مثلاً روغن اهم **R4** افزایش یافته و پل ازتعادل خارج گشته و جریانی از **A** به سمت **B** سرازیر گشته و نشان دهنده حرارت روغن را ثبت خواهد نمود.

Hint : چون سیستم سنجش پل وتستون درمقابل تغییرات ولتاژ سیستم برق هواپیما حساس است برای رفع این نقیصه از سیستم **ratiometer** می توان استفاده کرد.

Ratiometer Temperature Gage

در الکتریک دیدیم که اگر از یک **coil** جریان برق عبور کند حول آن حوزه مغناطیسی تشکیل می‌گردد که **polarity** آن توسط قانون دست چپ برای **coils** تعیین می‌گردد شدت این میدان مغناطیسی بستگی به شدت جریان (آمپر) و تعداد دور **coil** دارد ضمن اینکه عوامل دیگر هم چون نحوه **winding** و جنس **core** را نباید از نظر دور داشت که حتماً باید از **iron soft** بوده و نیز برای جلوگیری از اثرات **eddy current** به شکل لایه لایه (**laminated**) باشد. و نیز اگر این **coil** حاوی جریان طبق تصویر بین قطبین یک اهنربای دائم قرار گیرد با توجه به عمل دفع (**repulsion**) بین قطبین هم نام (**like poles**) و جذب (**attraction**) بین قطبین غیر هم نام (**unlike poles**) یک **torque** در آن بوجود می آید و این شیوه پایه و اساس کار **meter** های الکتریکی است. در طرح سیستم دما سنج **ratiometer** نیز از همین تکنیک استفاده شده است بدین ترتیب که طبق تصویر بر روی **arm** داخل قطبین دو سیم پیچ پیچیده شده اند که یکی از طریق یک مقاومت ثابت و دیگری از طریق یک مقاومت متغیر که در مجاورت منبع گرم همچون روغن موتور قرار دارد تغذیه می شود. بنابراین دو **torque** مخالف هم ایجاد می‌شوند که از ماحصل این دو، **arm** و همراه با آن عقربه بر روی **scale** مدرج شروع به حرکت



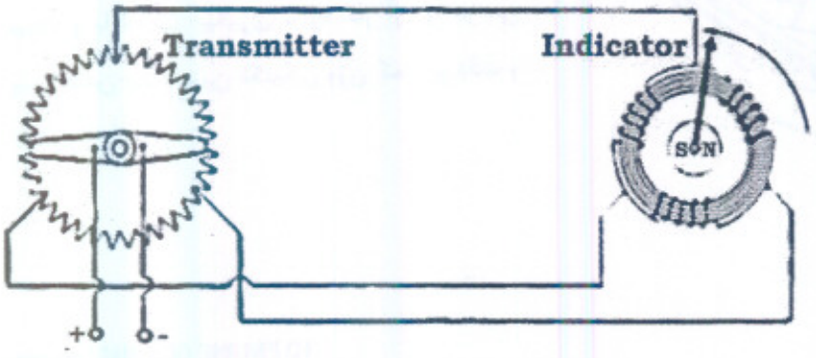
می‌نماید رمز این سیستم در این است که میدان مغناطیس دائم **non-uniform** است بنابراین **coil** دارای **torque** قویتر به سمت ضعیف تر میدان و **coil** دارای **torque** ضعیف تر به سمت قوی تر میدان حرکت کرده بنابراین نهایتاً این دو **torque** (مخالف هم) برابر گشته و عقربه ثابت گردیده و دمای منبع گرم رانشان میدهد . این سیستم نیز هم چون پل وستون برای اندازه گیری درجات حرارت ملایم تا **300° F** بکار می رود.

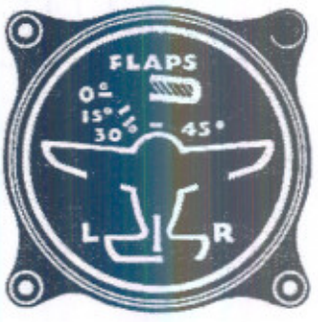
Synchro Systems

این واژه به سیستم های الکتریکی اطلاق می‌شود که حرکت و جنبشی را عیناً به فاصله ای دور منتقل مینمایند و ما در اینجا کاربرد آن را در **instrumentation** بررسی خواهیم کرد و چون برق به دو صورت **DC , AC** وجود دارد این سیستم نیز به دو صورت **DC , AC** وجود دارد که بترتیب اقدام به تشریح آن‌ها می نمائیم.

DC Synchro System

این سیستم که به آن**selsyn** نیز می گویند طبق تصویر از دو قسمت **transmitter** و **indicator** تشکیل گشته و **transmitter** آن در واقع یک **potentiometer** است که در مجاورت **unit** متحرک همچون **flap** قرار گرفته و حرکت آن **wiper**را روی حلقه مقاومت جابجا کرده و تغییراتی را در توزیع جریان و انتقال آن به سمت **indicator** موجب می‌شود در داخل **ind.** نیز بر طبق تصویر سه **coil** قرار داشته و **rotor** که عقربه بدان متصل است یک **permanent magnet** است که خود را با بر آیند سه حوضه مغناطیسی سه **coil** در واقع **align** نموده و بدین ترتیب عقربه روی **dial** وضعیت قرار گرفتن **unit** متحرک هم چون **flap** یا **trim tab** را نشان میدهد.

