دانشکده مهندسی هوا و فضا

دانشگاه صنعتی امیرکبیر(پلی تکنیک)

AIRCRAFT INSTRUMENT

تالیف: مهندس محمد انصاری

پیش گفتار..... ۳

به نام نام بخش نامداران گدای درگه او شهریاریان

پیش گفتار

امروزه با توجه به بالا رفتن سقف پرواز, کیفیت مانورها, سرعت خارق العاده در ماموریت های پیچیده در کنار ترافیک سنگین هوایی, محدودیت های پروازی و . . . , سیستم های ابزار دقیق و ناوبری در هواپیما جنبه کلیدی و حیاتی پیدا کرده اند و به صورت دانش پایه در کلیه رشته های هوافضا در آمده اند.

سرعت تکامل ابزار دقیق ها نیز شگفت انگیز بوده است که از ساختار مکانیکی ساده شروع و امروزه به صورت الکترونیکی درآمده اند حتی اطلاعات دیجیتالی با رنگ آبی سالم بودن سیستم ها, رنگ زرد هشدار , و قرمز خطر را نشان می دهند.

ابزار دقیق ها اطلاعات خام (**DATA**) را دریافت و پس از پردازش تبدیل به اطلاعات مورد استفاده کاربران قرار می دهد. امروزه بیست نوع کامپیوتر پروازی نیز (از سیستم جلوگیری از تصادفات تا اطلاعات پروازی **EICAS** جایگزین مهندس پرواز) وجود دارد که به تناسب با کیفیت و قابلیت هواپیماها مورد استفاده قرار می گیرند.

لذا اینجانب به عنوان بنیان گذار کالیبراسیون استاندارد و اندازه گیری دقیق در ایران و بیش از نیم قرن تجربه شخصی, شغلی و تدریس در هوافضا با استفاده از آخرین یافته ها و منابع علمی روز این کتاب را تقدیم دانش پژوهان هوافضا می نمایم.

و بالاخره سرعت بالا مستلزم دقت بالاست و با رعایت ایمنی در حد بالا می توانیم سلامت پرواز ها را تضمین نمایم. با وجود رایانه های پروازی , امروزه سوانح فنی به حداقل رسیده است و اکثر حوادث منشاء انسانی دارند پس بیایید "**SAFTY FIRST**" را جدی گرفته و آنرا ارزش بدانیم زیرا:

"در رشته هوافضا معمولا اولین اشتباه ما آخرین اشتباه ما خواهد بود"

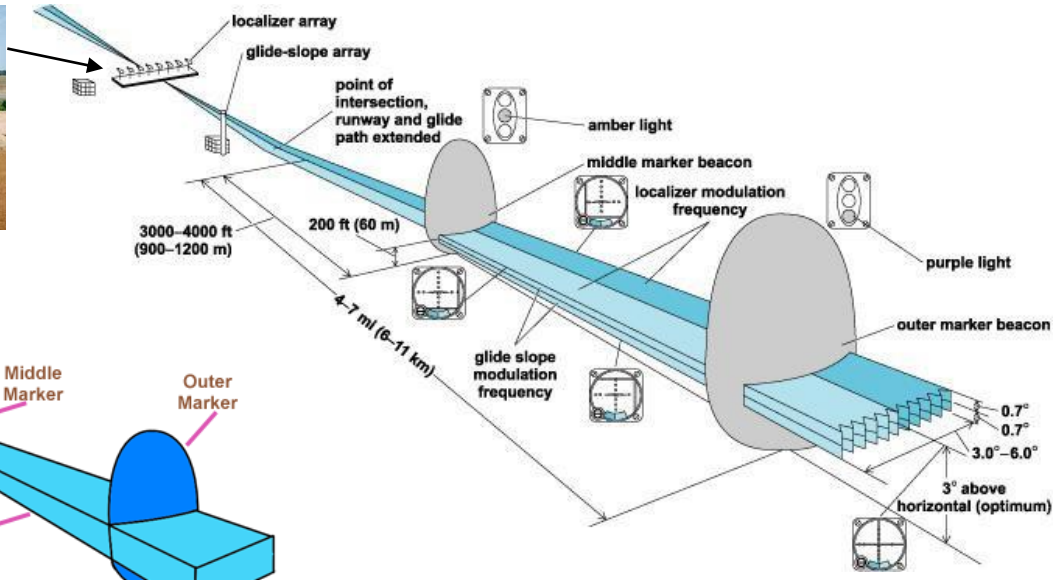
با آرزوی موفقیت

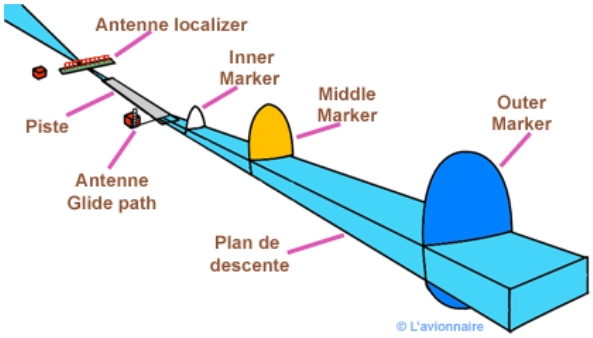
مهندس محمد انصاری

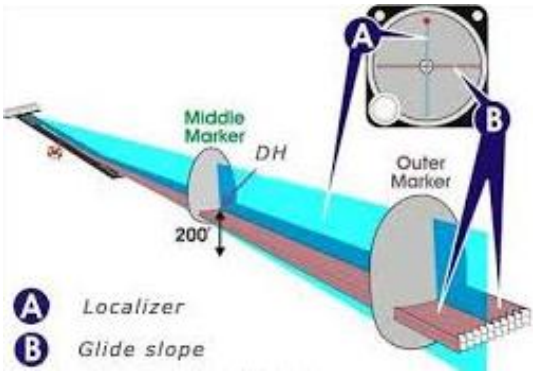
ILS (Instrument Landing System)

سیستم ILS یک سیستم رادیویی VHF/UHF در ناوبری در هنگام نشستن هواپیما است. برد این سیستم تا فاصله ۴۰ مایلی از انتهای باند می‌باشد که شامل دو نوع فرستنده است که در باند فرود تعبیه می‌شوند، یکی از آنها موقعیت هواپیما را نسبت به خط وسط فرضی میان باند Localizer (LOC) و دیگری اطلاعات شیب فرود را فراهم می‌نماید که Glide Slop(G/S) نامیده می‌شود. این نکته بایستی ذکر شود که فرکانس‌های(G/S) و LOC به صورت جفت شده Pair می‌باشند و برای هر فرکانس LOC فرکانس G/S تعریف شده‌ای وجود دارد. نشانگر Course Deviation Indicator در یک هواپیما انحراف از مسیر پرواز را نشان می‌دهد.

هنگامی که سوزن‌های G/S و LOC در وسط نشان دهنده واقع شوند زمانی است که هواپیما در وضعیت ایده‌آل قرار دارد.







Instrument Landing System ILS اجزا

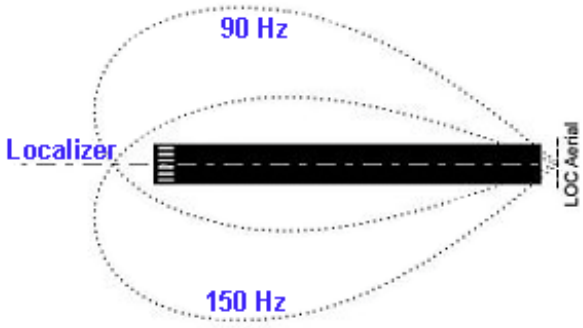
۱- LOC (LOCOLIZER)

در انتهای باند (در فرودگاه های چند منظوره) که امروزه سوییچ هم می شود نصب شده و راستای خط مرکزی باند را از فاصله ۲۵ نات (۴۵ کیلومتر) را به خلبان نشان می دهد یعنی امروزه در هر نوع هوا، خلبان قادر است با استفاده از این دستگاه هواپیما را برای نشستن از فاصله ۴۵ کیلومتری در راستای باند فرود قرار دهد.

سیستم دارای یک سری آنتن است که با توجه به قدرت دستگاه و موانع اطراف سایت فرودگاه تعداد آنها تعیین می شود(۲۴-۲۱-۱۶ یا ۱۳ آنتن).

توجه: هنگام بلند شدن هواپیما این آنتن ها در دو طرف انتهای باند قابل مشاهده هستند.

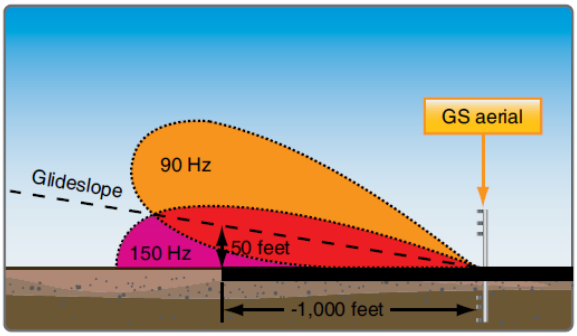
از آنتن ها دو سیگنال با مدولاسیون ۱۵۰ و ۹۰ هرتزی طوری انتشار پیدا می کنند که آنتن ADF ایستگاه رودشور قم "RUS" در فاصله ۴۵ کیلومتری (معمولا فاصله بستگی به موقعیت فرودگاه دارد) در وسط (نیمساز) آن قرار گرفته است.



۲- G/S (Glide Slope)

این دستگاه به طور تقریب در فاصله ۱۰۰۰ پایی (حدود ۳۰۰متری) از اول باند اصلی و فاصله ۱۲۰ متری از خط مرکز باند (در کنار باند) نصب شده است و زاویه فرود را به خلبان به طور دقیق اطلاع می دهد. زاویه فرود معمولا بین ۲ تا ۴ درجه است که در هر فرودگاه با توجه به موانع موجود در اطراف سایت و توپوگرافی (نقشه برداری) منطقه زاویه فرود محاسبه شده و در آن منطقه بر روی سیستم GLIDE SLOPE اعمال می شود. G/S دو سیگنال مدوله شده ارسال می کند.

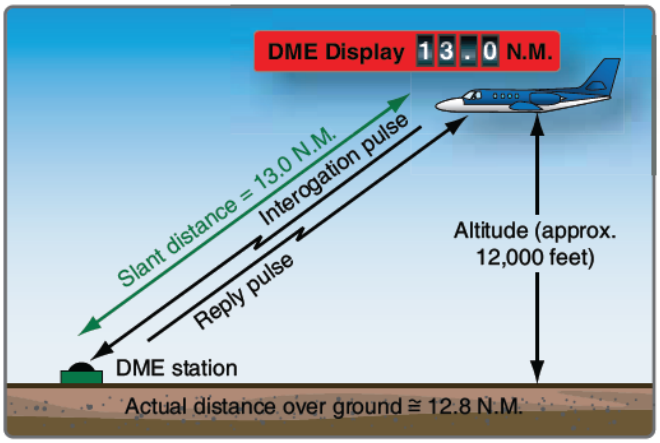
برد (Glide Slope) ۱۰ ده ناتیکال مایل است و خلبان را قادر می سازد از فاصله حدود ۱۸ کیلومتری هواپیما را در شیب فرود مناسب فرودگاه مقصد که از قبل تعیین و مشخص شده است قرار دهد.

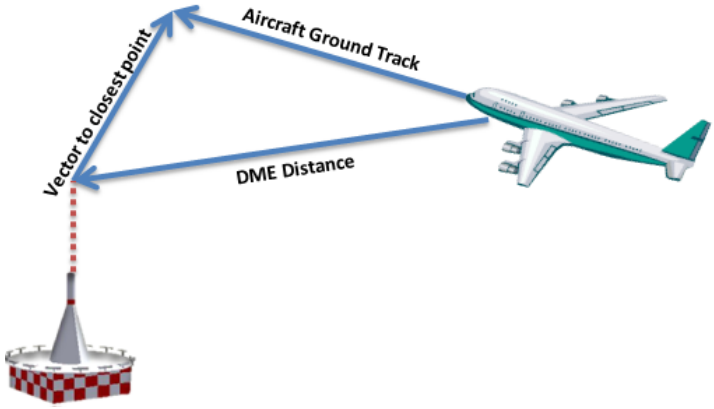


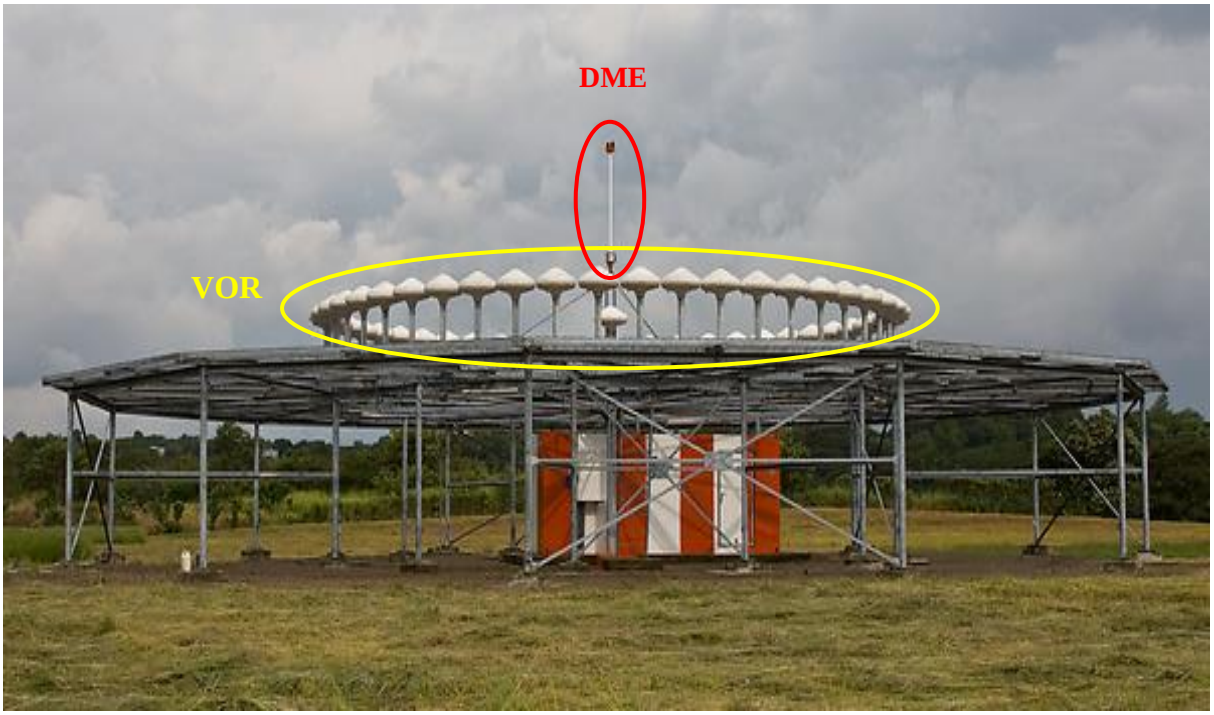
۳-دستگاه اندازه گیری فاصله

DISTANCE MEASURING EQUIPMENT (DME):

قابل نصب در کلیه سایت های ناوبری است و خلبان با استفاده از این دستگاه فاصله هواپیما را تا محل نصب این دستگاه در اختیار دارد. در سیستم نشستن ILS محل نصب این دستگاه در اول باند و در ایستگاه Glide Slope است زیرا خلبان باید از فاصله دماغ تا ابتدای باند مطلع باشد (قبلا در کلیه سایتها و در حال حاضر بعضی فرودگاه ها، در سیستم ILS برای نشان دادن فاصله تا ابتدای باند از فرستنده های مارکر (MARKER BEACON) استفاده می شود (۳ فرستده OUTER برای فاصله شروع شیرجه با روشن شدن چراغ آبی در کابین برای حدود ۹ ثانیه، MIDDLE به مدت ۶ ثانیه، چراغ طلایی مهلت انجام مراحل نشستن(مثل باز کردن ارابه فرود، فلپ ها...) و چراغ سفید برای ۳ ثانیه آماده نشستن می شود).





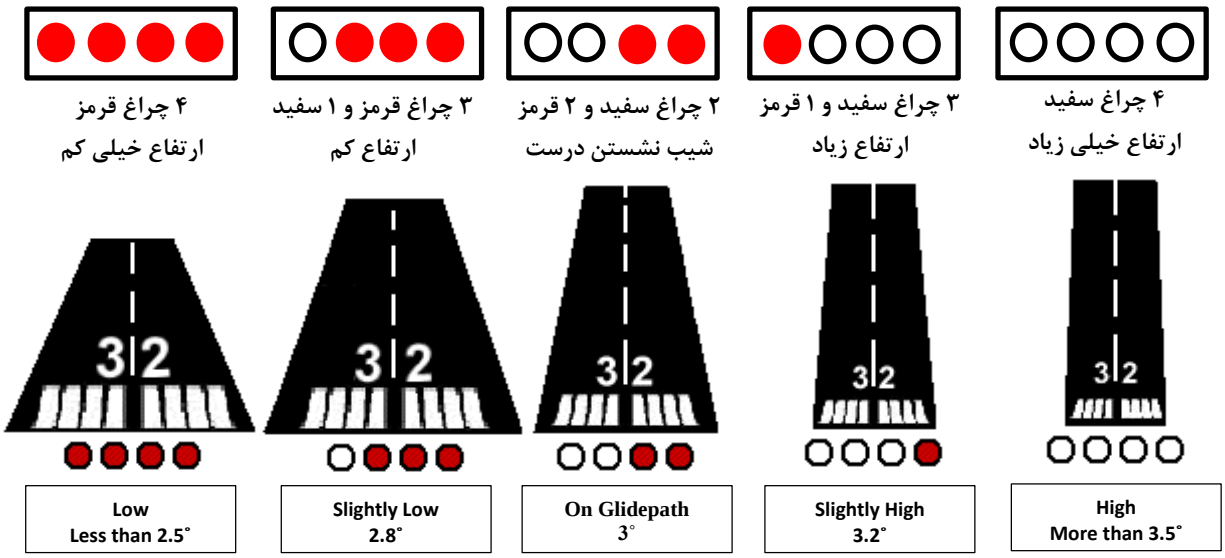


۴- چراغ های نشان دهنده مسیر تقرب دقیق

Presion Aproach Path Indicator (PAPI)

مکمل ILS پاپی یک سیستم روشنایی کمک دید ساده است که شامل ۲ یا ۴ چراغ به رنگ مشابه بوده و در کنار باند نصب می شود و موقعیت هواپیما را در هنگام فرود به صورت بصری به خلبان نشان می دهد. در سمت چپ باند فرود و با فاصله تقریبی ۱۵ متر از لب باند عمود بر آن و حدود ۳۰۰ متری ابتدای باند طوری نصب می شود که در روز از فاصله ۹ کیلومتری و شب تا ۳۰ کیلومتری قابل رویت باشد. چراغ ها به رنگ قرمز و سفید هستند و خلبان با توجه به زاویه فرود و موقعیت هواپیما رنگ قرمز یا سفید مشاهده می کند(نسبت به زاویه فرود).

توجه : در صورت قرار داشتن روی شیب فرود صحیح ۲ چراغ با نور قرمز و ۲ چراغ با نور سفید قابل مشاهده هستند.



توجه : سازمان هواپیمایی کشوری دارای دو فروند هواپیمای جت فالکن ۲۰ است که از لحاظ تجهیزات بازرسی در خاورمیانه بی رقیب است که قرار است به کشور های منطقه نیز سرویس دهد. هواپیما به رنگ قرمز و سفید و مطابق ANNEX10 بوده و وظیفه آن اطمینان از عملکرد صحیح دستگاه های ناوبری, رادیویی، بصری و ارتباطی ناوگان حمل و نقل هوایی است.