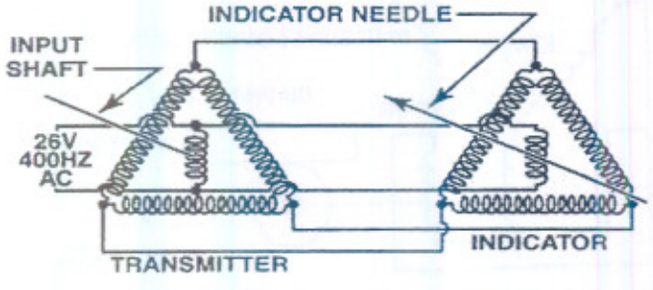


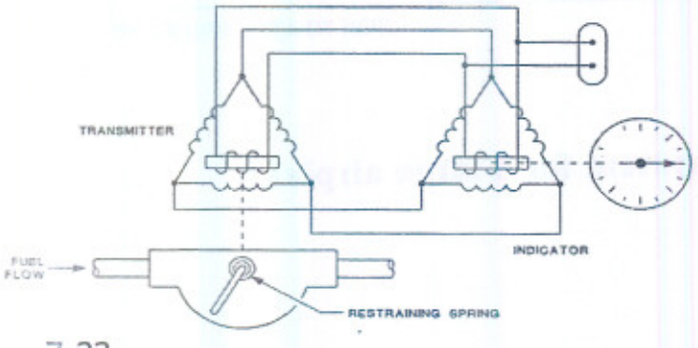


D-c Selsyn position indicator.

AC Synchro System

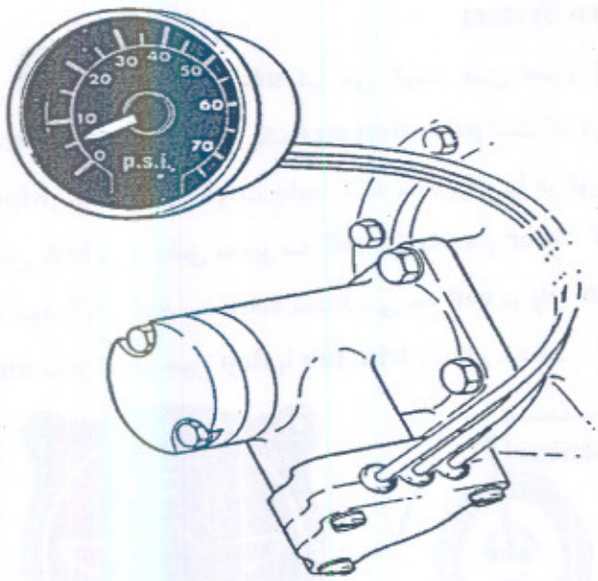
این سیستم که به آن **autosyn** نیز می گویند از دو قسمت **indicator** و **transmitter** تشکیل گشته که هر دو دقیقاً شبیه به هم بوده و از سه سیم پیچ ثابت و یک **coil** متحرک تشکیل شده اند که هم چون حالت قبل **rotor** فرستنده به **unit** متحرک هم چون فلاپ و **rotor** نشان دهنده به عقربه متصل است برق **26VAC** به هر دو **rotor** تغذیه میشود و چون هر دو قسمت از هر نظر یکسان هستند پس در حرکت نیز باید یکسان باشند یعنی هر حرکتی **rotor** فرستنده در اثر حرکت مثلاً **flap** نماید **rotor** نشان دهنده و همراه آن عقربه عیناً حرکت خواهد نمود از این سیستم در موارد دیگر هم چون انتقال فشار و **fuel flow** نیز استفاده می‌شود.