دالان های هوایی – تحت مقررات ایکائو AIR CORRIDORS :

هواپیماها برای دریافت گواهی RVSM از طریق ایستگاه زمینی موقعیت و ارتفاع چک می شود که در اروپا یک مثلث است، اخیرا از GPS استفاده شده است، زیرا ظهور هواپیماهای پهن پیکر و مدرن و تعداد پروازها و فشردگی ترافیک ایجاب کرد که فاصله سطوح پروازی CRUISE به حداقل ممکن برسد لذا فاصله عمودی در دالان ها از ۲۰۰۰ به ۱۰۰۰ پا تقلیل پیدا کرد که داشتن گواهی RVSM با شرایط زیر الزامی است:

۱- وجود ارتفاع سنج دقیق در هواپیما

۲- وجود سیستم کنترل و انتخاب ارتفاع ALT SET

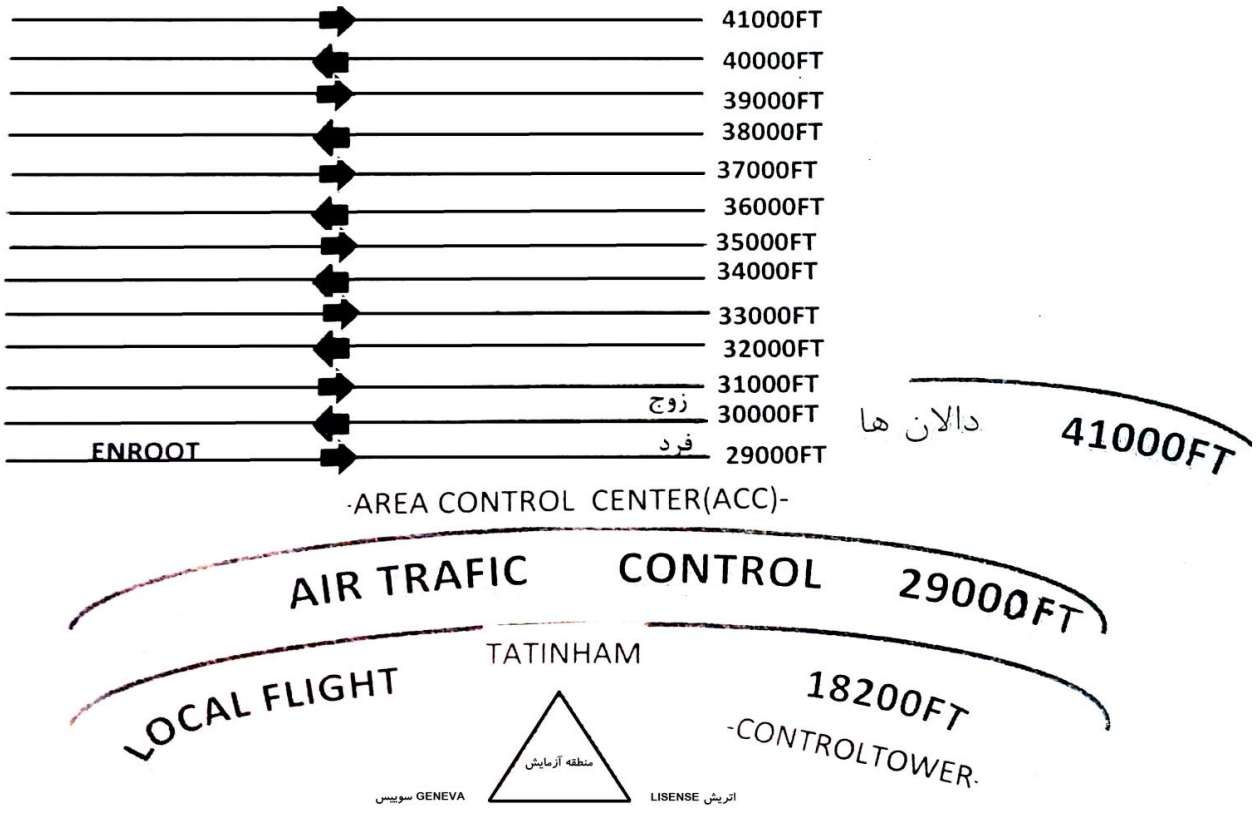
۳- سیستم هشدار دهنده GPWS ،AAS

۴- سیستم گزارش ارتفاع ATC

۵- مشخصات خاص بدنه و پورت استاتیک

۶- سیستم های زمینی و دقیق ATC CONTROL

International Flight Air Corridors



تقسیم بندی ILS توسط ایکائو

ILS Category	*Decision Height*	*Visibility or RVR*
CAT I	**Not less than 200 feet**	**2400 feet**
CAT II	**Less than 200 feet but not less than 100 feet**	**1200 feet**
CAT III A	**Less than 100 feet or no DH**	**700 feet**
CAT III B	**Less than 50 feet or no DH**	**150 feet**
CAT III C	**No DH**	**None**

RVR : دید باند

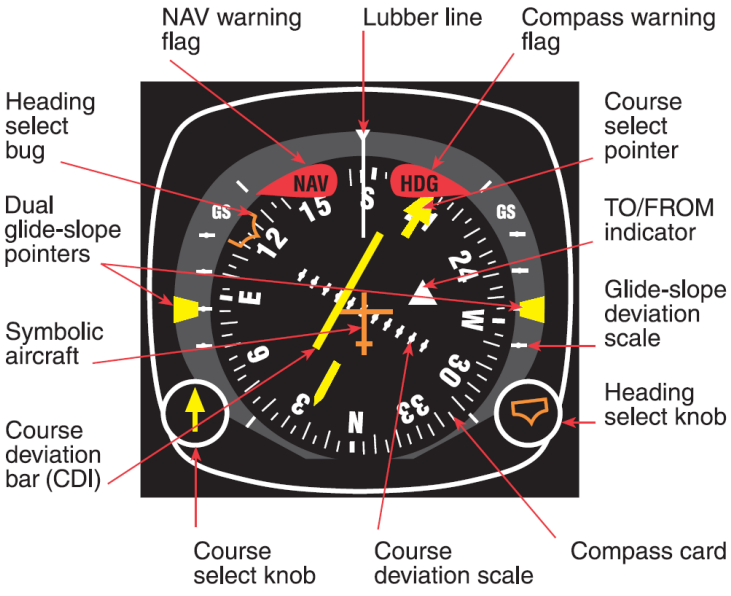
Decision height: ارتفاع تصمیم گیری برای فرود

مطابق با این دسته ILS گروه ۱ می تواند هواپیما را تا ارتفاع ۶۰ متری و در فاصله ابتدای باند ۸۰۰ متری هدایت کند و خلبان برای فرود باید از این فاصله بتواند ابتدای باند را مشاهده کند در غیر این صورت فرود امکان ندارد. همچنان که ملاحظه می شود گروه III به سه دسته تقسیم بندی می شود که به کمک نوع C آن می توان هواپیما را بدون دید بصری به ابتدای باند فرود رساند. در تعدادی از فرودگاه های ایران نیز سیستم ILS در دو نوع I و II به چشم می خورد.

نمایشگرهای ILS :

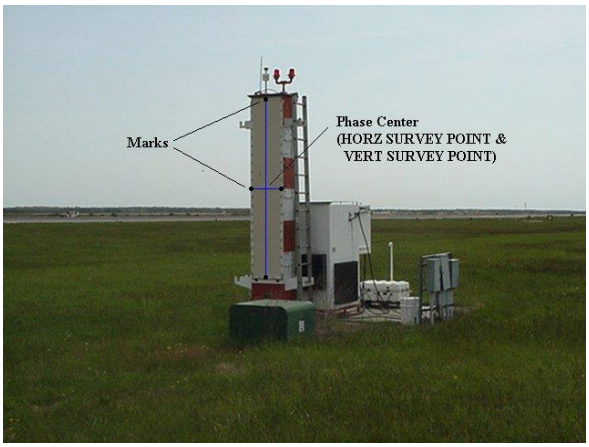
انحرافهای افقی و عمودی از مسیر مطلوب فرود توسط نمایشگرهای HIS و ADI نمایش داده می شوند. سیگنال های مشخص کننده محدوده مکانی می تواند به دو سیستم فرود خودکار نیز اعمال شوند.

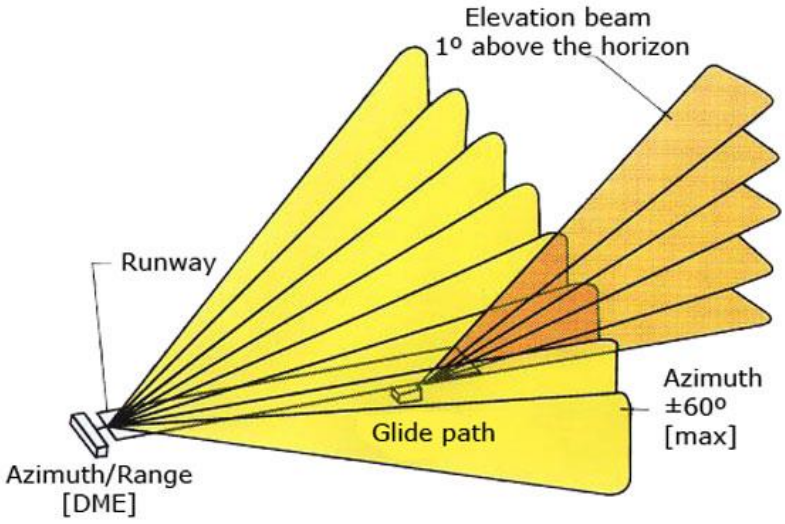
در این صورت با رسیدن سیگنال مشخص کننده محدوده مکانی فرود localizer سیستم فرود خودکار AUTO LANDING با هم لینک شده و با کمک فاصله یاب DME فرود انجام می پذیرد.



MLS (Microwave Landing System):

MLS یک سیستم کمک ناوبری است که موقعیت خلبان را جهت نشستن در شرایط دید کم تعیین می‌نماید. سیستم MLS دارای دقت و انعطاف پذیری بیشتری از ILS بوده و حتی تقرب در مسیر منحنی را نیز انجام می‌دهد. تقرب در مسیر منحنی این امکان را فراهم می‌نماید که از تقرب مستقیم در نواحی مسکونی شهر جلوگیری به عمل آمده و نتیجتاً باعث کاهش زمان تاخیر، سر و صدا و افزایش استانداردهای ایمنی فرودگاه گردد و همچنین هزینه نصب و نگهداری MLS به مراتب کمتر از ILS بوده و مزیت دیگر آن قابلیت نصب در هر فرودگاه با هر موقعیت جغرافیایی می‌باشد.





امروزه اکثر حوادث از عامل انسانی سرچشمه میگیرد و لذا بر شما جوانان دانش پژوه این یک وظیفه وجدانی و کاری است که ایمنی را جدی گرفته و آنرا ارزش بدانید.

شعار ما در هواپیمایی ABC است: **ALWAYS BE CAREFUL**

حال به مقدمات درس ابزار دقیق پرداخته و سپس به بررسی و مطالعه سیستم های داخلی آنها می پردازیم.

اشاره: تبدیل واحد ابزار دقیق در مراکز استاندارد جهانی انجام شده و در کلیه کشورها قابل اجرا است.

ابزارهای دقیق برای اجرای سیستم تدارکاتی و نگهداری آسان به شرح زیر طبقه بندی شده اند:

الف: سیستمی SYSTEMATIC

۱- ابزار دقیق موتور POWER PLANT (فشار روغن – دور موتور و ...)
۲- پرواز و ناوبری FLIGHT & NAY (سرعت اوج گیری – ارتفاع سنج و ...)
۳- سیستم های تعادل GYROSCPES (افق مصنوعی – گردش و چرخش ...)
۴- متفرقه MISCILLANEOUS (ساعت خلبان – فلاپ ...)

ب : ساختاری STRUCTURAL

۱- مکانیکی MECHANICAL (اطلاعات به صورت مکانیکی به پانل منتقل می شود)
۲- الکتریکی Electrical (اطلاعات به صورت الکتریکی به پانل منتقل می شود)
۳- الکترونیکی Electronics (که دارای سرعت و دقت بسیار بالا بوده)

ج : کاربردی FUNCTIONAL

۱- نشان دهنده Indicator
۲- هشدار دهنده Warning
۳- راهبردی خلبان خودکار (leading Auto Pilot)

عملکرد و ساختار ابزارهای دقیق بر اساس حسگرها بنا شده است که اطلاعات خام را دریافت و پس از پردازش تبدیل به اطلاعات قابل بهره برداری می کنند که به سه صورت مکانیکی – الکتریکی و الکترونیکی(دیجیتال) در کابین نشان داده می شوند.

سه نوع از حسگر های خانواده فشار :

۱- دیافراگم 0-50 psi
۲- فانوسک 0-100 psi
۳- لوله بوردن 0- max psi

حدود روغن کاری موتور هواپیما به همراه سایر پارامترها، از سلامت موتور در طول پرواز خبر داده و در مواقع بروز اشکال فنی هشدار می دهد.

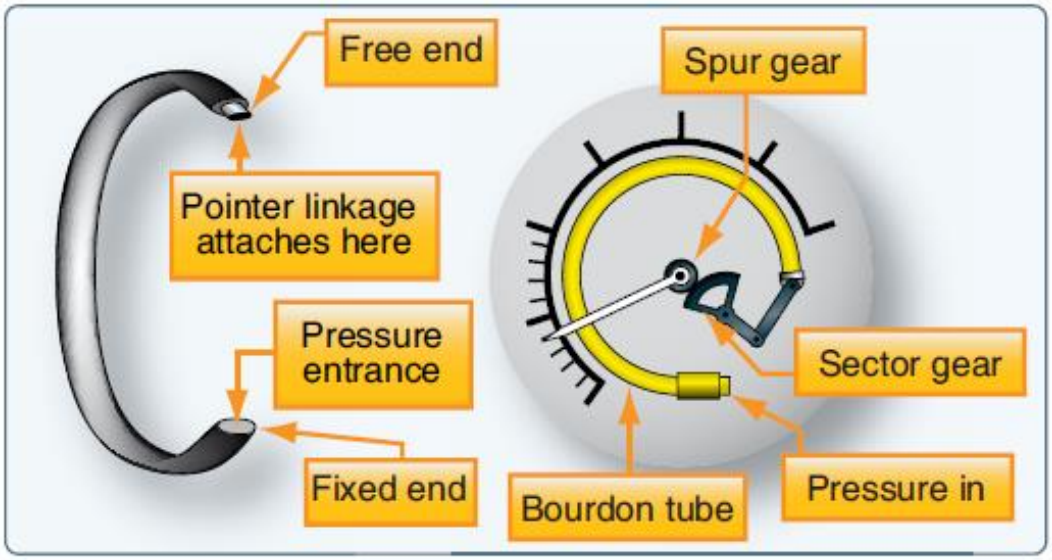
در هواپیماها (به خصوص بیش از یک موتور) حدود روغن کاری Lubrication باید برای خلبان (یا مهندس پرواز) مشخص باشد تا همراه سایر پارامترها از سلامت موتور در طول پرواز اطمینان حاصل کرده و در مواقع بروز مشکل فنی تصمیم لازم را اتخاذ نماید.

BOURDON TUBE فشار سنج روغن

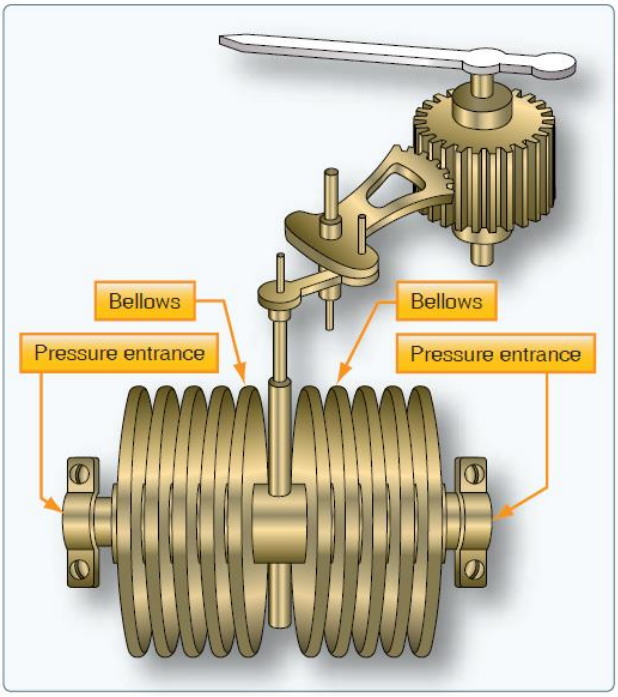
طرز کار:

از آنجایی که ایمنی ، دقت عمل و در نتیجه آرامش فکری خلبان مهم است در این نشان دهنده روغن خروجی پمپ روغن که به موتور می رود با یک انشعاب به یک محفظه بنام **Restrictor** وارد می شود که بعلت وجود برش های خاص در این محفظه، پارازیت و توربولانس احتمالی روغن گرفته می شود. (البته در مسیر پمپ روغن رگلاتور نیز در حال کار است) سپس روغن وارد لوله بوردون (حسگر) می شود. لوله بوردون بشکل خمیده دارای سطح مقطع بصورت بیضی ناقص است.

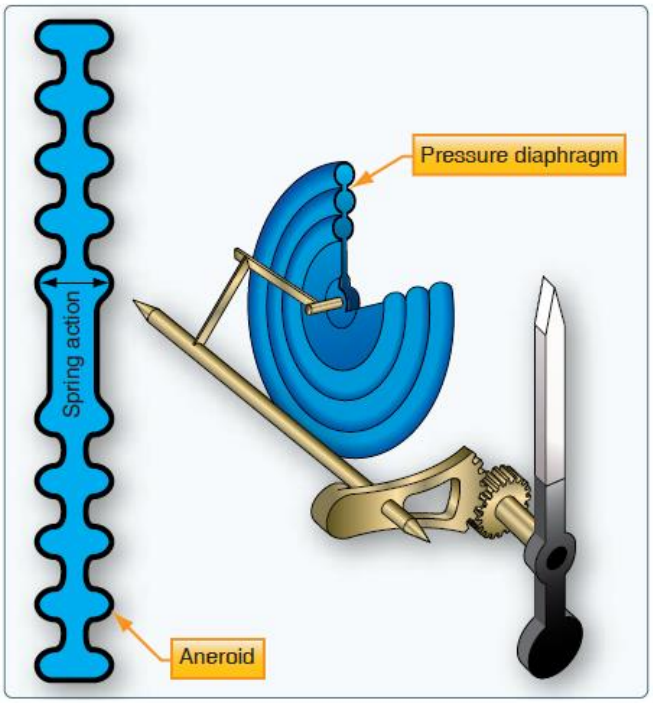
مقاومت سطح داخلی با بیرونی متفاوت است لذا لوله دارای خاصیت انعطاف **Flexibility** است. یک سر لوله بوردون باز است و سر دیگر آن بسته می باشد. بر اثر ورود روغن تحت فشار که دارای حرکت خطی **Linear** است فشار روغن لوله بوردون را مقداری در جهت فشار باز می کند چرا که لوله بوردون دارای خاصیت **Flexibility** است (حالت تحدب لوله کمتر می شود) لذا این حسگر فشار را تبدیل به حرکت می کند (نقش حسگرها). برای انتقال این حرکت به صفحه ابزار دقیق میله ای که در سمت سر مسدود لوله بوردون است به طرف بالا و پایین می رود (حرکت خطی) و از آنجایی که عقربه ابزار دقیق حول نقطه مرکز و روی صفحه مندرج، به صورت دایره ای حرکت می کند لذا این میله یک چرخ دنده ناقص بنام قطاع (**Sector**) را با مکانیزم چرخ دنده پخ **bevel** چرخانده و حرکت خطی به دورانی تبدیل می شود. در مقابل سکتور یک چرخ دنده با شعاع کوچکتر قرار دارد که توسط دنده های سکتور می چرخد و به وسط چرخ دنده یک عقربه **Pointer** متصل است و زیر عقربه نیز یک صفحه مدرج **Dial** که به واحد **psi** زمینه بندی شده است قرار دارد که حرکت عقربه تابع چرخ دنده، سکتور، میله رابط و بالاخره لوله بوردون است و لذا اندازه فشار روغن را نشان می دهد.



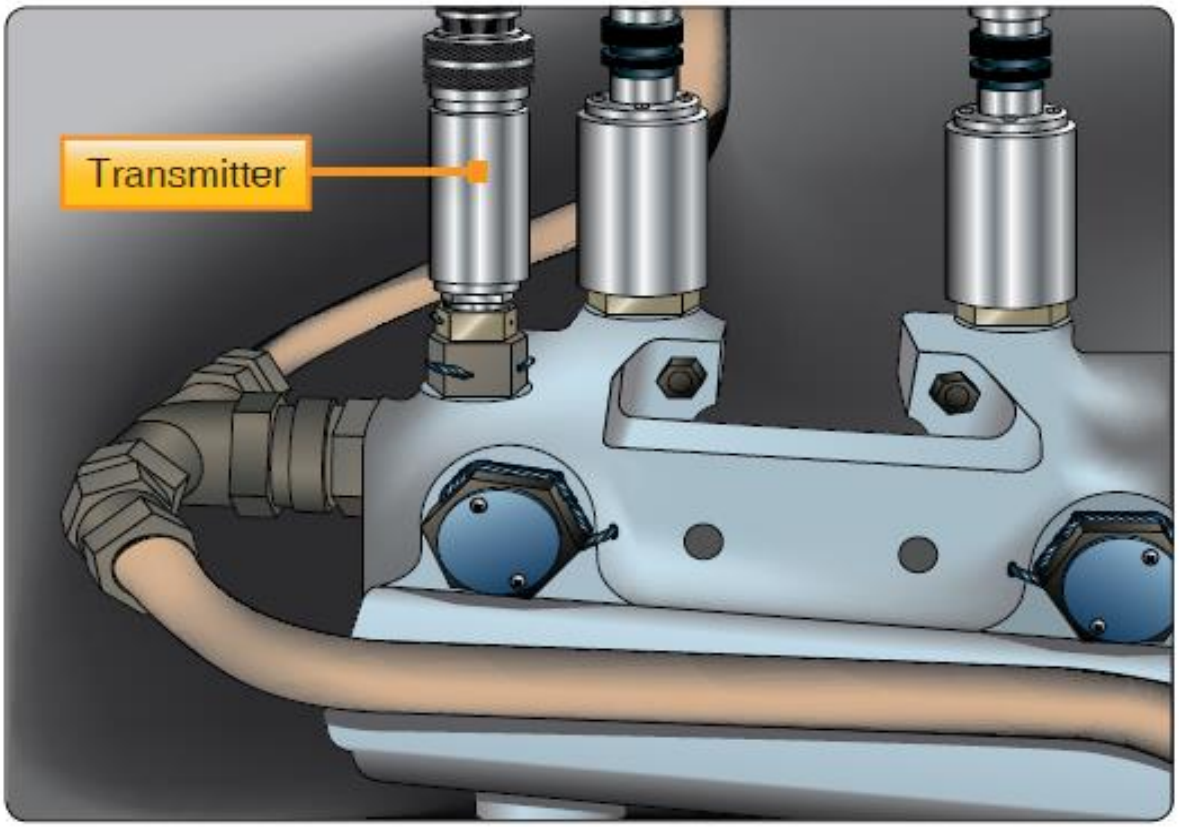
The Bourdon tube is one of the basic mechanisms for sensing pressure.



A diaphragm used for measuring pressure



A bellows unit in a differential pressure gauge compares two different pressure values



A hydraulic pressure transmitter senses and converts pressure into an electrical output for indication by the cockpit gauge or for use by a computer that analyzes and displays the pressure in the cockpit when requested or required.

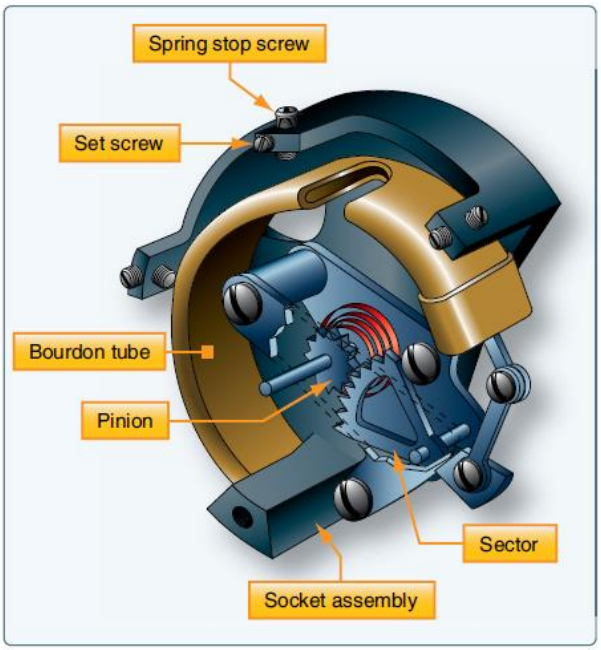
برای کالیبره کردن صفحه مندرج در مراکز استاندارد بین المللی **NBS** ، بارها توسط پمپ استاندارد فشار وارد سیستم می کنند و حرکت عقربه روی صفحه کاغذی مخصوص " گراف " ثبت می شود که در نتیجه تعدادی ارقام بدست می آید که با رندوم کردن آن ، یک صفحه مدرج استاندارد بدست می آید و نمونه آن در مرکز استاندارد نگهداری می شود.

دور محور عقربه یک فنر مویین **Hair Spring** تعبیه شده است که دارای نقش های زیر است:

۱- به خاطر خاصیت تانسیون به هنگام بالا رفتن عقربه (عملیاتی بودن دستگاه) لرزش های احتمالی را گرفته و به عقربه حرکت یکنواخت **Continuous Motion** می دهد.
۲- هنگام پایین آمدن عقربه (خاموش شدن پمپ) از پس زنی **Back –Lash** جلوگیری می کند و از وارد شدن صدمه به سیستم جلوگیری می کند.
۳- با اضافه و کم کردن طول فنر توسط یک پیچ می توان عقربه را روی صفر (۰) **Zero Set** قرار داد. (این عمل هنگام کار با آومترها، قبل از استفاده از آومتر می شود)

در دو طرف سکتور دو مانع به نام **Damper** یا باز دارنده قرار داده شده است که از حرکت بیش از حد و غیر عادی عقربه در اثر درست کار نکردن پمپ جلوگیری کرده و از وارد شدن صدمه به دستگاه جلوگیری می کند.
معمولا قطر لوله ورودی فشار به بوردون را چند برابر کوچکتر از لوله خروجی از پمپ انتخاب می کنند که دارای دو مزیت زیر است :

۱- در لوله های باریک سرعت و شتاب یکنواخت است.
۲- ایمنی سیستم را بالا می برد.
۳- باایجاد پیچ و خم در حالت فشارشکن ایجاد می شود.



The Bourdon tube mechanism can be used to measure pressure or temperature by recalibrating the pointer's connecting linkage and scaling instrument face to read in degrees Celsius orFahrenheit.

برای جبران کم شدن فشار قطر چرخ دنده معمولا چند برابر کوچکتر از شعاع سکتور انتخاب می شود که عمل تقویت یا **Boost** انجام می پذیرد.در نتیجه مقدار درست روی صفحه مندرج خوانده می شود.

استفاده از روش **Boost** = ظریف ساختن اجزا نشان دهنده

واحد فشار استاندارد **Pound Square Inch (psi)** است.
روی صفحه نشان دهنده های معمولی قوس سبز علامت منطقه سالم و زرد منطقه احتیاط و قرمز منطقه هشدار است. کلیه این اجزا در داخل یک محفظه بنام **Case** قرار می گیرند.

نشان دهنده فشار روغن می تواند برای سنجش فشار (هیدرولیک روغن, سوخت, ...) قرار بگیرد و این نمونه نشان دهنده مکانیکی می باشد که امروزه به خاطر یکنواخت سازی و دقت عمل بالا بجای این رنگ ها (قوس ها) پارامترهای لازم را کامپیوتر **FMC** ارایه می نماید.

MANIFOLD PRESSURE

این نشان دهنده درصد مخلوط گاز و هوا **Mixture** را اندازه گیری ونشان می دهد. این ابزار فشار را بر اساس قدر مطلق **Absolute** نشان می دهد.

ساختار: دارای دو عدد حسگر نوع فانوسکی **bellows** می باشد که یکی از آنها از هوا خالی شده (به خاطر داشتن فشار چگالی معادل پنج نوع گاز) **(evacuate)** و با فشار سطح دریا آزاد و گاز خنثی (ساده) پر شده و آب بندی شده است **(sealed).**

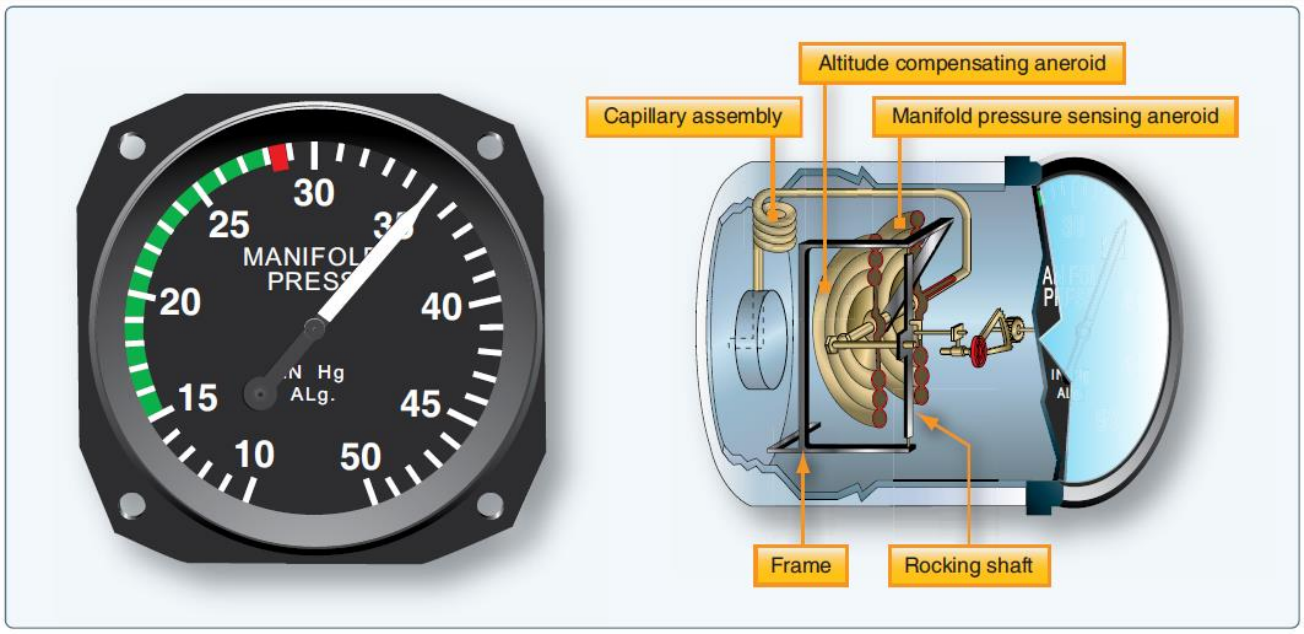
فانوسک نوع دوم (موازی اولی) به کاربراتور وصل است و بین دو فانوسک میله ای متحرک و در وسط آن عقربه متصل است که در اثر حرکت فانوسک ها به چپ و یا راست عقربه نیز حرکت میکند. زیر عقربه صفحه مندرج قرار گرفته و واحد آن اینچ جیوه است **IN/HG**. صفحه مندرج صفر ندارد و مرجع آن فشار سطح دریاست۲۹/۹۲ اینچ جیوه . لذا این ابزار دقیق قدر مطلق را نسبت به سطح دریا آزاد نشان می دهد.

: Hint

۱- موتورهای معمولی دارای مخلوط فشار هوا و گاز **Mixer** کمتر از سطح دریای آزاد هستند.

۲- موتور های سوپرشارژر بالای فشار سطح دریا کار می کنند.

۳- این نشان دهنده وقتی که خاموش یا در قفسه است فشار سطح دریا آزاد را نشان می دهد.



در بعضی هواپیماها به جای ابزار دقیق دایره ای از نوع عمودی استفاده می شود.

اشاره : صفحات مدرج ابزارهای دقیق در مراکز استاندارد بین المللی **NBS** تهیه و چاپ می شوند لذا در همه جای دنیا یکنواخت است.

اشاره: با سیستم فشار سنج روغن می توان فشار انوع مایعات و هوا را اندازه گرفت و در مورد طرز کار و ساختار آن به طور مفصل بحث کرد.

Fuel Pressure Indicator:

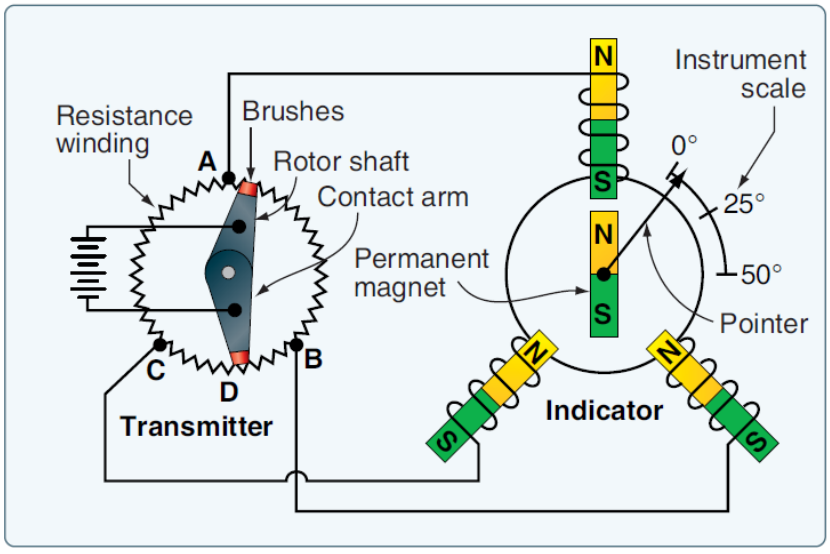
با توجه به بالا رفتن فشار سوخت در موتور های توربینی (۲۸۰ تا ۳۰۰ PSI) استفاده از نوع مکانیکی (ورود سوخت JP-4 به حسگر بوردون در پانل آلات دقیق هواپیما) و بعلت وجود مانیتورهای کامپیوتری مختلف که دارای ولتاژ استاتیک بین ۱۸۰۰۰ الی ۲۴۰۰۰ ولت هستند و از طرفی JP-4 دارای درجه اشتعال ۹۷ درصد می باشد با کوچکترین اشتباه در بستن لوله ها و نوع لوله ها انفجار رخ می دهد لذا برای حل مشکل از مداری به نام اتوسین (Automatic Synchronization) ابزار دقیق الکتریکی استفاده می شود.

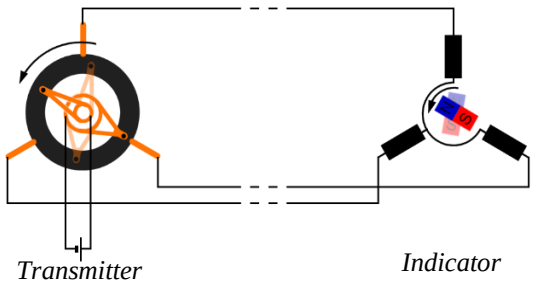
SYNCHRO SYSTEM

این واژه به سیستم های الکتریکی اطلاق می شود که حرکت و جنبش را عینا به فاصله ای دور منتقل می کنند و ما در اینجا کاربرد آن را در Instrument بررسی خواهیم کرد و چون جریان الکتریکی به دو صورت AC و DC وجود دارد این سیستمها نیز به دو صورت AC و DC راه اندازی می شوند.

- ## D-C SYNCHRO SYSTEM

این سیستم که به آن Selsyn نیز می گویند طبق تصویر از دو قسمت Transmitter و Indicator تشکیل شده 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 جابه جا کرده و تغییراتی را در توزیع جریان و انتقال آن به سمت Indicator موجب می شود در داخل Indicator نیز طبق تصویر سه Coil یا سیم پیچ قرار دارد و Rotor که عقربه به آن متصل است یک Permanent Magnet است که خود را با برآیند سه حوضه مغناطیسی Coil در واقع Align نموده و بدین ترتیب عقربه روی Dial ، وضعیت قرار گرفتن Unit متحرک همچون Flap یا Trim Tab را نشان می دهد.

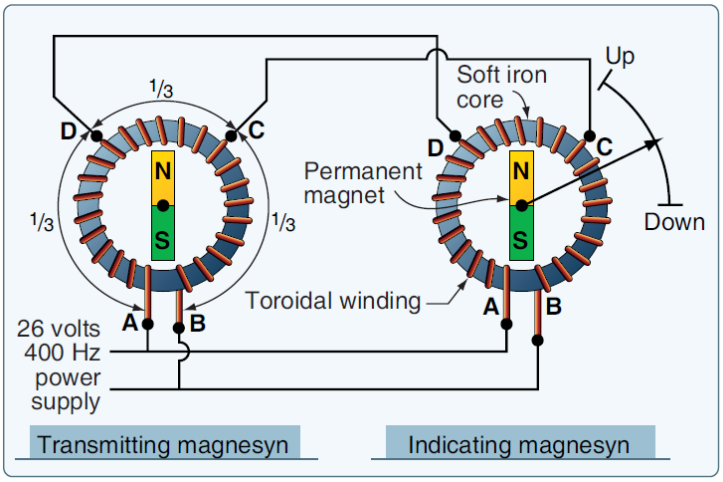




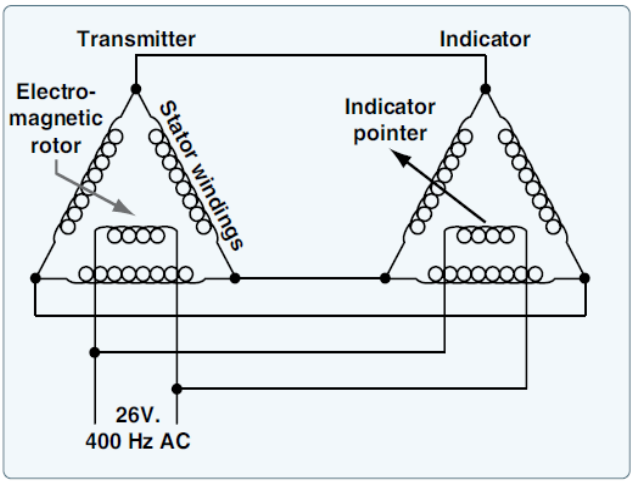
A schematic of a DC selsyn synchro remote indicating system.