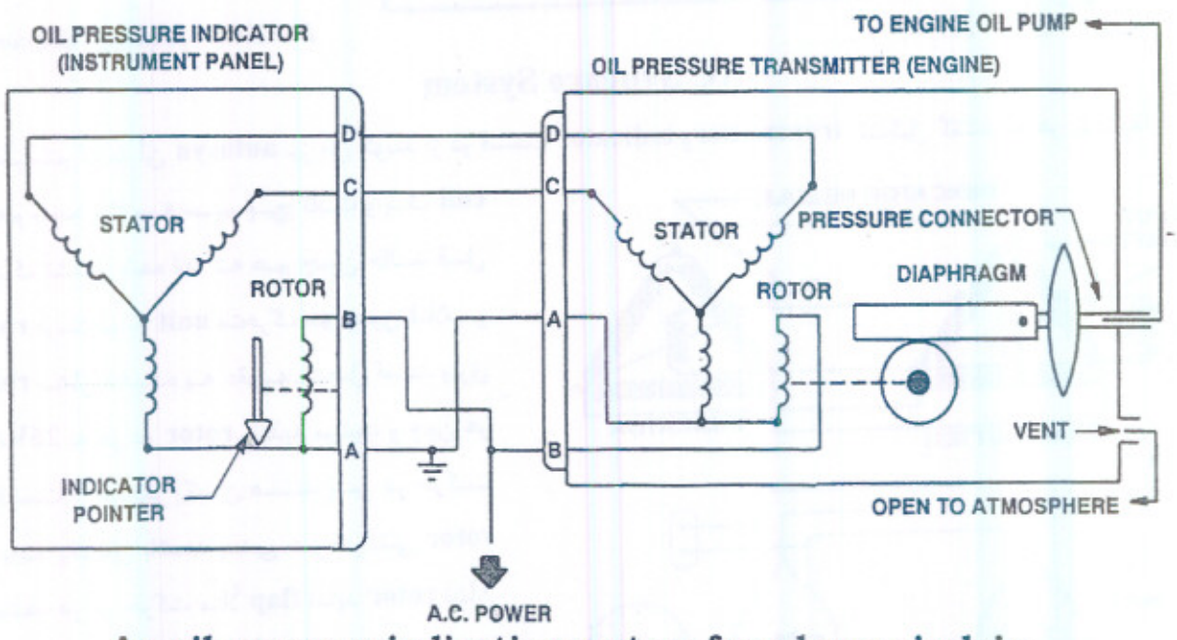




Pressure Transducer

حتما می دانید که طبق قوانین حاکم بر طرح و ساخت هواپیما بخصوص **airliners** به خاطر ایمنی ورود هرگونه مایعات تحت فشار بخصوص مایعات قابل احتراق به **cockpit** ممنوع است . ازطرف دیگر در کابین یک هواپیمای چهارموتوره حداقل چهارعدد **oil press. gage** ، چهارعدد **fuel press. gage** و ... نیاز داریم .پس در روی هرموتور برای هر یک از این کمیتها یک **transducer** تعبیه می شود. که مثلا فشـــار روغن موتور از یک طرف وارد آن شده و از طرف دیگر یک سیگنال الکتریکی به سمت کابین روانه می گردد.در این گونه موارد معمولا از همین سیستم **autosyn**استفاده می شود که دیاگرام مربوط به فشار روغن موتور را در تصویر زیر می بینید و چون قبلا در مورد طرز کار سیستم **autosyn**صحبت کرده ایم نیازی به تشریح در اینجا نبوده و با اندکی پیگیری نحوه کار آن را در می یابید. پس حسن یک چنین تکنیکی وزن کمتر و دقت و ایمنی بیشتر خواهد بود.





An oil pressure indicating system for a large airplain.

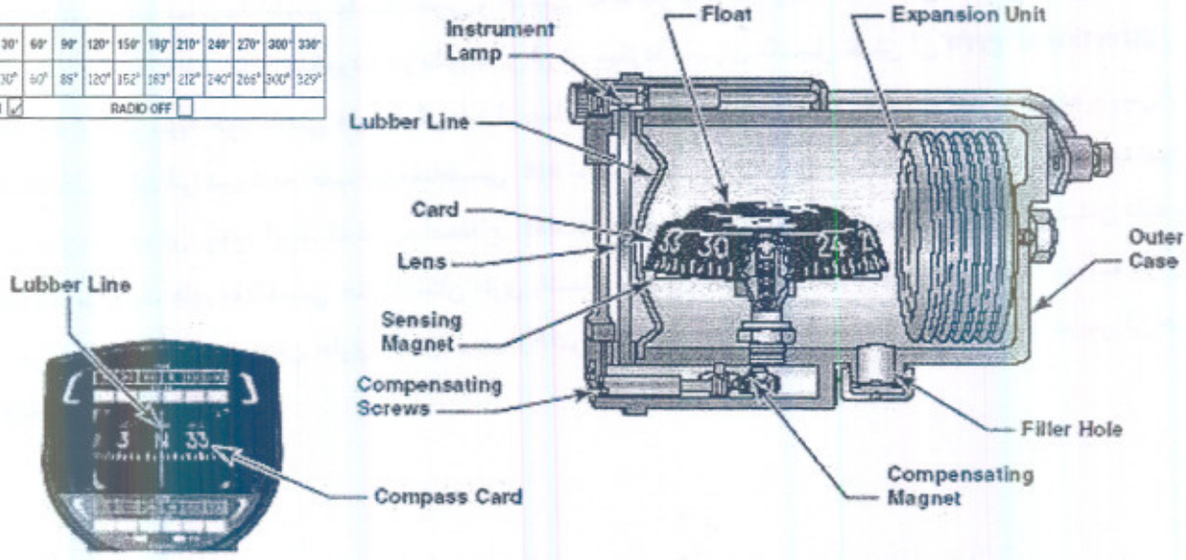
قطب نمای مغناطیسی

این نشان دهنده ساده و مهم **magnetic heading** هواپیما رانشان می‌دهد. همانطور که میدانیم کره زمین دارای میدان مغناطیسی بوده و قطبین شمال و جنوب (**N,S**) مغناطیسی بر قطبین جغرافیائی منطبق نیستند. حال اگر یک عقربه مغناطیسی را بر روی یک **bearing** ظریف قرار دهیم چرخیده و خود را با خطوط قوای مغناطیسی زمین **align** می نماید و قطب نمابر همین اساس ساخته شده است یعنی یک حلقه مدرج **3600** موسوم به **compass card** را بر روی عقربه سوار نموده و داخل **case** قرار داده و پر از روغن مخصوص مینمایند تا **card** در تکانها دچار نوسان و لرزش نشود و بمنظور مقابله با انبساط و انقباض روغن حاصل از تغییرات ارتفاع و فشار در گوشه **case** یک **expansion chamber** تعبیه شده است و **case** باید همیشه از روغن کاملاً پر بوده و حبابی در آن مشاهده نشود، و الا باید قطب نما تعویض گردد. در روی **card** چهار جهت اصلی **cardinal headings** توسط حروف **W** و **S** و **E** و **N** مشخص شده اند.

اولاً ذکر این نکته قابل توجه است که قطب نمای مغناطیسی فقط در حالت افقی درست نشان داده و اگر هواپیما **bank** نماید دچار خطا گردیده و در **20 bank** درجه بکلی بی ارزش می‌شود که قبلاً دیدیم در این حالت از **directional gyro** استفاده می‌شود.