- **A-C SYNCHRO SYSTEM**

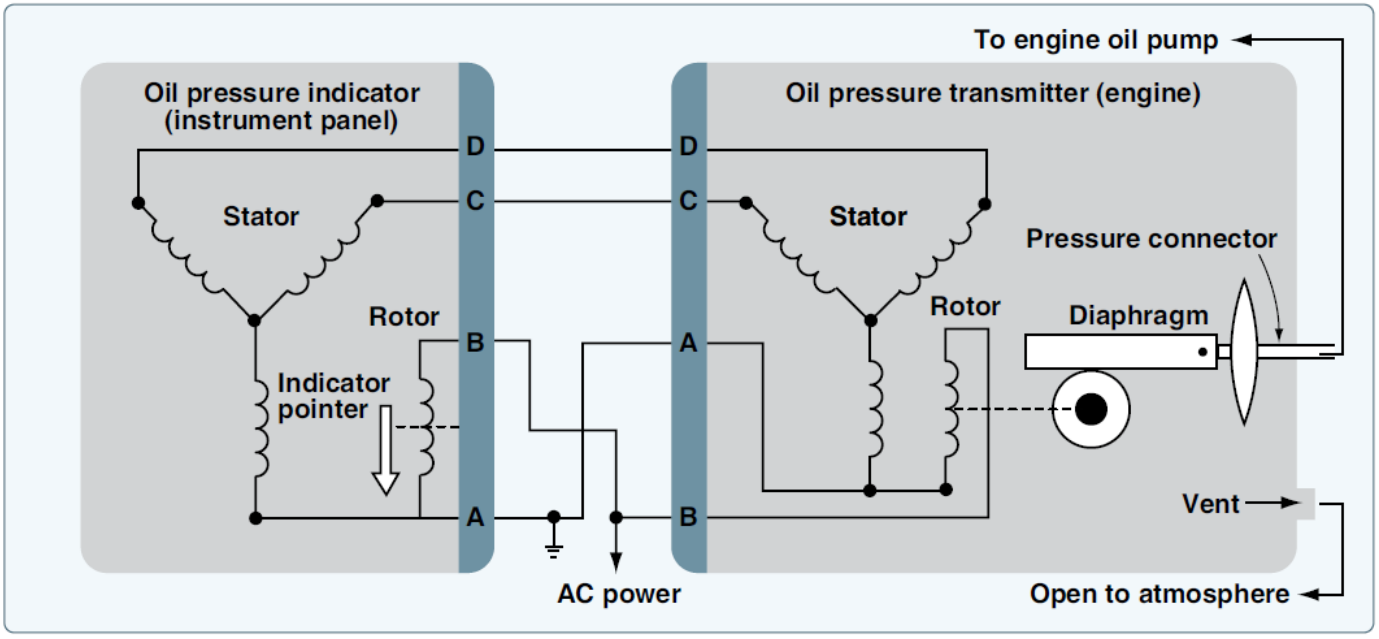
این سیستم که به آن **AOUTOSYN** نیز می گویند از دو قسمت **Indicator** و **Transmitter** تشکیل گشته که هر دو دقیقا شبیه هم بوده و از سه سیم پیچ ثابت و یک **Coil** متحرک تشکیل شده اند که همچون حالت قبل **Rotor** فرستنده و **Unit** متحرک مانند فلاپ و **Rotor** نشان دهنده به عقربه متصل است. برق ۲۶ ولت **A-C** به هر دو **Rotor** تغذیه می شود و چون هر دو قسمت از هر نظر یکسان هستند پس در حرکت نیز باید یکسان باشند یعنی حرکت فرستنده **(Rotor)** در اثر حرکت سطوح کنترل مانند **Flap** باعث حرکت نشان دهنده **(Rotor)** و همراه آن حرکت عقربه خواهد شد. از این سیستم در موارد دیگری همچون انتقال فشار و **Fuel Flow** نیز استفاده می شود.



A magnasysn synchro remote-indicating system uses AC. It has permanent magnet rotors in the transmitter and indictor.



An autosyn remote-indicating system utilizes the interaction between magnetic fields set up by electric current flow to position the indicator pointer.



Remote pressure sensing indicators change linear motion to rotary motion in the sensing mechanism part of the synchro transmitter

تعریف اتوسین (Autosyn) مدار هم آهنگ خودکار

یک ژنراتور و یک موتور الکتریکی سه فاز با مشخصات زیر مدار هم آهنگ نامیده می شود:

۱- ساختار مشابه **Semi Structure**
۲- تحریک از یک منبع **Same Excite**
۳- مهمتر اینکه بر خلاف تمام ژنراتورها خروجی کنترل نمی شود (بدون رگولاتور) که این مشخصه باعث شد که ژنراتورهای بدون ذغال (**Brushless**) اختراع شوند که بسیاری از اشکالات سیستم های ارتباطی و ناوبری حل شد.

اشاره : این مدار امروزه در تصحیح مسیر ماهواره, پزشکی, روباتها, آنتن تلویزیون, فرامین هواپیما کاربرد دارد.

اشاره: برای اندازه گیری فشار سوخت در هواپیماهای مدرن از مدارات الکتریکی **De SYN** و **Magne SYN** و امروزه **Auto SYN** استفاده می شود.

حال به بررسی نشان دهنده مقدار فشار سوخت (از نوع الکتریکی) می پردازیم که استفاده از مدار اتوسین خطر جرقه و آتش سوزی را از بین برده است.

ساختمان: یک ژنراتور سه فاز با یک موتور سه فاز دارای مشخصه های زیر:

ساختار مشابه: تحریک از یک منبع و مهم تر اینکه خروجی ژنراتور بدون کنترل و تنظیم (**Regulate**) به موتور وصل می شود. در این مدار که عملکرد هر ژنراتور به سه عامل **Gauss(B) Surface Velocity** (میدان-هادی-حرکت) بستگی دارد که فیلد و آرمیچر از قبل ساخته شده و حرکت آن از طریق حرکت لوله بوردون در اثر ورود سوخت تامین می شود. جریان تولید شده توسط ژنراتور باعث حرکت آرمیچر موتور می شود که به محور آرمیچر موتور یک عقربه متصل شده و زیر آن یک صفحه مدرج **Scale** برحسب **PSI** قرار داده شده است که در معرض دید خلبان قرار دارد. بدین ترتیب پمپ سوخت و ژنراتور (فرستنده) را در جایی دور از ولتاژ های بالا و سایر خطرات نصب می کنند و فقط موتور از طریق سیم در داخل کابین (**panel**) نصب شده است. امروزه بیشتر ابزارهای دقیق هواپیماها از این نوع (الکتریکی) هستند. ضمنا در موتور های توربینی از این مدار برای اندازه گیری **Fuel Flow** نیز استفاده می شود که ژنراتور (فرستنده) توسط یک پره (**VANE**) می چرخد و روش کار مانند فشار سوخت است و صفحه مدرج نیز **pound/hour×100** زمینه بندی شده است.

نشان دهنده های مقدار سوخت Fuel Quantity Indicator

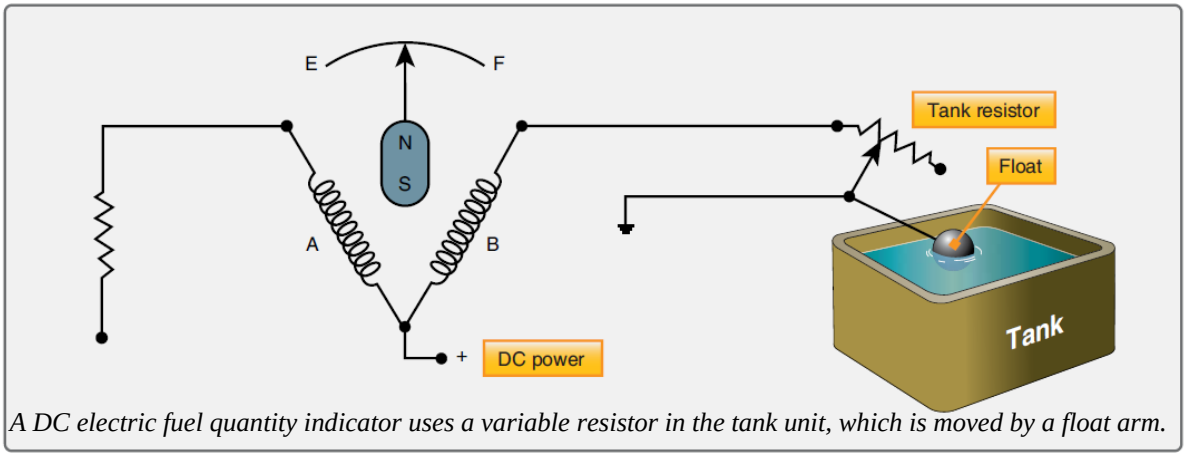
دانستن مقدار سوخت در هواپیما برای خلبان اهمیت حیاتی دارد لذا تنها به دو نمونه جدید اشاره می شود.(انواع قبلی به صورت غواصکی و مکانیکی بودند که امروزه کارآیی ندارند)

۱- نوع مقاومتی Potentiometer برای هواپیماهای سبک Middle Class

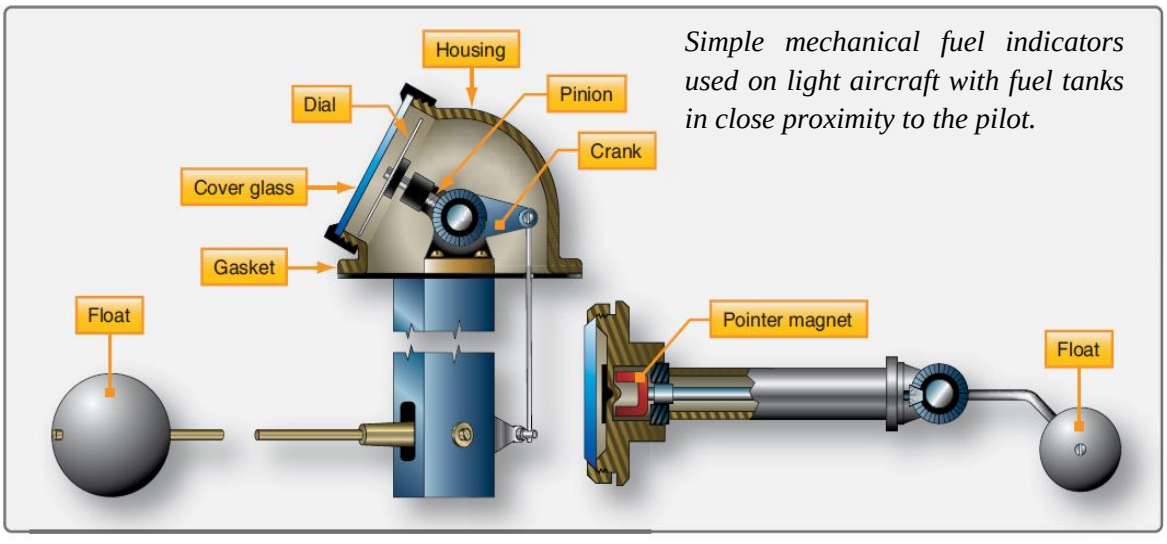
ساختمان و اجزا:

در این نوع یک عدد پتانسیومتر بطور موازی با یک میلی ولت متر که صفحه آن به جای ولت به واحد سوخت (لیتر- گالن یا پوند) زمینه بندی شده قرار دارد. قطعه لغزنده روی مقاومت پتانسیومتر به قواصک داخل منبع سوخت وصل است که با کم وزیاد شدن مقدار سوخت قواصک به بالا و پایین حرکت کرده و از طریق یک اهرم مقدار مقاومت را تغییر می دهد و چون مقاومت به منبع ولتاژ هواپیما متصل است لذا مقدار افت ولتاژ آن تغییر می کند که این افت ولتاژ توسط میلی ولت متر با واحد سوخت اندازه گیری می شود.

نکته : این سیستم وزن حجمی سوخت هواپیما را نشان می دهد که در موتور های توربو پیشرفته کارآیی زیادی ندارد.



A DC electric fuel quantity indicator uses a variable resistor in the tank unit, which is moved by a float arm.



Simple mechanical fuel indicators used on light aircraft with fuel tanks in close proximity to the pilot.

۲- نشان دهنده الکترونیکی نوع خازنی Capacitor Type Probe :

در هواپیماهای حامل سوخت زیاد برای جلوگیری از پاشیدگی و عوض شدن جای **CG** و ایجاد خطر به خصوص در **Bank** از باک های نوع خازنی استفاده می شود که تعدادی خازن در داخل مخزن تعبیه شده و به دو سر منبع الکتریکی متقارن شده اند. مایع سوخت در این نوع نشان دهنده، الکترولیت خازن محسوب می شود لذا با تغییر مقدار سوخت (الکترولیت) ظرفیت خازن نیز تغییر می کند که تغییرات ظرفیت **B/Capacitance** بر حسب واحد سوخت اندازه گیری می شود. به خاطر شکل فیزیکی به آن **Probe** هم می گویند.

Digital fuel quantity gauges that work off of variable resistance from the tank unit are shown in A and B. The fuel quantity indication of a Garmin G-1000 flat screen display is shown in C.

HINT

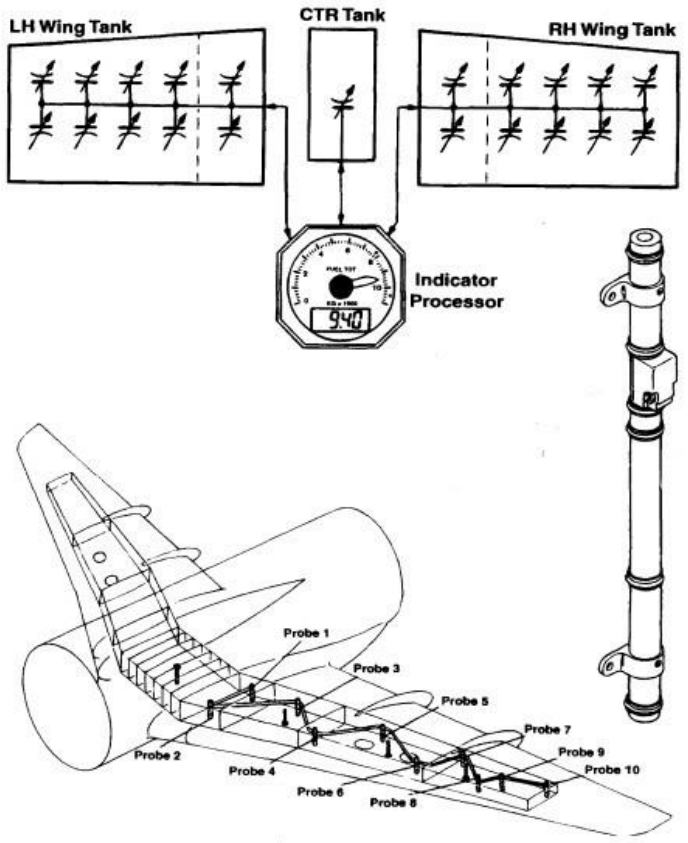
- هرقدر منبع بزرگتر باشد تعداد خازن های موازی بیشتر است.
- در اثر بالا رفتن دما, حجم سوخت اضافه می شود ولی وزن آن ثابت می ماند.

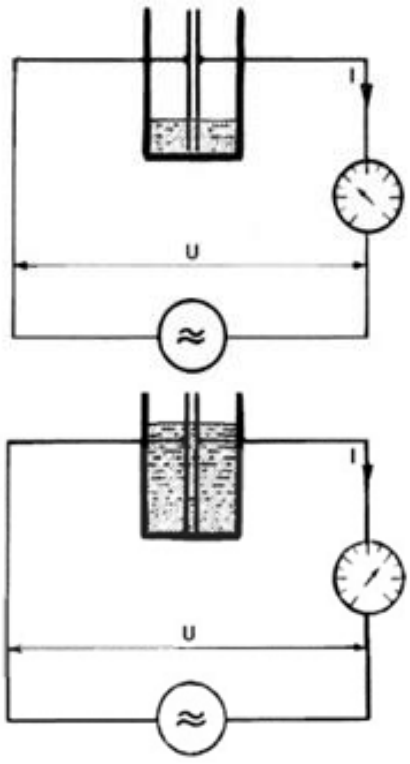
مزایا : دقت بالا , تغییر نکردن مرکز ثقل , امکان مانور بدون خطر

معایب : گران بودن , نیاز به قدرت ورودی , نگهداری مشکل و ...

نکته : این سیستم وزن جرمی سوخت هواپیما را اندازه گیری می کند که در موتورهای توربو پیشرفته خیلی اهمیت دارد.

نکته: به محض پارک شدن هواپیما سیستم باید برای جلوگیری از جرقه به زمین (منفی) القا داده شود.





ابزار دقیق دورسنج Tachometer (RPM) :

این نشان دهنده، یکی از نشان دهنده های کلیدی هواپیما است و به علت ارایه اطلاعات زیر، برای پرسنل پرنده و زمینی از اهمیت خاصی برخوردار است.

۱- دور میل لنگ در موتور های پیستونی

۲- درصد کشش موتور نسبت به دور در موتورهای توربینی

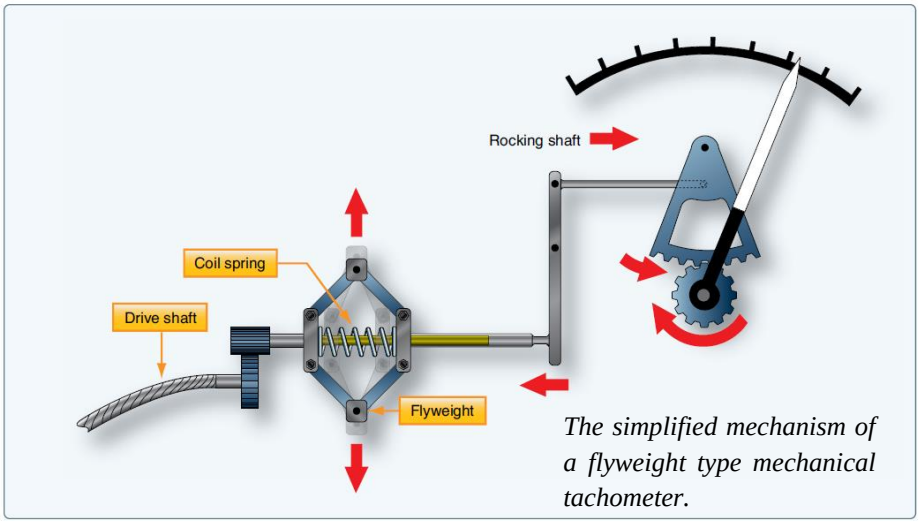
۳- ثبت ساعت کار موتور در زمین و هوا برای انجام بازرسی های دوره ای

۴- تعیین راندمان موتور به همراه نشان دهنده مانیفولد

۵- نشان دهنده دور درجا استاندارد پیستونی ۶۵۰ دور Idle برای تنظیم مگنت هواپیما

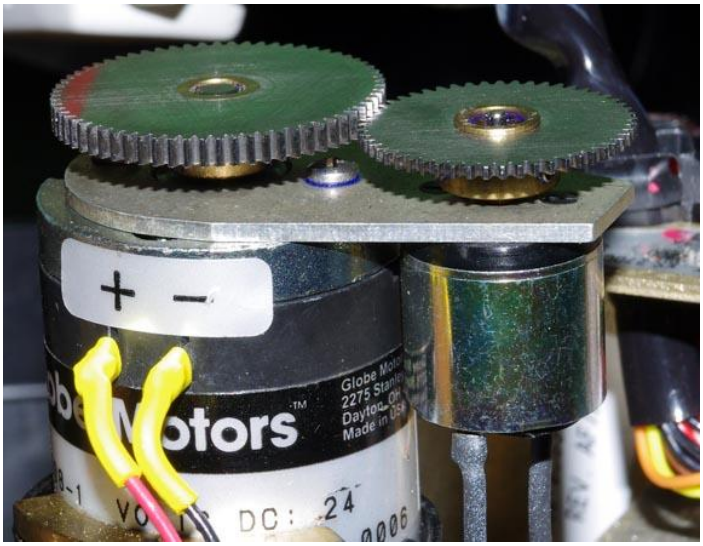
۶- انتخاب بهترین وضعیت Throttle در پرواز افقی

۷- هشدار دهنده وضعیت بحرانی بصورت Over –Under Speed که در انواع نشان دهنده ها به صورت رنگ یا صدا و تصویر به خلبان هشدار می دهد.



The simplified mechanism of a flyweight type mechanical tachometer.

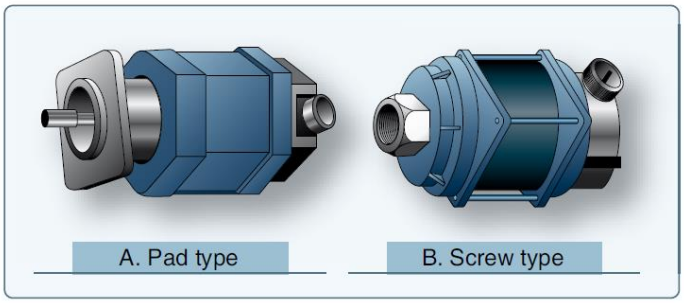
انواع دورسنج ها : در هواپیما های نسل قدیم از نوع مکانیکی (بصورت حرکت چرخدنده ها) استفاده می شد که با بالا رفتن دور موتورها، منسوخ شدند.



سپس نوع الکتریکی DC دنیا آمد که از موتور هواپیما یک شفت انتقال دهنده دور به کابین هواپیما و به پشت ابزار دقیق RPM وصل شده است. در داخل نشان دهنده یک ژنراتور DC قرار گرفته است که بوسیله شفت می چرخد و لذا ولتاژتولید شده توسط یک ولت متر در پانل هواپیما(در معرض دید خلبان) اندازه گیری می شود که طی محاسبات فنی به واحد دور تبدیل شده و روی صفحه مندرج خوانده می شود (در اتومبیل ها از این نوع استفاده می شود).

DC Generator tachometer.

اما با بالا رفتن دور موتورها شفت رابط بین موتور و ژنراتور بعلت نیروی گریز از مرکز حالت پیچش **Twist** پیدا کرده و ضمن پاره شدن به بدنه هواپیما نیز صدمه وارد می کرد و مضافا سیستم خروجی ولتاژ ژنراتور **DC** (کمیتاتور) نیز جرقه زده و روی سیستم های مدرن ناوبری و ارتباطی پارازیت ایجاد می کرد لذا در هواپیماهای مدرن دو نوع دور شمار الکتریکی **DC** برای موتورهای پیستونی و الکتریکی **AC** برای موتورهای توربینی استفاده گردید.



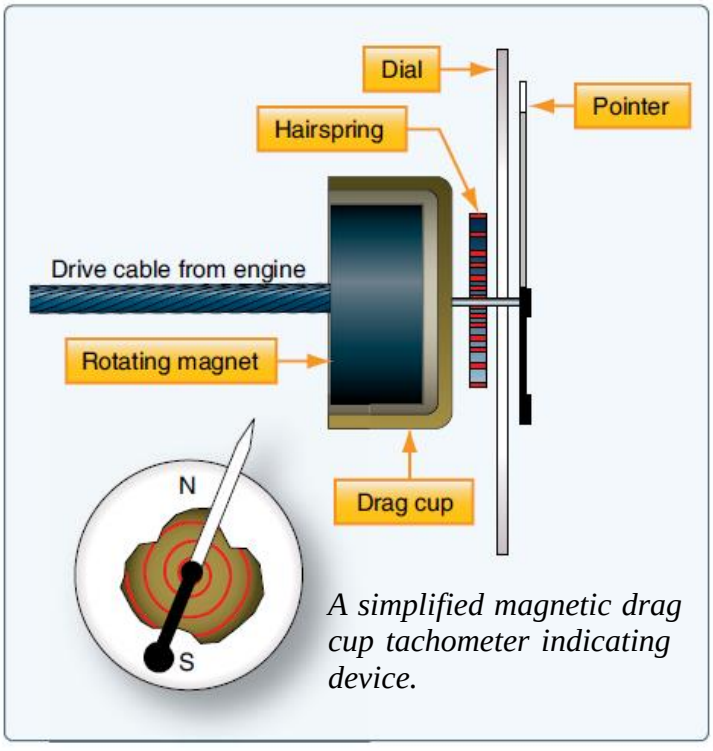
Different types of tach generators

نوع الکتریکی Tachometer (Autosyn) :

در این مدار (برای حذف شفت) از یک ژنراتور که بدون شفت روی موتور هواپیما نصب شده است و یک موتور الکتریکی که در داخل کابین تعبیه شده است استفاده شده است.

در این مدار ژنراتور توسط موتور هواپیما **A/C ENG** به چرخش در می آید و تولید توان الکتریکی **(P=VI)** می کند که این نیرو به موتور رفته و با تبدیل انرژی الکتریکی به مکانیکی ، شفت موتور می چرخد.

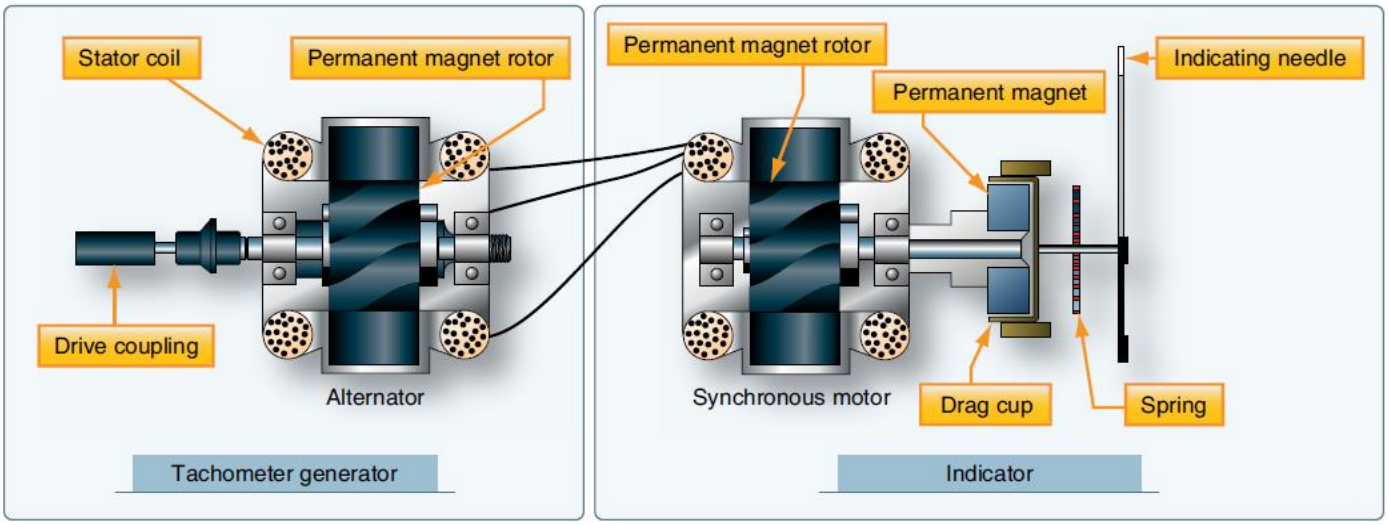
عیب این مدار این است که چون دور موتور هواپیما بیش از یک دور است و موتور اتوسین نیز تابع دور هواپیما است و از طرفی از بیش از ۹۰ درصد (کمتر از یک دور) از صفحه مدور مدرج ابزار دقیق نمی توان استفاده کرد (باید بین صفر و **min** و عدد نهایی و **max** فاصله باشد تا تداخل نکند) لذا از یک مدار کاهنده **Drag –CAP** استفاده می شود.



A simplified magnetic drag cup tachometer indicating device.

بدین صورت که مطابق شکل شفت آرمیچر موتور به یک آهن ربا به شکل درپوش **CAP** متصل است که چرخش موتور آهن را را چرخانده و در نتیجه میدان مغناطیسی متحرک بوجود می آورد.(مثلا در دور ۳۰۰۰ موتور هواپیما جای قطبین **N-S** در هر دقیقه ۳۰۰۰ بار عوض می شود).

حال با قرار دادن یک صفحه هادی در بین دو آهن ربا (در ابزار دقیق مدرن به جای **CAP** که تولید گرما می کرد از آهن ربای دندانه دار استفاده شده است که بعلت شکافتن هوا، به خنک شدن مدار نیز کمک می کند) بر اساس اصل قانون لنز میدان متحرک روی صفحه هادی اثر گذاشته و صفحه هادی هم دارای میدان می شود و از طرفی میدان بوجود آمده با میدان بوجود آورنده مخالفت می کند لذا به وسط صفحه هادی یک میله متصل شده که انتهای آن هم یک عقربه وصل است و زیر عقربه صفحه مدرج به **RPM** (**DIAL**) قرار دارد و یک فنر هم در محور عقربه قرار گرفته است.



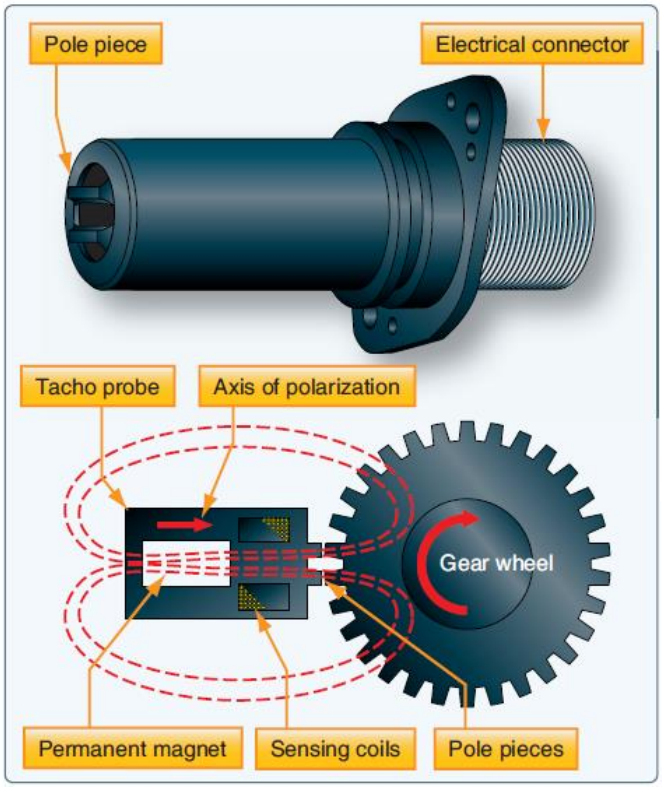
An electric tachometer system with synchronous motors and a drag cup indicator.

حال با محاسبه خاصیت هدایت مغناطیسی صفحه، شدت مخالفت و میل به چرخش در جهت مخالف **Preamibility** هادی و تنظیم فنر، این صفحه مثلا در ۳۰۰۰ دور باندازه ۲۹۹۹/۱ مخالفت کرده و فقط ۰/۹ صفحه را طی می کند که با توجه به کالیبره صفحه مدرج در آزمایشگاه عقربه روی عدد ۳۰۰۰ دور قرار می گیرد لذا ضمن شمارش دور موتور خطر پیچش شفت نیز از بین رفته است.

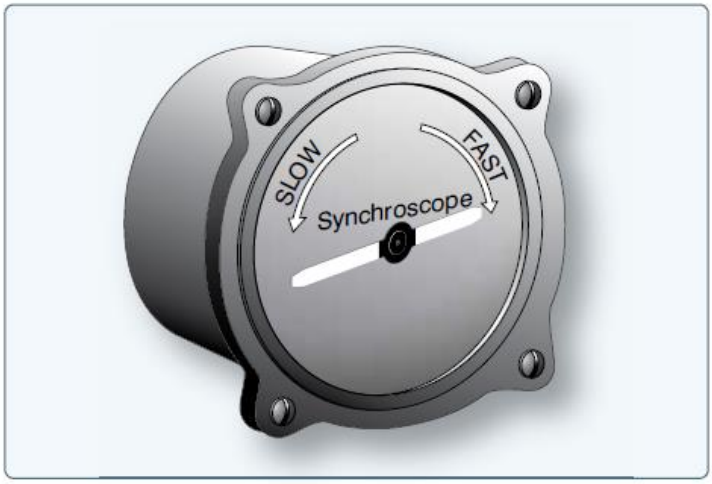
دورسنج موتورهای توربینی JET ENG RPM :

در موتورهای توربینی معمولا نسبت تراست به دور اندازه گیری می شود (لگاریتمی) و لذا به یکی از پره ها BLADE یا فلای ویل یک آهن ربای کوچک دایمی وصل است که در اطراف خود ایجاد میدان مغناطیسی می کند و در یک طرف پره کویل قرار دارد که پره با هر بار چرخش و قطع کویل بوسیله خطوط مغناطیسی یک پالس القایی ایجاد می کند که مجموعه پالسها پس از تقویت به مدار منطقی رفته و پس از پردازش نتیجه به یک نشان دهنده (عقربه یا دیجیتال) که در پانل قرار دارد تغذیه شده و در مقابل دید خلبان قرار می گیرد. (این سیستم الکترونیکی است).

معمولا در این نشان دهنده تا ۵۰ درصد سرعت تاکسی زمینی و بالاتر از آن TAKE OFF است.
اشاره : اخیرا دورسنج لیزری روی موتورهای توربو پیشرفته در حال آزمایش است یعنی تابش نور لیزر روی محور چرخنده با قطع و وصل شدن نور لیزر بازای هربار پالس تولید می شود که این فرکانس پس از پردازش در بورد ابزار دقیق در پورت دیجیتالی نشان داده می شود.



A tacho probe has no moving parts. The rate of magnetic flux field density change is directly related to engine speed.



This synchroscope indicates the relative speed of the slave engine to the master

حرارت سنج ها Temprature Indicators :

دانستن میزان حرارت روغن و سوخت موتور و... در هواپیما برای خلبان حیاتی است لذا به انواع آن می پردازیم.

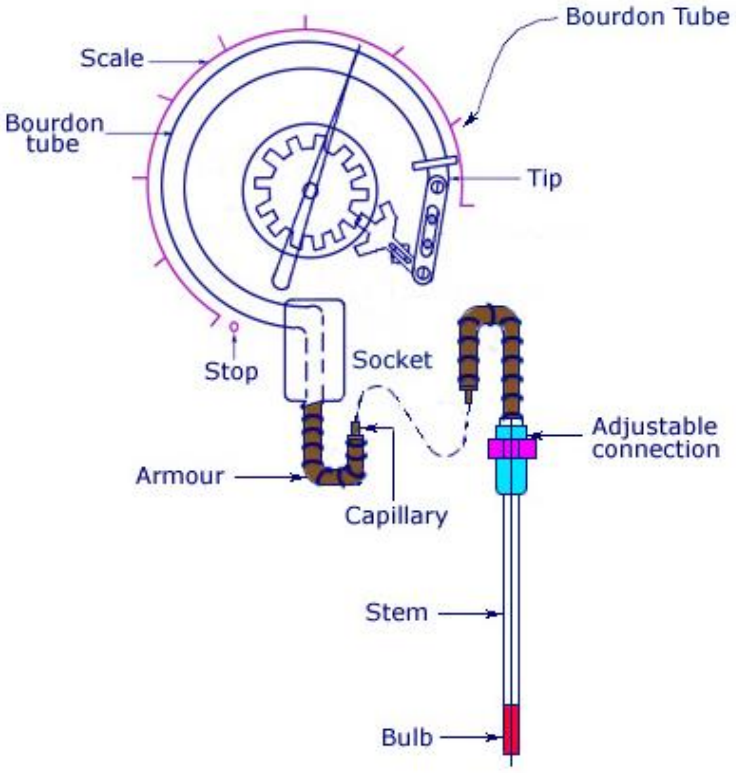
- **سیستم اندازه گیری با روغن حساس به دما :**

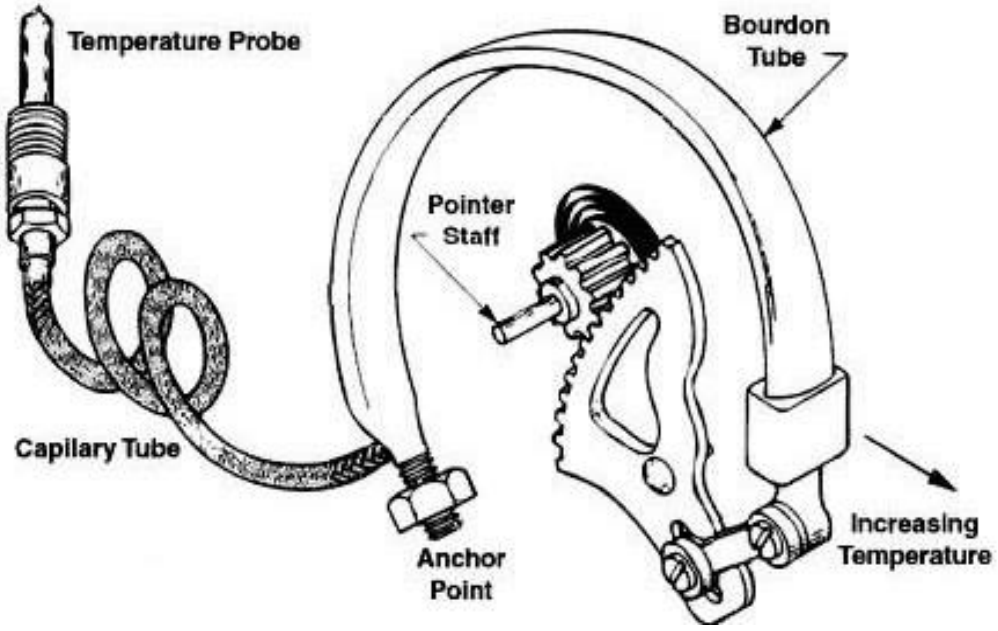
طرز کار :

به عنوان مثال برای اندازه گیری دمای روغن ورودی به موتور، حباب حسگر در داخل لوله با روغن موتور تماس حاصل کرده و در نتیجه روغن داخل **Bulb**، در اثر بالا رفتن حرارت منبسط (**Expand**) شده و چون فقط به لوله بوردون راه دارد وارد آن می شود.

لوله بوردون در اثر ورود روغن (حرکت خطی) در راستای فشار واکنش نشان داده و سر بستهٔ آن متناسب با فشار وارده به طرف بالا حرکت می کند یعنی فشار تبدیل به حرکت می شود.

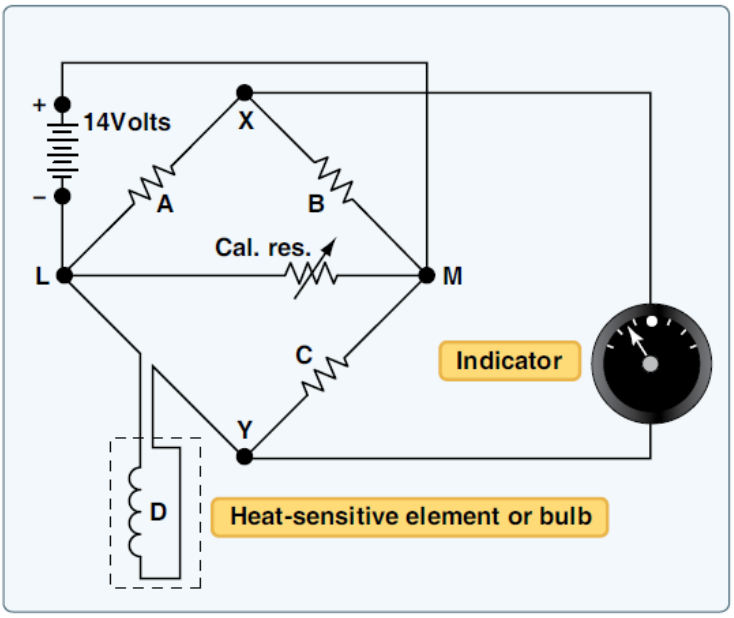
حال این حرکت در ابزارهای دقیق مکانیکی از طریق میل رابط سکتور، چرخ دنده و ... عقربه و صفحه مدرج **Dial** به کابین خلبان منتقل می شود. در نوع الکتریکی از طریق مدار اتوسین و در نوع الکترونیکی از طریق سیگنال انتقال داده می شود که متعاقبا توضیح داده خواهد شد.

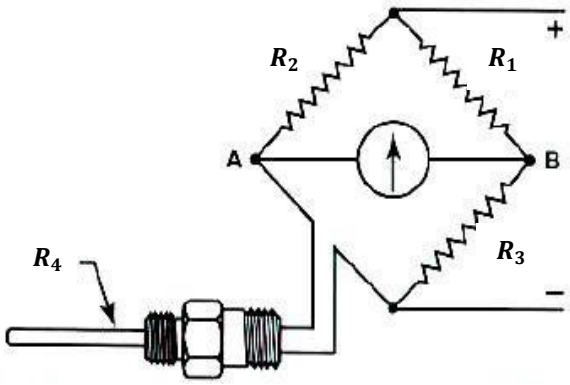




- **سیستم پل وتسون Wheatstone bridge :**

برای مشاهده مقدار تغییرات دما معمولا از پل وتسون استفاده می کنند. به طوری که دو عدد مقاومت R_1 و R_2 در دو ضلع مجاور و یک عدد R_3 با مقاومت متغیر ترمومتر در دو ضلع مجاور دیگر قرار می گیرند. R_3 به گونه ای انتخاب می شود که در صفر درجه ، پل در حالت بالانس باشد و ولت متر صفر را نشان دهد.