ثانیاً وقتی قطب نمای سالمی را در **cockpit** نصب می کنیم بشدت دچار خطا می‌شود دلیل این مسئله مزاحمت های مغناطیسی (**magnetic disturbances**) حاصل از دستگاه های الکتریکی و نیز قطعات فولادی هم چون موتور و **LDG** است و چون میدان های مغناطیسی مزاحم را نمی توان جز با میدان های مغناطیس دیگر خنثی نمود از این رو در ساختمان قطب نما دو سری **corrective magnets** قابل تنظیم قرار داده ا ند و به فرایند رفع خطای قطب نما **compass swing** میگویند که بطور **periodic** معمولاً هر **6** ماه یکبار و بطور **non periodic** درمواردی هم چون تعویض موتور و ... و نیز تعویض خود **compass** صورت می پذیرد. و چون امکان رفع خطا در جهات مختلف هم چون چهار جهت اصلی تا حد صفر درجه نیست. خطاهای باقیمانده را که نباید بیش از **3±** باشد در جدولی نوشته و در کشوی زیر قطب نما قرار می دهند تا مورد استفاده

FOR MHG	0°	30°	60°	90°	120°	150°	180°	210°	240°	270°	300°	330°
STEER (CH)	359°	30°	60°	89°	120°	152°	183°	212°	240°	268°	300°	329°
RADIO ON ☑						RADIO OFF ☐						



خلبان قرار گیرد. به طور کلی عوامل اصلی خطا در قطب نمای مغناطیسی عبارتنداز:

a) incorrect installation b) vibration c) magnetic disturbances d) magnetic disturbances e) Northerly turning error

Magnetic Dip

اگر به حرکت خطوط قوای مغناطیسی حول کره زمین دقت کنید متوجه می شوید که این خطوط در حوالی استوا (**equator**) به موازات زمین بوده ولی هرچه به قطبین نزدیکتر می شویم از این توازی کاسته شده و در قطبین خطوط قوا بطور عمودی بر زمین فرو می روند به این نکته **dip** گفته و در هر نقطه زاویه بین خط مماس بر خطوط قوا و خط موازی افق را **dip angle** می نامند پس مقدار این زاویه در قطبین **900** و در استوا صفر است. پدیده **dip** در کار قطب نما اثر سوء داشته و برای مقابله با پی آمدهای آن مکانیزم حساس قطب نما را به صورت **float** می سازند تا در هر نقطه ای از جهان آهنربا های حساس قطب نما موازی افق عمل کنند البته این **configuration** نیز مسائلی را به وجود آورده است که از حوصله این کلاس خارج است به عنوان مثال قطب نما فقط درحالت افقی درست نشان نمیدهد بلکه سرعت هواپیما نیز باید ثابت باشد و اگر هواپیما **accelerate** نماید قطب نما دچار خطا خواهد شد و .... .

Remote Indicating Compass

با مکانیزم قطب نمای مغناطیسی و مشکلات مربوط به آن آشنا شدید که مهم ترین آن مزاحمت های مغناطیسی داخل **cockpit** است. از این رو طراحان پیشنهاد کردند که خود قطب نما را در نقطه ای دور از هواپیما همچون نوک بال و یا نوک دم عمودی که تقریبا عاری از مزاحمت های مغناطیسی است قرار داد و **indication** آنرا توسط سیستم سنکرو به کابین خلبان منتقل نمایند.

Gyrosyn Compass

همانطور که دیدیم قطب نمای مغناطیسی با همه خوبی و خدمتی که به امر پرواز انجام میدهد، دارای کاستی هایی است از جمله اینکه فقط در حالت افقی بدرد میخورد و در مانورها بی ارزش میگردد و برای تکمیل نقش آن **directional gyro** را ابداع کردند که این نیز بنوبه خود کاستی هایی دیگر دارد از جمله اینکه خود قادر به تشخیص شمال و جنوب نبوده و پس از **errection** خلبان باید آنرا نسبت به قطب نما مغناطیسی **set** نماید و ... از اینرو دانشمندان به فکر افتادند که از ترکیب این دو سیستم نشان دهنده ای بوجود آورند که هم به اصطلاح **sense** داشته و هم در کلیه حالات پروازی جهت را نشان داده و هم از مشکلات مزاحمت های مغناطیسی حتی الامکان عاری باشد و در این راستا سیستم **gyrosyn** پدید آمد که دارای مکانیزم عمل بسیار جالبی بوده و چون حاوی مطالب پیچیده الکترونیکی است از **scope** این کلاس خارج بوده و تدریس آن جز دروس **avionics** است.

PISTON ENGINE INSTRUMENTS

The term "engine instruments" usually includes all instruments required to measure and indicate the functioning of the powerplant. The engine instruments are generally installed on the instrument panel so that all of them can easily be observed at one time.

Engine instruments are operated in several different fashions, some mechanically, some electrically, and some by the pressure of a liquid. This chapter will not discuss how they operate, but rather the information they give, their common names, and the markings on them. The instruments to be covered are:

(1) Carburetor air temperature gage.
(2) Fuel pressure gage.
(3) Fuel flowmeter.
(4) Manifold pressure gage.
(5) Oil temperature gage.
(6) Oil pressure gage.
(7) Tachometer.
(8) Cylinder head temperature gage.
(9) Torquemeter.

Instrument markings and the interpretation of these markings will be discussed before considering the individual instruments.

Instrument markings indicate ranges of operation or minimum and maximum limits, or both. Generally, the instrument marking system consists of four colors (red, yellow, blue, and green) and intermediate blank spaces.

A red line, or mark, indicates a point beyond which a dangerous operating condition exists, and a red arc indicates a dangerous operating range. Of the two, the red mark is used more commonly and is located radially on the cover glass or dial face.

The yellow arc covers a given range of operation and is an indication of caution. Generally, the yellow arc is located on the outer circumference of the instrument cover glass or dial face.

The blue arc, like the yellow, indicates a range of operation. The blue arc might indicate, for example, the manifold pressure gage range in which the engine can be operated with the carburetor control set at automatic lean. The blue arc is used only with certain engine instruments, such as the tachometer, manifold pressure, cylinder head temperature, and torquemeter.

The green arc shows a normal range of operation. When used on certain engine instruments, however, it also means that the engine must be operated with an automatic rich carburetor setting when the pointer is in this range.

When the markings appear on the cover glass, a white line is used as an index mark, often called a slippage mark. The white radial mark indicates any movement between the cover glass and the case, a condition that would cause mislocation of the other range and limit markings.