- **EGT Indicator**

نشان دهندهٔ کلیدی هواپیما بوده و علاوه بر نشان دادن دما، دمای خروجی اگزوز(**Tail Pipe**) را نیز نشان می دهد و در صورت بالا رفتن بیش از حد استاندارد دما و احتمال آتش سوزی، به اخطار دهنده **WARNING** تبدیل می شود.

طرز کار :

از عنصر دو تایی **Bi-element** (اکسیداسیون – احیا) دهنده و گیرنده الکترون استفاده شده است با گرم شدن محل اتصال دو عنصر **Junction** مدارفعال شده و الکترون (جریان الکتریکی) بین دو عنصر بوجود می آید که در اینجا کاتالیزور حرارت است.

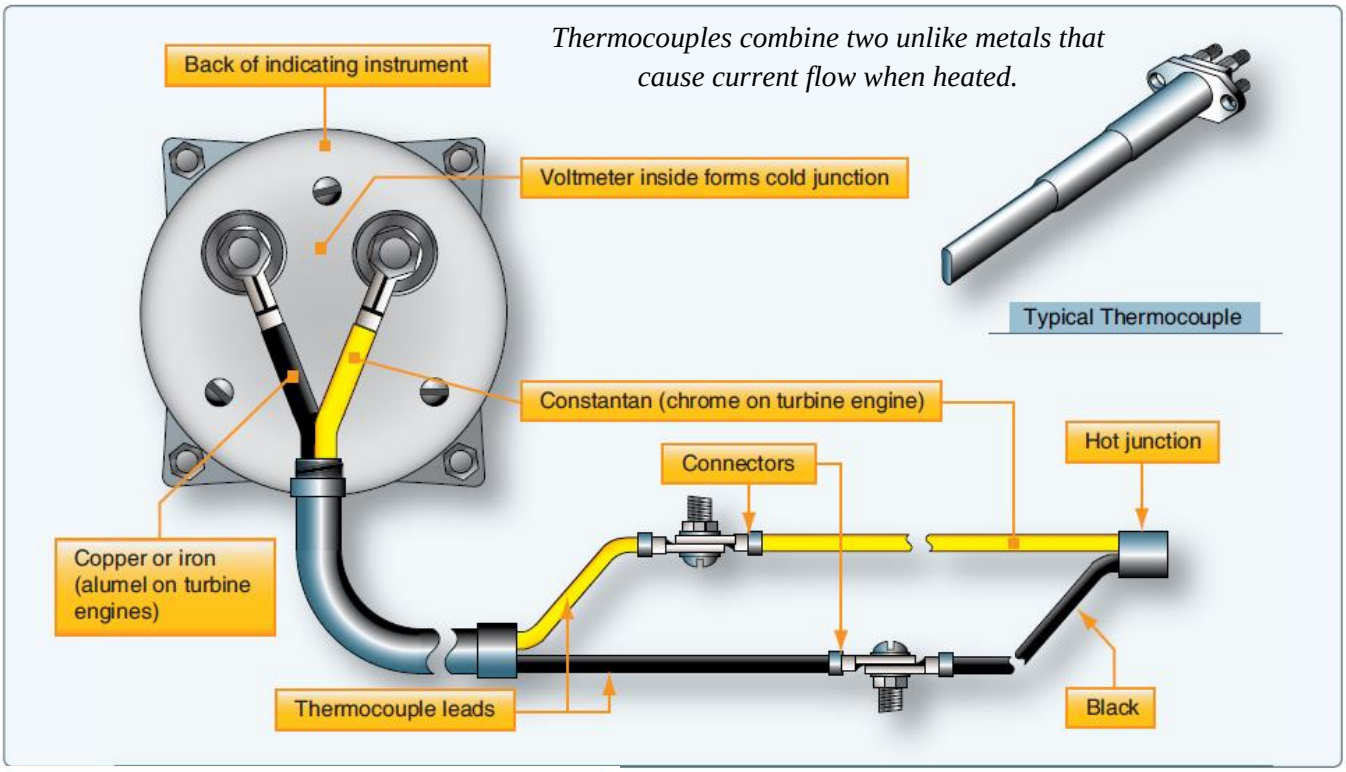
معمولا جنس حسگر از " آلومل و کرومل" تشکیل شده است. از این عنصر تعداد زیادی **Tail Pipe** بطور سری در موتور قرار داده شده است که مجموع ولتاژ مدار بوسیله دو سیم هادی به یک ولت متر در پانل کابین هواپیما متصل می شود و ولتاژ تولید شده با واحد دما (سانتیگراد – فارنهایت) اندازه گیری می شود. هر کدام از عنصر ها را **Probe** نیز می نامند.

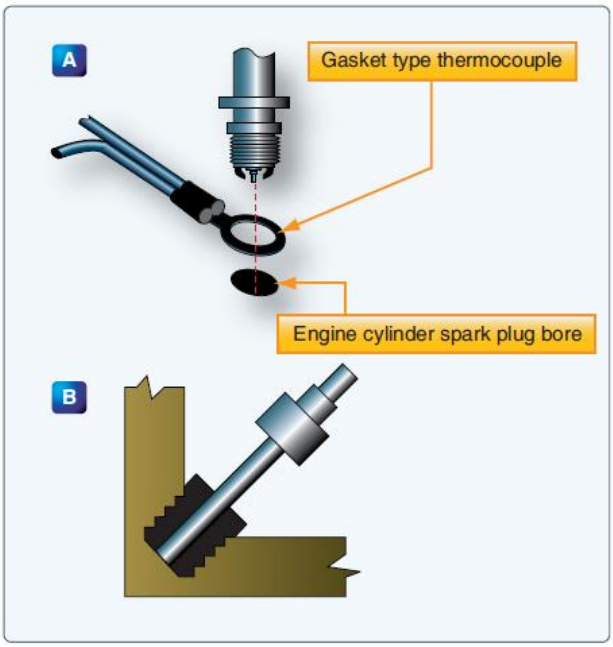
در این مدار جهت اندازه گیری حرارت نیاز به انرژی الکتریکی می باشد که تا ۳۰۰ درجه فارنهایت مناسب است.

این مدار شامل سه عدد مقاوت ثابت و یک مقاومت متغیر است.

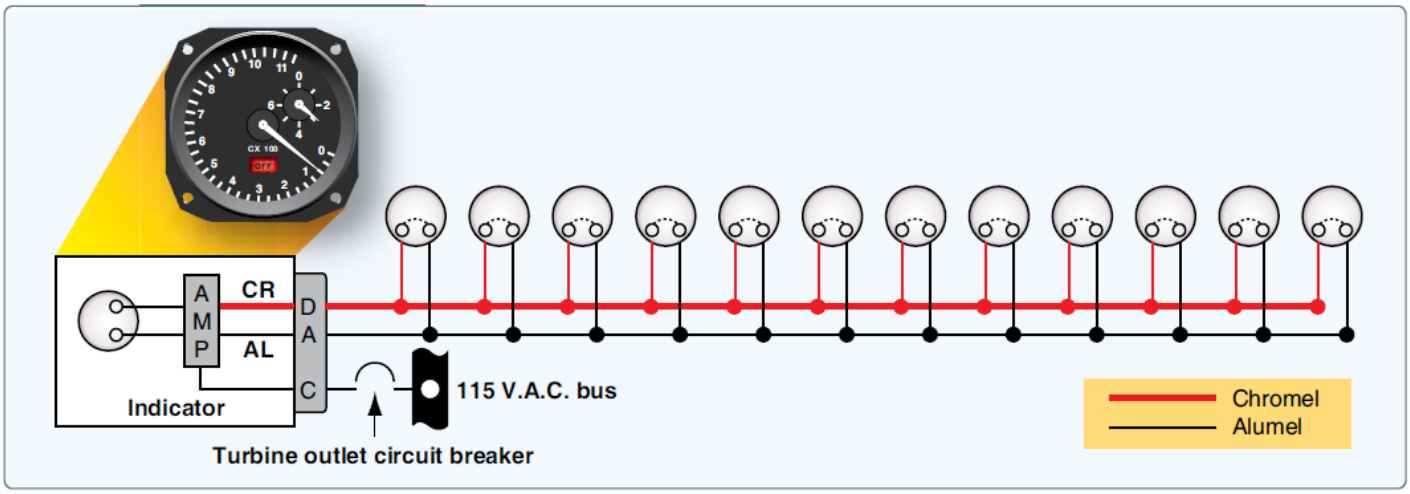
این مقاومت متغیر همان **Probe** حرارتی است که از یک کوییل (سیم پیچ) تشکیل شده است ، که از سیم ظریفی از نوع نیکل می باشد. با بالا رفتن دما مقدار مقاومت (اهم) آن بالا می رود و در نتیجه در مدار پل جریان جاری می شود و عقربه را حرکت داده و مقدار حرارت را نشان می دهد (تبدیل واحد).

Thermocouples combine two unlike metals that cause current flow when heated.

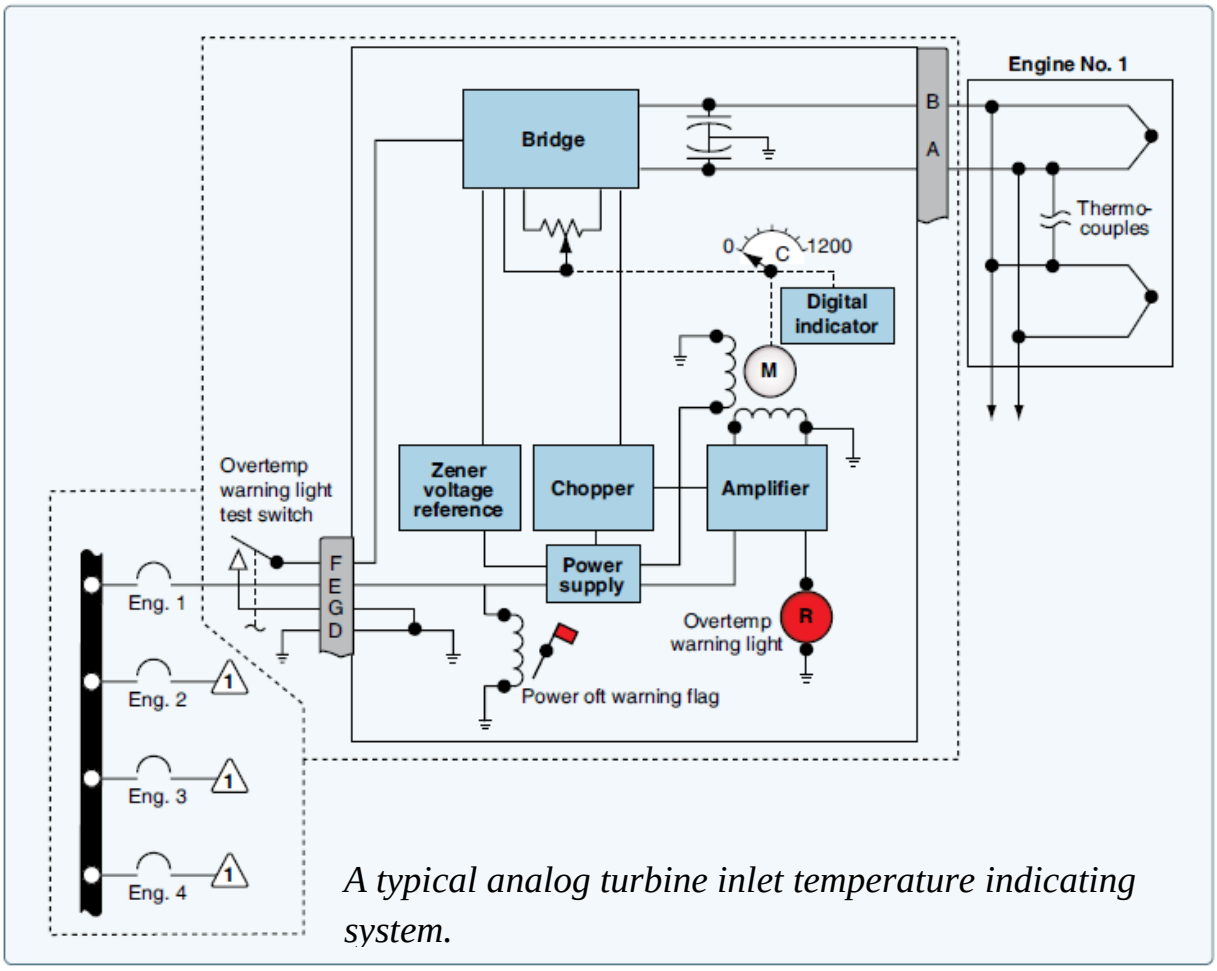




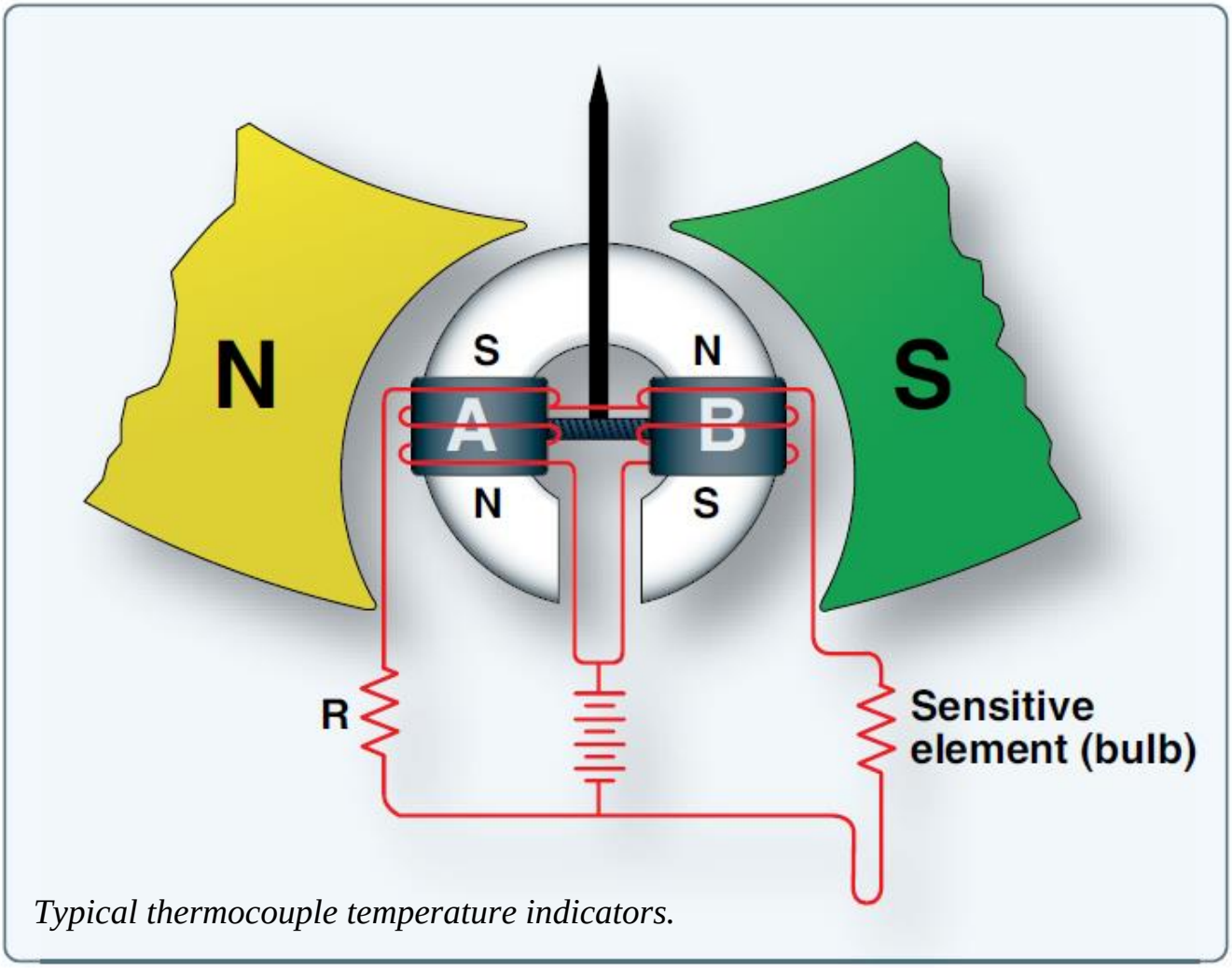
A cylinder head temperature thermocouple with a gasket type hot junction is made to be installed under the spark plug or a cylinder hold down nut of the hottest cylinder (A). A bayonet type thermocouple is installed in a bore in the cylinder wall (B).



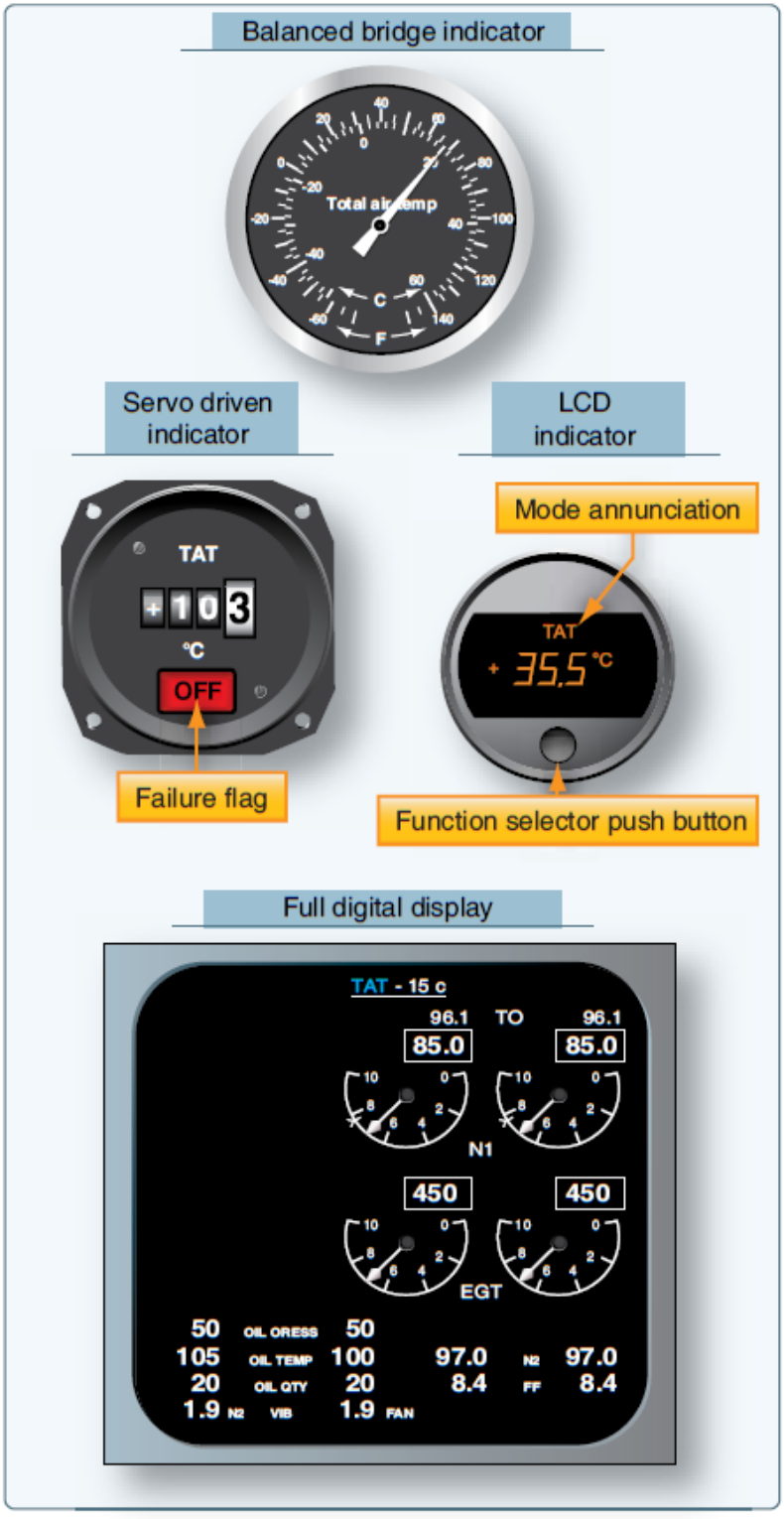
A typical exhaust gas temperature thermocouple system.



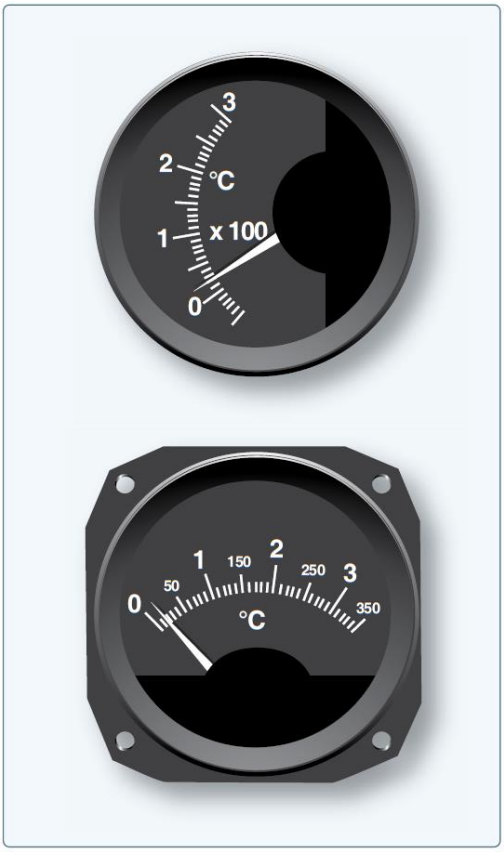
A typical analog turbine inlet temperature indicating system.



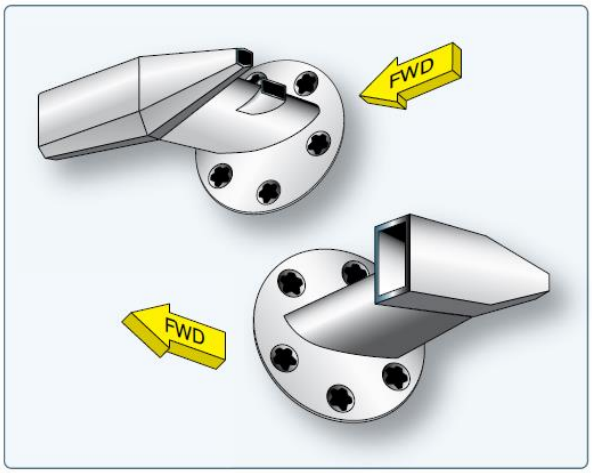
Typical thermocouple temperature indicators.



Different cockpit TAT displays.



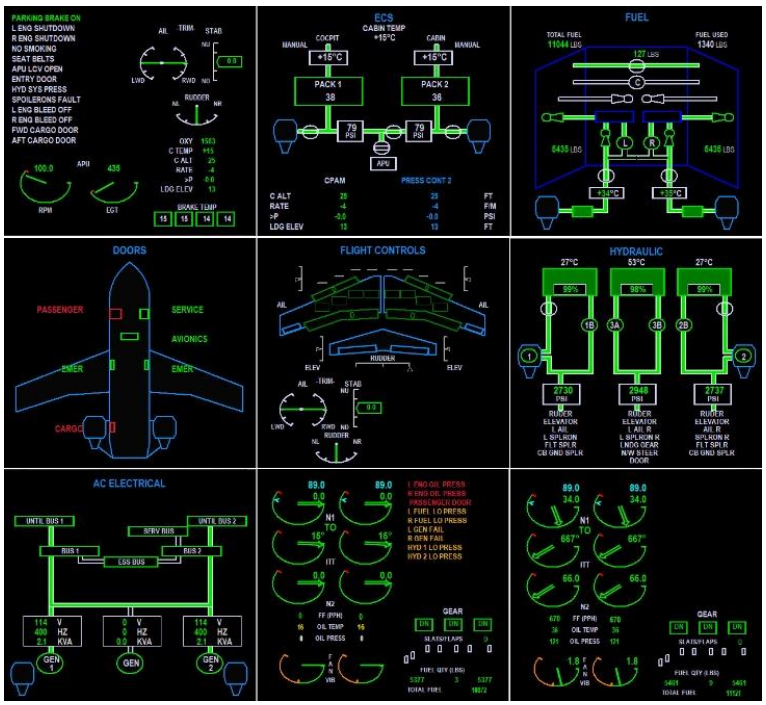
Typical thermocouple temperature indicators.

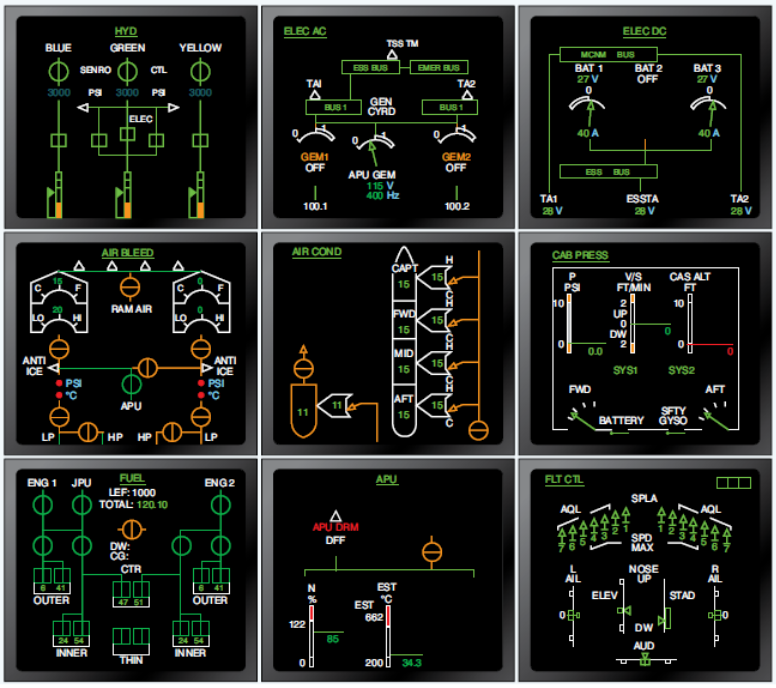


Total air temperature (TAT) probes.

کامپیوتر EICAS

سیستم اطلاعات موتور و آگاهی گروه پرواز **Engine-Indicating and Crew-Alerting System** (**EICAS**) یکی از مهمترین سیستم های هواپیما و از اجزاء کلیدی کابین **GLASS COCKPIT** و از منابع ارسال اطلاعات موتور به جعبه سیاه **FDR** می باشد. این سیستم اطلاعات مربوط به موتورها و برخی سیستم های دیگر مانند اخطارها و هشدارهای مربوط به سیستم ها را به صورت یکجا و روی یک نمایشگر **LCD** در اختیار خلبان و گروه پروازی و ایستگاه زمینی قرار می دهد و در واقع وظیفه شبیه به یک مهندس پرواز را به عهده دارد. این سیستم علاوه بر پارامترهای دور موتور **RPM** ، دمای گازهای خروجی، جریان وکیفیت سوخت تزریقی به موتور، فشار و دمای روغن موتور و ... اطلاعات زیر را نیز تامین می نماید.





۱- سیستم الکتریکی (ژنراتورها ...)

۲- ارابه فرود: (فشار چرخ ها، نیوماتیک، دمای ترمز و ...)

۳- سوخت: (میزان سوخت در تانک ها **TANK** دمای سوخت، وضعیت پمپ سوخت)

۴- سیستم هیدرولیک: (وضعیت فشار در پمپ های روشن و خاموش)

۵- سیستم پنیوماتیک **PNEUMATIC**

۶- سطوح کنترل

۷- **COCKPIT DISPLAY UNIT** (**CDU**)

۸- آگاهی و هشدار به گروه پروازی **CREW ALERT**

۹- داده های هواپیما **DATA** را برای نمایش **EICAS** دریافت، انتخاب و دسته بندی می کند و داده های موتور و همانطور سایر داده ها (حدود ۱۶) مورد را بر روی صفحات نمایش ،ارسال و همچنین اطلاعات مربوط به نگهداری و عیب یابی را به واحد های ثبت کننده هوا - زمین و به واحد های ثبات در مدیریت ارتباط و پرواز متمرکز می کند. نسل جدید این کامپوتر اطلاعات را بر اساس ماهیت آنها (عادی-غیر عادی و اضطراری) و به صورت رنگها روی **LCD** نشان می دهد.

روش آزمایشی کالیبره کردن (QC) نشان دهنده ها:

نشان دهنده ها پس از بازرسی و تعمیر بایستی از نظر کنترل کیفیت بازرسی شوند.

روش کار: در کلیه مراکز، لابراتورها و تعمیرگاه ها آزمایشگرهای استاندارد وجود دارند که دقت عمل آنها نسبت به وسایل کاربردی (ابزار دقیق ها) بسیار بالاتر است و دقت عمل Accuracy آنها نیز نسبت به استانداردهای بالاتر(اولیه) در مدت زمان های مشخص (۶-۱۲ یا ۲۴) سنجیده می شود که کالیبراسیون نامیده می شود. برای مثال محاسبه دامنه حداکثر خطای یک فشار سنج Accuracy که ACC نامیده می شود.

ACC= + or - N% بشرح زیر است:

	Master	Indicator	Error
	100	102	+2
	300	304	+4
	500	510	+10
	-	-	-
	-	-	-
Sum	900		16

$$\frac{900}{100} = \frac{16}{x}$$

$$x = \frac{100 \times 16}{900} = \frac{1600}{900}$$

$$x = \frac{1600}{900} = 1.8\ \%$$

ACC = +1.8 %

حال اگر کارخانه سازنده یا کتاب فنی (TECH MANUAL) دقت عمل ACC را مثلا +2% تعیین کرده بود این نشان دهنده CKD.OK شده قابل استفاده روی هواپیما است ولی اگر ACC داده شده مثلا +1.5% نشان دهنده REJECT است.

تبصره: علامت اعداد خطا یا همه مثبت یا منفی باید باشد در غیر اینصورت آزمایش QC غیر قابل ادامه است.

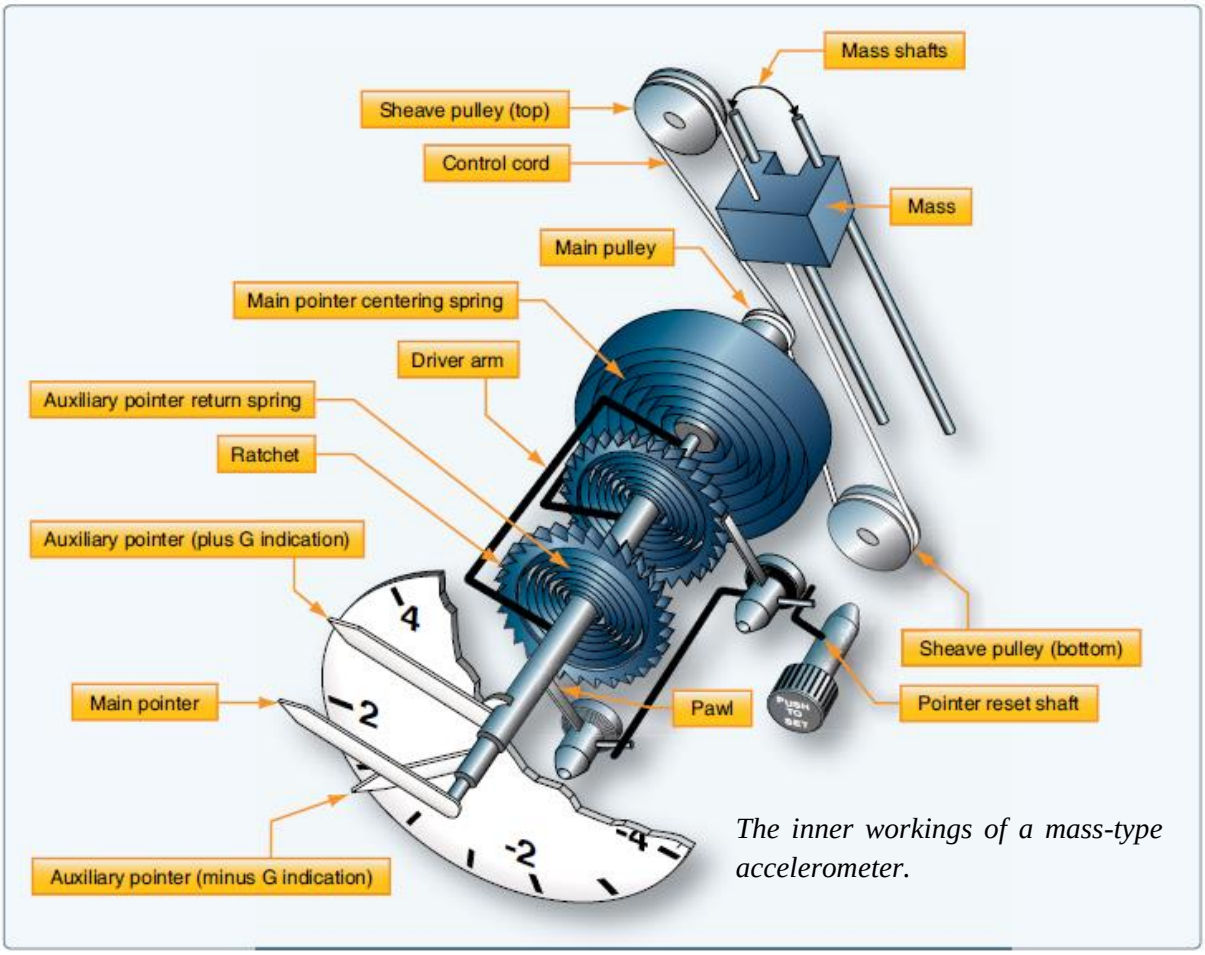
شتاب سنج : Accelerometer

شتاب سنج دارای یک وزنه با سطح صیقلی دارای حفره وسط مستطیلی با جداره های کاملا صیقلی که داخل برش مستطیلی آن یک میله چهار گوش با سطوح بیرونی صیقلی (جهت به حداقل رساندن اصطکاک) می باشد. به قسمت پایین و بالایه وزنه یک ریسمان نازک مقاوم بسته شده و دو سر ریسمان به دو سر یک فنر مارپیچ متصل است. طول ریسمان ثابت است و به وسط فنر یک عقربه متصل است که با جمع و باز شدن فنر عقربه نیز به چپ و راست حرکت میکند. در زیر عقربه نیز یک صفحه مدرج به واحد g قرار گرفته است.

طرز کار :

با بالا و پایین رفتن دماغ هواپیما "pitch" وزنه نیز تحت تاثیر نیروی وارده g روی میله صیقلی به پایین و بالا حرکت می کند و ریسمان دو سر وزنه (که دارای طول ثابت است) باعث جمع یا باز شدن فنر می شود و در نتیجه جای عقربه عوض شده و محل قرار گرفتن عقربه نشان دهنده g مثبت یا منفی می باشد.

Hint : این ابزار دقیق یکی از مشتریان دایمی جعبه سیاه (نارنجی فسفری **Flight Data Recorder**) و سیستم مدیریت پرواز **FMS** و **Auto Pilot** می باشد.



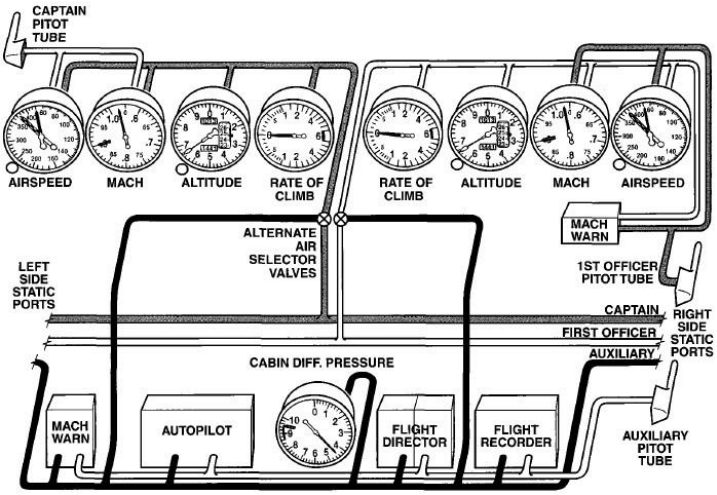
The inner workings of a mass-type accelerometer.

- **ایمنی Security**

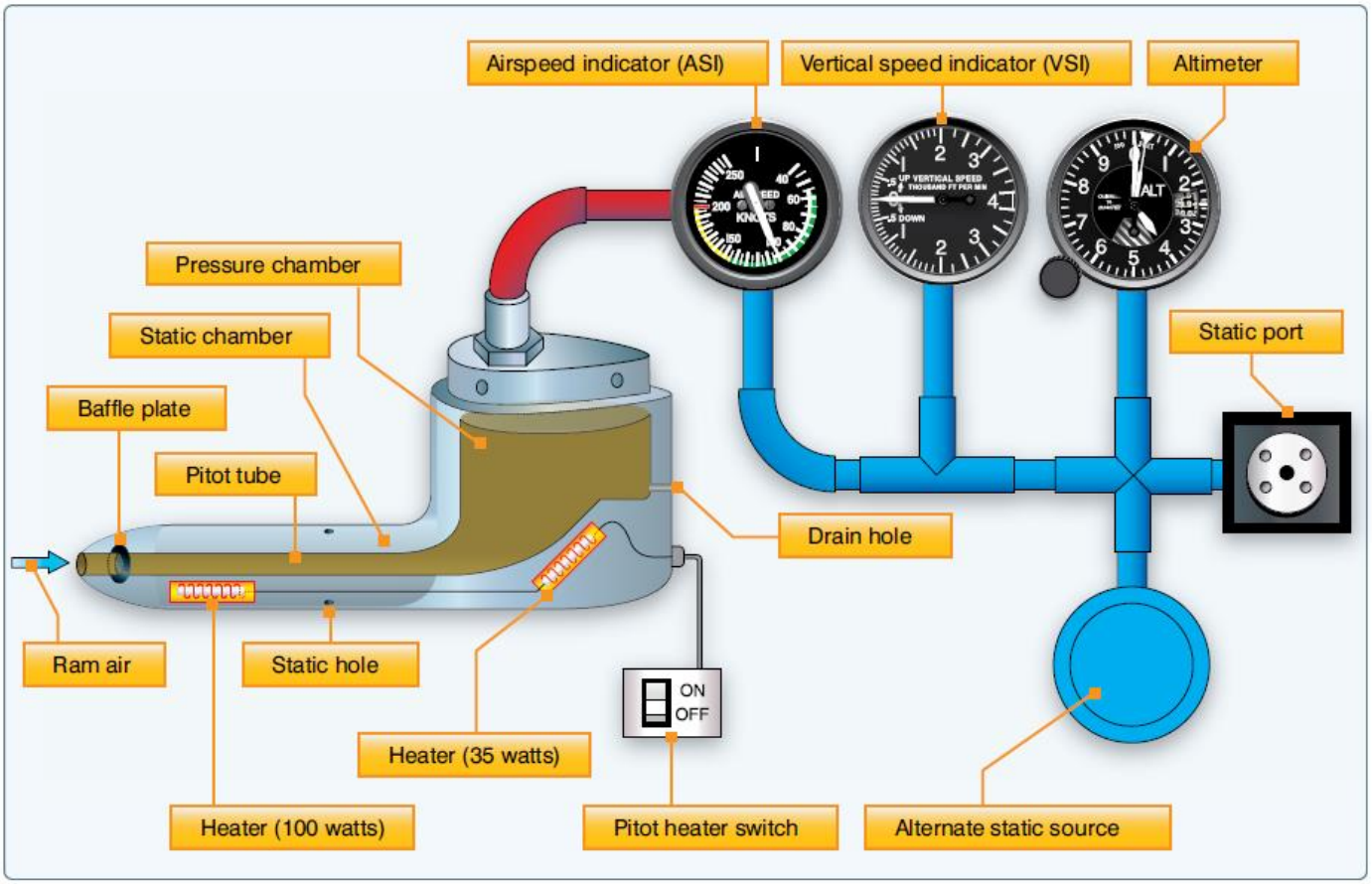
دو عقربه دیگر که به محور عقربه اصلی اتصال ندارند و با دو فنر و مدار جداگانه با ضامن قفل قرار دارند و در جلو ابزار دقیق دگمه LOCK قرار دارد که با فشار دادن دگمه دو ضامن دو عقربه اضافی از قفل آزاد شده و در نتیجه هر سه عقربه روی هم منطبق می شوند.