The instruments illustrated in figures 7-1 through 7-8 are range marked. The portion of the dial that is range marked on the instruments is also shown expanded for instructional purposes. The expanded portion is set off from the instrument to make it easier to identify the instrument markings.

Carburetor Air Temperature Indicator

Measured at the carburetor entrance, CAT (carburetor air temperature) is regarded by many as an indication of induction system ice formation. Although it serves this purpose, it also provides many other important items of information.

The powerplant is a heat machine, and the temperature of its components or the fluids flowing through it affects the combustion process either directly or indirectly. The temperature level of the induction air affects not only the charge density but also the vaporization of the fuel.

In addition to the normal use of CAT, it will be found useful for checking induction system condition. Backfiring will be indicated as a momentary rise on the gage, provided it is of sufficient severity for the heat to be sensed at the carburetor air-measuring point. A sustained induction system fire will show a continuous increase of carburetor air temperature.

The carburetor air temperature gage indicates the temperature of the air before it enters the carburetor. The temperature reading is sensed by a bulb. In the test cell the bulb is located in the air intake passage to the engine, and in an aircraft it is located in the ram-air intake duct. The carburetor air temperature gage is calibrated in the centigrade scale. Figure 7-1 shows a typical carburetor air temperature gage or CAT. This gage, like many other multi-engine aircraft instruments, is a dual gage; that is, two gages, each with a separate pointer and scale, are used in the same case. Notice the range markings used. The yellow arc indicates a range from +10° C. to +15° C., since the danger of icing occurs between these temperatures. The green range indicates the normal operating range from +15° C. to +40° C. The red line indicates the maximum operating temperature of 40° C.; any operation at a temperature over this value places the engine in danger of detonation.

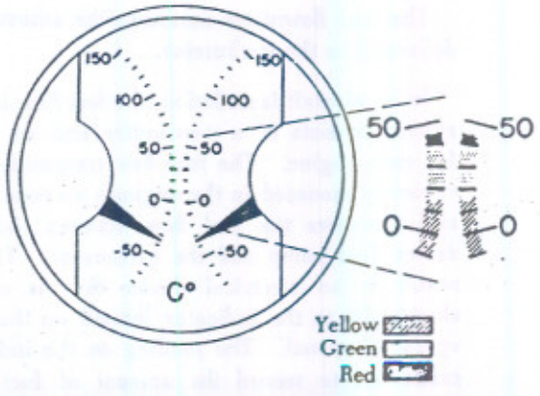


FIGURE 7-1. Carburetor air temperature gage.

Fuel Pressure Indicator

The fuel pressure gage is calibrated in pounds per square inch of pressure.

In some aircraft installations, the fuel pressure is sensed at the carburetor inlet of each engine, and the pressure is indicated on individual gages (figure 7-2) on the instrument panel. The dial is calibrated in 1-p.s.i. graduations, and every fifth graduation line is extended and numbered. The numbers range from 0 to 25. The red line on the dial at the 16-p.s.i. graduation shows the minimum fuel pressure allowed during flight. The green arc shows the desired range of operation, which is 16 to 18 p.s.i. The red line at the 18-p.s.i. graduation indicates the maximum allowable fuel pressure. Fuel pressures vary with the type of carburetor installation and the size of the engine. In most reciprocating engines that use pressure injection carburetion, the fuel pressure range is the same as illustrated in figure 7-2.

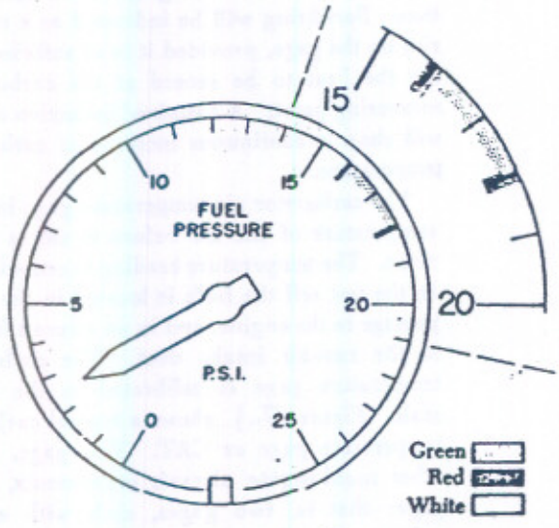


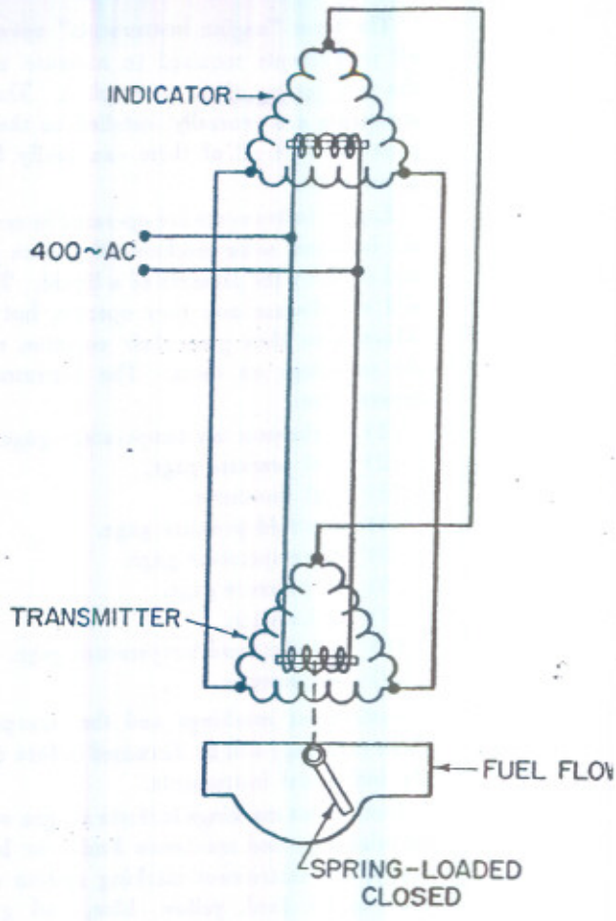
FIGURE 7-2. Fuel pressure gage.

When float-type carburetors or low-pressure carburetion systems are used, the fuel pressure range is of a much lower value; the minimum allowable pressure is 3 p.s.i., and the maximum is 5 p.s.i. with the desired range of operation between 3 and 5 p.s.i.

Fuel Flowmeter

The fuel flowmeter measures the amount of fuel delivered to the carburetor.

In an aircraft installation, the fuel flow indicating system consists of a transmitter and an indicator for each engine. The fuel flow transmitter is conveniently mounted in the engine's accessory section and measures the fuel flow between the engine-driven fuel pump and the carburetor. The transmitter is an electrical device that is connected electrically to the indicator located on the aircraft operator's panel. The reading on the indicator is calibrated to record the amount of fuel flow in pounds of fuel per hour.



Fuel flowmeter system

Manifold Pressure Indicator

The preferred type of instrument for measuring the manifold pressure is a gage that records the pressure as an absolute pressure reading. A mercury manometer, a tube calibrated in inches, is used during block-test procedures. It is partially filled with mercury and connected to the manifold pressure adapter located on the engine. Since it is impractical to install mercury manometers in an aircraft to record the manifold pressure of the engines, a specially designed manifold pressure gage that indicates absolute manifold pressure in inches of mercury is used.

The manifold pressure gage range markings and indications vary with different kinds of engines and installations. Figure 7-3 illustrates the dial of a typical manifold pressure gage and shows how the range markings are positioned. The blue arc starts at the 24-in. Hg graduation, the minimum manifold pressure permissible in flight. The arc continues to the 35-in. Hg graduation and shows the range where operation in the "automatic-lean" position is permissible. The green arc starts at 35 in. Hg and continues to the 44-in. Hg graduation, indicating the range in which the operation in the "rich" position is required. Any operation above the value indicated by the high end of the green arc (44 in.

Hg on the instrument dial in figure 7-3) would be limited to a continuous operation not to exceed 5 minutes. The red line at 49 in. Hg shows the manifold pressure recommended for takeoff; this pressure should not be exceeded. On installations where water injection is used, a second red line is located on the dial to indicate the maximum permissible manifold pressure for a "wet" takeoff.

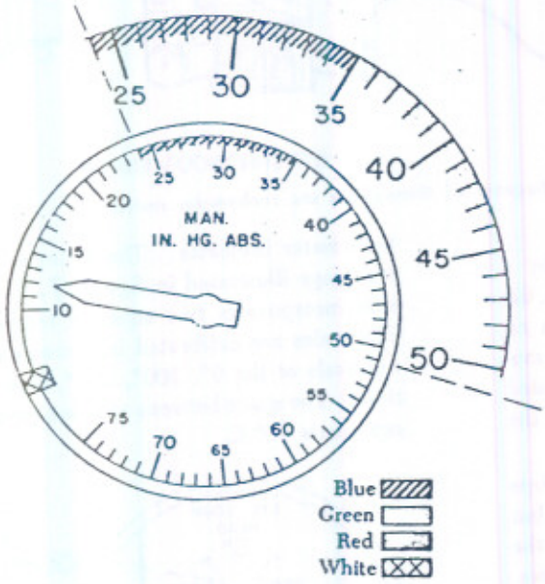


FIGURE 7-3. Manifold pressure gage.

Oil Temperature Indicator

During engine run-in at block test, engine oil temperature readings are taken at the oil inlet and outlet. From these readings, it can be determined if the engine heat transferred to the oil is low, normal, or excessive. This information is of extreme importance during the "breaking-in" process of large reciprocating engines. The oil temperature gage line in the aircraft is connected at the oil inlet to the engine.

Three range markings are used on the oil temperature gage. The red mark in figure 7-4, at 40° C. on the dial, shows the minimum oil temperature permissible for ground operational checks or during flight. The green mark between 60° and 75° C. shows the desired oil temperature for continuous engine operation. The red mark at 100° C. indicates the maximum permissible oil temperature.

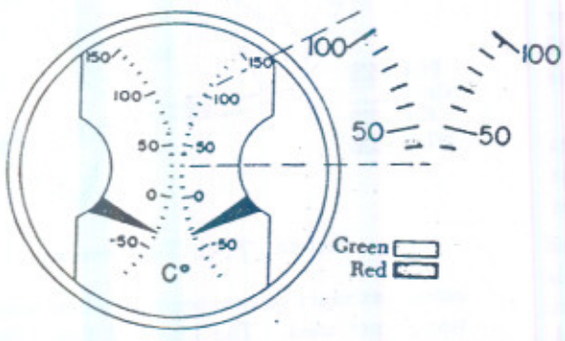


FIGURE 7-4. Oil temperature gage.

Oil Pressure Indicator

The oil pressure gage indicates the pressure (in p.s.i.) that the oil of the lubricating system is being supplied to the moving parts of the engine. The engine should be shut down immediately if the gage fails to register pressure when the engine is operating. Excessive oscillation of the gage pointer indicates that there is air in the lines leading to the gage or that some unit of the oil system is functioning improperly.

Generally, there is only one oil pressure gage for each aircraft engine, and the connection is made at the pressure side (outlet) of the main oil pump.

The oil pressure gage dial, marked as shown in figure 7-5, does not show the pressure range or limits for all installations. The actual markings for specific aircraft may be found in the Aircraft Specifications or Type Certificate Data Sheets. The lower red line at 50 p.s.i. indicates the minimum oil pressure permissible in flight. The green arc between 60 to 85 p.s.i. shows the desired operating oil pressure range. The red line at 110 p.s.i. indicates maximum permissible oil pressure.

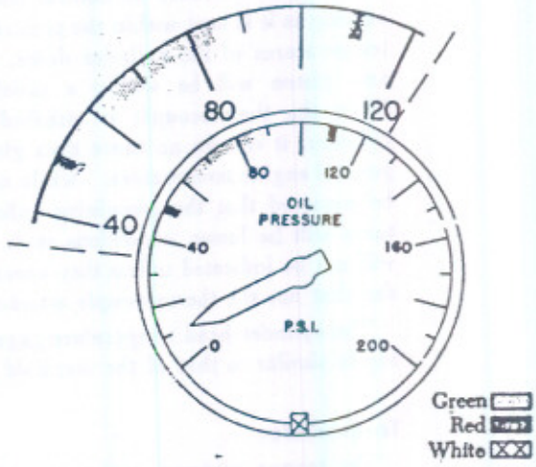


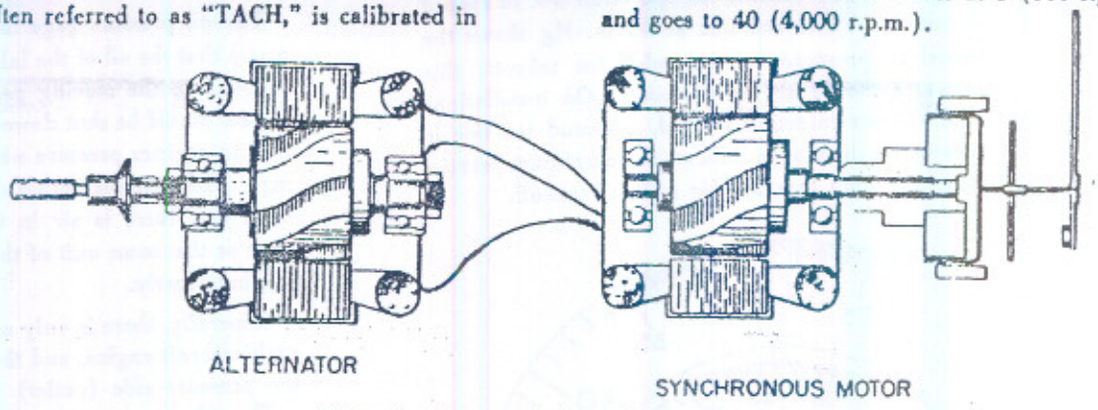
FIGURE 7-5. Oil pressure gage.

Tachometer Indicator

The tachometer shows the engine crankshaft r.p.m. The system used for block testing the engine is the same as the system in the aircraft installation.

FIGURE 7-6. Tachometer.

Figure 7-6 shows a tachometer with range markings installed on the cover glass. The tachometer, often referred to as "TACH," is calibrated in hundreds with graduations at every 50-r.p.m. interval. The dial shown here starts at 5 (500 r.p.m.) and goes to 40 (4,000 r.p.m.).



Schematic diagram of three-phase a-c tachometer system.

Cylinder Head Temperature Indicator

Cylinder head temperatures are indicated by a gage connected to a thermocouple attached to the cylinder which tests show to be the hottest on an engine in a particular installation. The thermocouple may be placed in a special gasket located under a rear spark plug or in a special well in the top or rear of the cylinder head.

The temperature recorded at either of these points is merely a reference or control temperature; but as long as it is kept within the prescribed limits, the temperatures of the cylinder dome, exhaust valve, and piston will be within a satisfactory range. Since the thermocouple is attached to only one cylinder, it can do no more than give evidence of general engine temperature. While normally it can be assumed that the remaining cylinder temperatures will be lower, conditions such as detonation will not be indicated unless they occur in the cylinder that has the thermocouple attached.

The cylinder head temperature gage range marking is similar to that of the manifold pressure and tachometer indicator. The cylinder head temperature gage illustrated in figure 7-7 is a dual gage that incorporates two separate temperature scales. The scales are calibrated in increments of 10, with numerals at the 0°, 100°, 200°, and 300° graduations. The space between any two graduation marks represents 10° C.

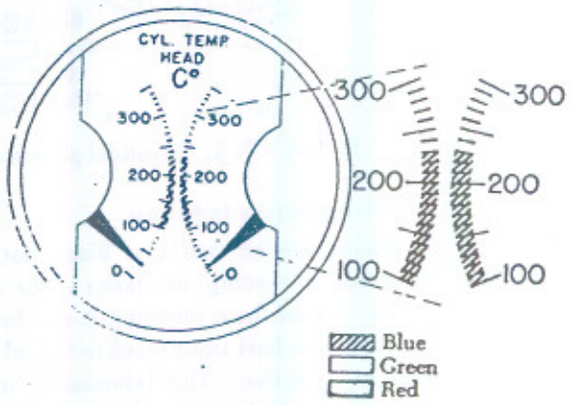


FIGURE 7-7. Cylinder head temperature gage.

Torquemeter

The torque pressure system is used to indicate actual engine power output at various power settings. The torquemeter indicates the amount of torque pressure in p.s.i. The instrument is usually numbered as shown in figure 7-8 and calibrated at 5-p.s.i. intervals.

The blue arc on the torquemeter indicates the permissible range of operation in auto-lean. The bottom of this arc, 120 p.s.i., is the minimum desirable during flight, as determined by the particular engine characteristics. The top of this arc, 240 p.s.i., indicates the torque pressure at which the mixture control must be moved to "auto-rich."

The green line indicates the point of maximum continuous power. At and above this point the "auto-rich" setting must be used. Any operation above this indicated torque pressure must be limited in time (usually 5 to 15 min.). If a green arc is used in place of the green line, the bottom of the arc is the point above which operation must be limited.

Two red radial marks are generally shown on the torquemeter. The short red line at 280 p.s.i. indicates maximum torque pressure when water injection is not used. The long red line (300 p.s.i.) represents maximum torque pressure when using water injection.

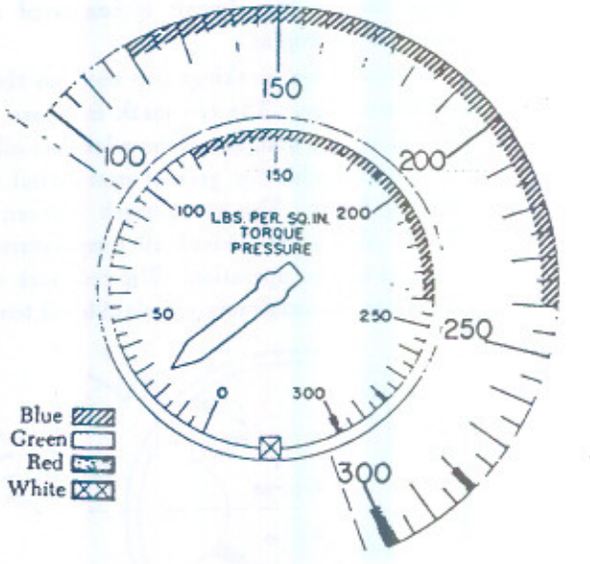


FIGURE 7-8. Torquemeter.

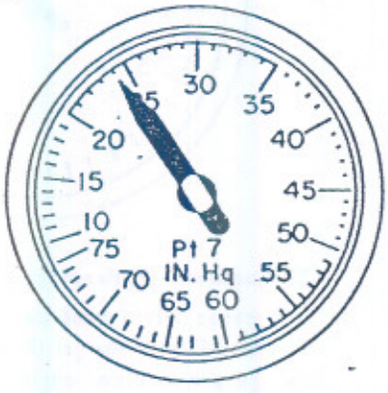
JET ENGINE INSTRUMENTS

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

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

Turbine Discharge Pressure Indicator

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



Turbine discharge pressure

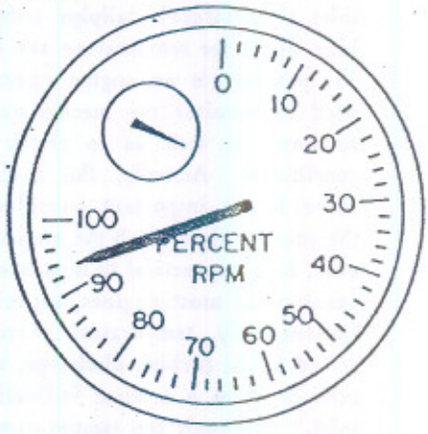
Engine Pressure Ratio Indicator

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

engine pressure ratio indicator.

Tachometer

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



Engine Oil Pressure Indicator

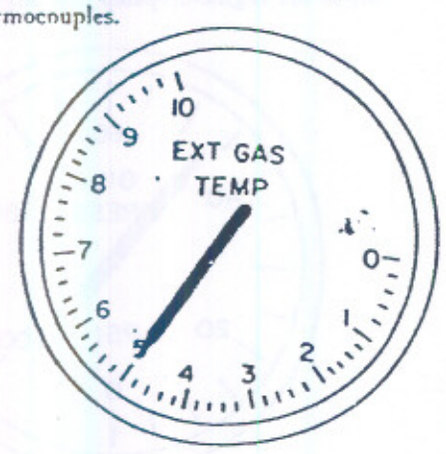
To guard against engine failure resulting from inadequate lubrication and cooling of the various engine parts, the oil supply to critical areas must be monitored. The oil pressure indicator usually shows the engine-oil-pump discharge pressure.

Engine Oil Temperature Indicator

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

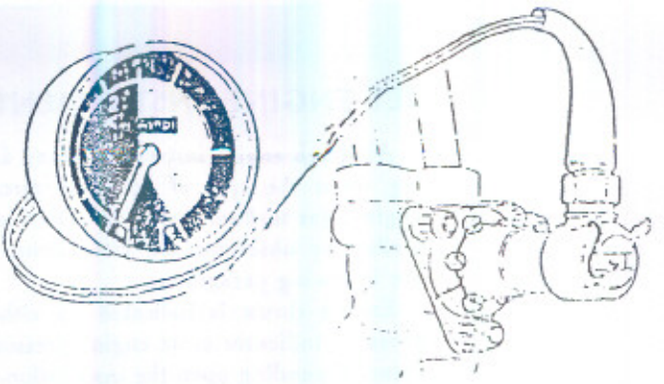
Exhaust Gas Temperature Indicator

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



VIBRATION

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

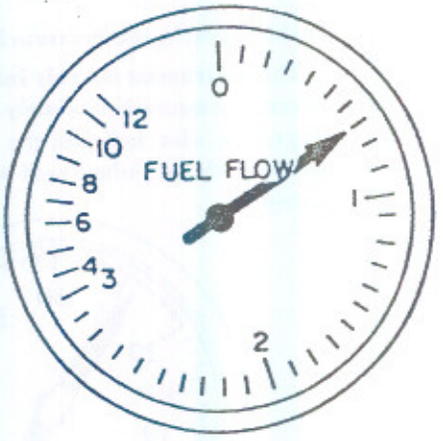


Vibration transmitter and indicator

mils is the approximate allowable maximum vibration at any location.

Fuel-Flow Indicator

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



Torquemeter (Turboprop Engines)

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