عقربه های ایمنی دارای زایده کوچک در بخش زیرین دارند که وقتی عقربه اصلی در اثر شتاب مثبت و منفی حرکت می کند به هر کدام از عقربه ها گیر کرده و آن را نیز با خود حرکت می دهد. اما به محض افقی شدن هواپیما، عقربه اصلی در جهت مخالف برگشته و روی عدد (1-g) قرار می گیرد اما عقربه های اضافی در همان نقطه باقی مانده و به طرف عقربه اصلی حرکت نمی کنند. لذا پس از فرود هواپیما پرسنل متخصص زمینی عددهای خوانده شده را با مقدار مجاز مقایسه کرده و در صورت Over g شدن بخش هایی از بدنه هواپیما را بصورت NDI بررسی و صدمه احتمالی را مشخص می کنند تا تعویض قطعه یا تغییر قطعه بدنه انجام پذیرد و یا در مواقع بروز سانحه، با بررسی اطلاعات ضبط شده در FDR در لحظه سقوط، g وارده را مشخص می کنند تا مورد استفاده کمیسیون سانحه قرار بگیرد. با فشار دادن دگمه ضامن دوباره هر سه عقربه روی هم و روی 1-g قرار می گیرد. حسگر شتاب سنج های مدرن در هنگام Over g شدن مورد را از طریق FMS و به صورت هشدار به خلبان اطلاع می دهند.

خانواده ابزار دقیق پروازی FLIGHT INSTRUMENT



در این گروه سه نشان دهنده اصلی میزان اوج گیری (ROC) **Rate Of Climb** برای رساندن هواپیما به ارتفاع لازم در حداقل زمان و حداقل سوخت، ارتفاع سنج **Alt** و بالاخره طی کردن مبدا تا مقصد در واحد زمان (**air speed**) سرعت نما قرار دارند و در هواپیماهای مدرن دو ابزار دقیق یکی به نام **Mach No.** بعنوان هشدار دهنده در هواپیماهای **Sub - Sonic** مدرن برای نرسیدن به منطقه **Shock Wave** و دیگری **Mach Meter** به عنوان سرعت نمای نشان دهنده سرعت واقعی **TAS** در هواپیماهای سوپر سونیک **Super – Sonic** اضافه شده اند.



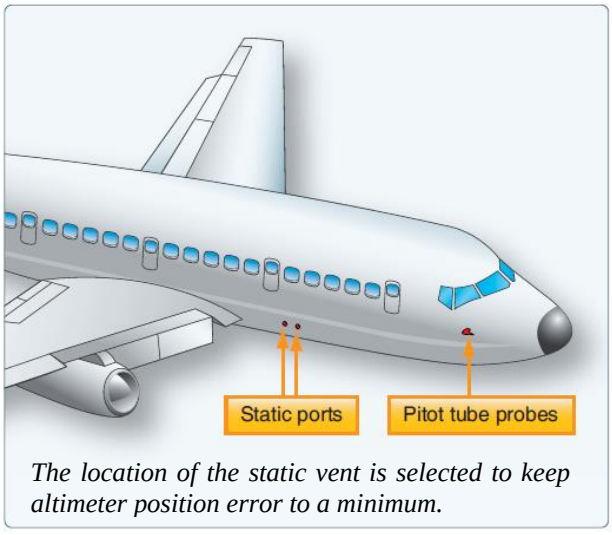
A typical pitot-static system head, or Pitot tube, collects ram air and static pressure for use by the flight instruments.

لوله پیتو Pitot Tube

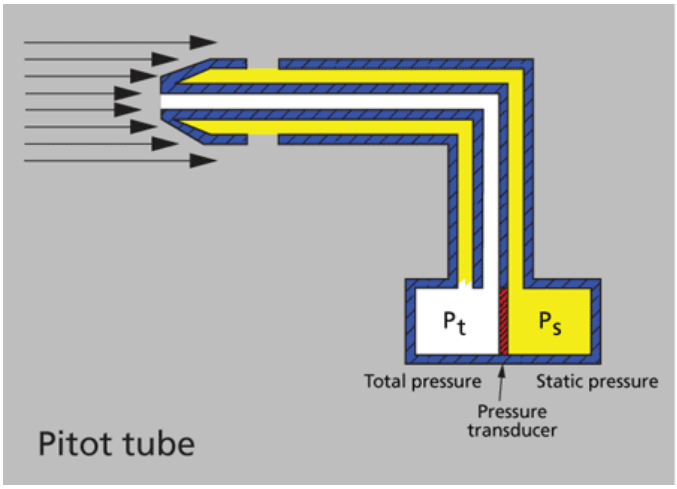
این لوله معمولا در نوک دماغ (جنگنده ها) و در پهلوی بدنه هواپیماهای پهن پیکر برای رعایت ایمنی در تردد وسایل در خط پرواز و پارک هواپیماها سوار می شود. لازم به ذکر است که این لوله در جاییکه دارای حد اقل اغتشاشات و توربولانس و حد اکثر جریان ورودی هوا باشد نصب می گردد.

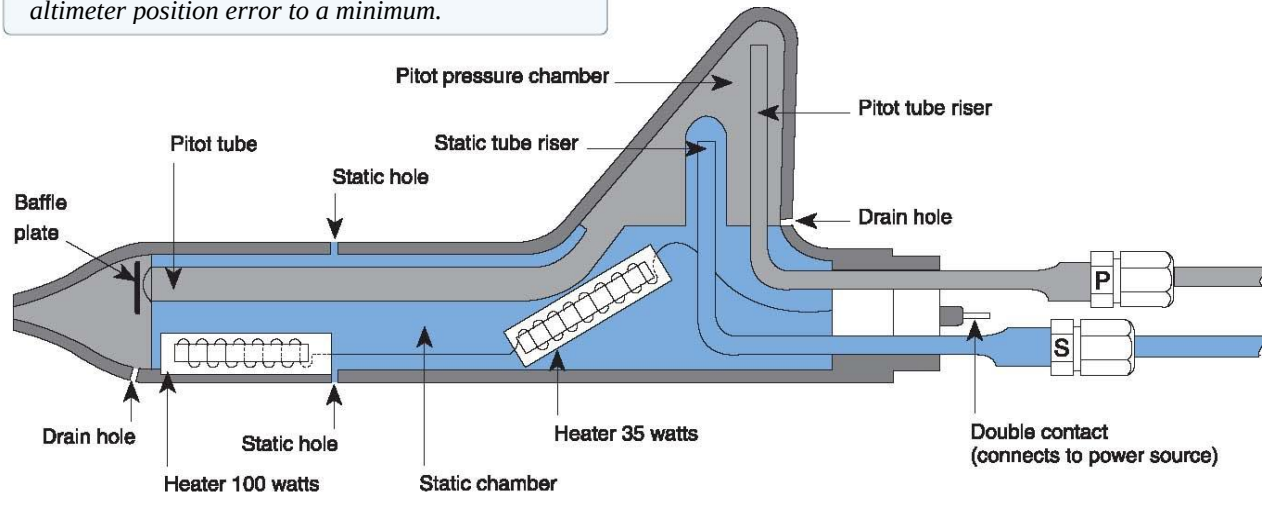
این لوله در دریچه ورودی یک صافی دارد **Baffle Plate** و از آنجایی که هواپیما ها برای رسیدن به ارتفاعات پروازی بالا اجبارا از داخل ابرها عبور می کنند در داخل لوله مقداری بخار آب جمع می شود و با توجه به برودت هوا (ارتفاع ۳۰،۰۰۰ پایی دمای ۴۵- درجه سانتیگراد) امکان یخ زدن وجود دارد. در داخل این لوله عنصر حرارتی تعبیه شده است که به منبع برق هواپیما (۲۸ یا ۱۱۵ ولت) وصل شده تا داخل لوله را در دمای حدود ۲۲+ درجه نگه دارد.

امروزه **Heater** از طریق کامپیوتر **FMS** کنترل می شود و **Anti –Ice** می باشد. برای ریزش قطرات آب تولید شده نیز روزنه ای در زیر لوله بنام **Drain** ایجاد شده است. معمولا درست عمل کردن لوله پیتو را یک لامپ کوچک در پانل نشان می دهد و در زمین نیز هیتر را چند ثانیه روشن کرده و گرما را با دست حس می کنند. در هواپیماهای مدرن حداقل دو عدد لامپ پیتو نصب می گردد. لوله های پیتو اولیه دارای محفظه خاص **FIN** برای به حداقل رساندن توربولانس هوای ورودی قرار داشت هوای پیتو- استاتیک و حرارت کل توسط کامپیوتر **Air Data Computer** مطابق یک جدول استاندارد بین المللی ترسیم می گردد.



The location of the static vent is selected to keep altimeter position error to a minimum.

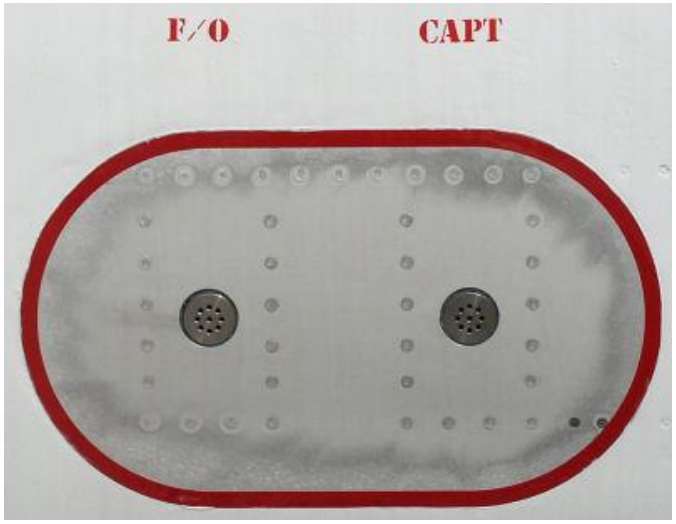




A typical electrically heated pitot-static head.

منبع استاتیک STATIC SOURCE

در هواپیماهای نسل قدیم بصورت چند روزنه روی لوله پیتو قرار داشت که با بالا رفتن سرعت مانوری هواپیما، خود ایجاد اغتشاش می کرد که در هواپیماهای مدرن این روزنه در دو طرف بدنه (**Left-Right**) در منطقه آرام **Boundary Layer** بنام **Static Vent** قرار گرفته است که در زاویه خاصی قرار دارد تا قطرات آب جمع نشود. جریان هوا و شکل بدنه ممکن است روی استاتیک اثر بگذارند که با نصب درست و روزنه های متعدد این **Position Error** تا حدی رفع می شود که **Static Balance** نامیده می شود.



A static port

خطاهای پیتو استاتیک :

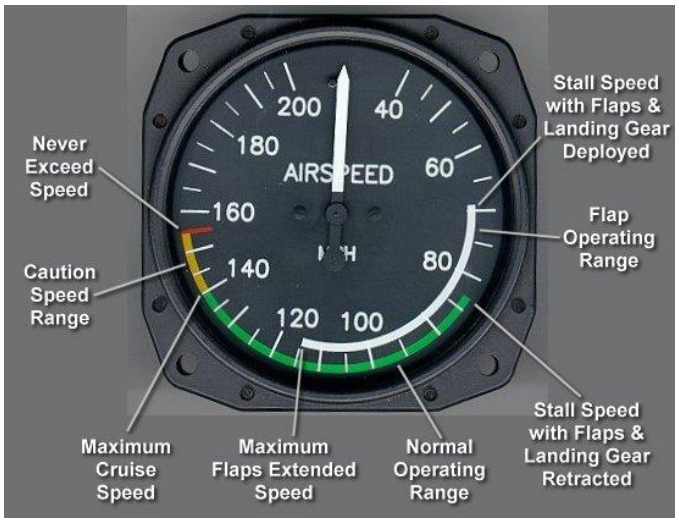
۱- خطای **Position** که در اثر پرواز مانوری بوجود می آید.
۲- خطای نصب لوله پیتو
۳- خطای کلی سیستم

خطای سرعت نما :

۱- خطای ناشی از عملکرد سیستم اشتباه مجاز نامیده می شود که در کتاب فنی قید شده است.
۲- خطای فشار ناشی از تلاطم هوای اطراف که باعث توربولانس می شود.
۳- نصب لوله پیتو (با جدا شدن لوله پیتو و پورت استاتیک خطا به حداقل رسیده است).

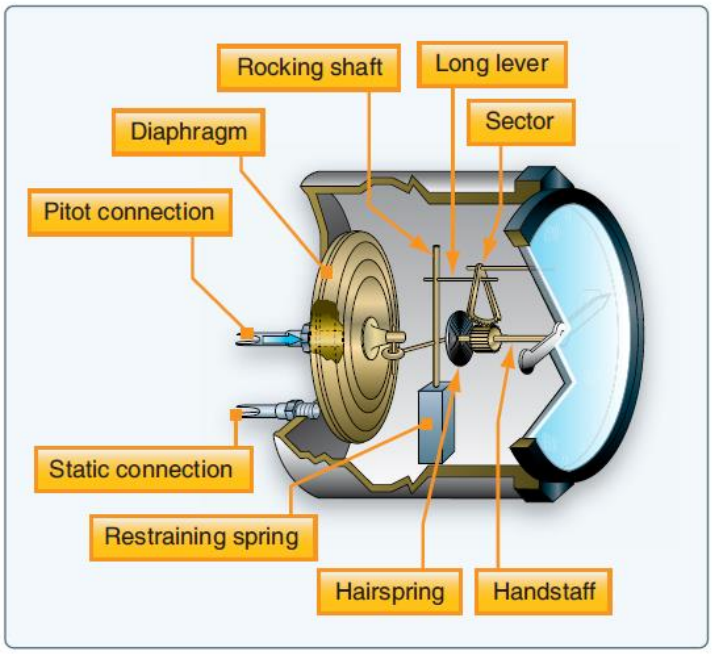
HINT: اندازه گیری دمای کل **TAT (Total Air Temperature)** در هواپیماهای سوپرسونیک ضروری است. تاخیر زمانی صفر و **Probe** آن به **Flight Deck** و مدول ماخ نامبر کامپیوتر **ADC** وصل است.

سرعت نمای هواپیما AIR SPEED



از مهمترین نشان دهنده های پروازی بوده و همراه ارتفاع سنج و قطب نما حداقل ابزاری هستند که هواپیما می تواند پرواز با دید **VFR** انجام دهد و اگر به آنها دو نشان دهنده سرعت عمودی **VSI** و جایرو گردش و چرخش **Turn & Bank** اضافه شود خلبان قادر به پرواز کور **IFR** می شود.

۱- ۱۰۰۰ متر = ۱ کیلومتر
۲- ۱۸۰۵ متر = ۱ نات
۳- ۱۶۰۹ متر = ۱ مایل



An airspeed indicator is a differential pressure gauge that compares ram air pressure with static pressure.

دارای حسگر از نوع دیافراگم است که هوای دینامیک (پیتو) وارد آن می شود. عضو حساس **Sensor** خانواده پرواز عبارتند از لوله پیتو و استاتیک. محفظه (**Case**) به هوای استاتیک متصل است لذا دستگاه **Differential** کار می کند. در حالت بدون حرکت **P = S** است و با اختلاف، صفر عقربه روی عدد صفر قرار دارد. در هنگام پرواز با ورود هوای پر فشار دیافراگم از یک طرف آزاد منبسط **Expand** می شود.

$$P_t = P_s + \frac{1}{2}\rho V^2$$

یعنی اختلاف فشار تبدیل به حرکت می شود. طرف آزاد دیافراگم به یک رابط (**ROD**) وصل است و سر دیگر میل رابط به یک قطاع دایره متصل است تا حرکت خطی میله به حرکت دورانی تبدیل شود (نشان دهنده ها اکثرا دارای صفحه **DIAL** مدرج مدور بوده و عقربه نسبت به مرکز دایره روی صفحه حرکت دورانی انجام می دهد). در مقابل قطاع (**sector**) یک چرخ دنده با شعاع کوچکتر (**Gear**) قرار گرفته که به مرکز آن یک عقربه (**Pointer**) متصل شده است و بالاخره زیر عقربه صفحه مدرج (با واحد های **Mile ،Knot** یا کیلومتر بر ساعت) قرار دارد. لذا انحراف عقربه تابع چرخدنده،سکتور، میل رابط، انبساط حسگر و بالاخره فشار پیتو ورودی می باشد.

:HINT 1

در محور عقربه یک فنر مویین Hair Spring قرار دارد که دارای عملکردهای زیر می باشد:

۱- **هنگام بالا رفتن عقربه لرزش های احتمالی را حذف می کند (خوردگی احتمالی دنده ها ...**
۲- **هنگام پایین آمدن عقربه از پس زنی سریع Back Lash جلوگیری می کند تا در مقابل به همان میزان به سیستم صدمه وارد نشود.**
۳- **با تنظیم طول فنر میتوان عقربه را روی صفر قرار داد Zero Set .**

:HINT 2

معمولا برای هرچه ظریف تر ساختن دیافراگم در سرعت نماها، لوله ورودی را چندین برابر کوچکتر (قطر) انتخاب می کنند تا سرعت و شتاب تا حدی یکنواخت باشد در مقابل به همان میزان کاهش فشار، قطر چرخ دنده را نسبت به سکتور کوچکتر انتخاب می کنند تا با عمل تقویت یا Boost پارامتر درست روی صفحه مدرج خوانده شود. صفر نشان دهنده روی ساعت ۱۲ و جایگاه آن اولین در سمت چپ کابین است.

گفتنی است که به دلایل بالا سرعت نما دارای خطا است و سرعت واقعی را نشان نمیدهد که این سرعت را Indicated Air Speed (IAS) مینامند. و چون کلیه هواپیماها در TAKE-OFF و LANDING از آن استفاده می نمایند مشکلی پیش نمی آید.

IAS = ASI + SYS ERROR + PITOT ERROR

ماهیت سرعت :

- **INDICATED AS = IAS دارای خطاهای پیتو + سیستم + دانسیته**
- **CALIBRATED AS = CAS تصحیح خطاهای پیتو و سیستم برای پروازی حاص**
- **EQUIVALENT AS = EAS تصحیح فشردگی هوا در ارتفاعات (هر هزار پا)**
- **TRUE AS = TAS تصحیح دانسیته روی EAS MACH = V/A**
- **GROUND AS = GAS تصحیح فشار باد روی TAS مثلا در ۴۰،۰۰۰ پایی سرعت TAS نصف IAS است (لزوم نصب MACH No.)**

اشاره : کلیه سرعت نماها(IAS) هستند مگر اینکه روی صفحه TAS چاپ شود.

اشاره : امروزه از کامپیوتری به نام Air Date Computer (ADC) برای تصحیح استفاده می شود بدین ترتیب که پدیده های بیرونی وارد ADC شده و پس از پردازش و مقایسه و استاندارد شدن وارد سیستم های ابزار دقیق می افتند(کلیه اطلاعات هوا بر اساس استاندارد بین المللی در ADC قبلاً ضبط شده است).

Mach No. Mach Meter

به علت تشکیل دیواره صوتی و مشکلات ناشی از ناوبری در هواپیماهای مدرن و پهن پیکر و نیاز به خواندن سرعت واقعی (**TAS**)بعلت بحران زمانی در سرعت های بالا در هواپیماهای (**Super Sonic**) ماخ نامبر و ماخ متر برای هواپیماهای **Subsonic** مدرن بعنوان هشدار دهنده و در **Super Sonic** بعنوان سرعت نما بوجود آمدند.

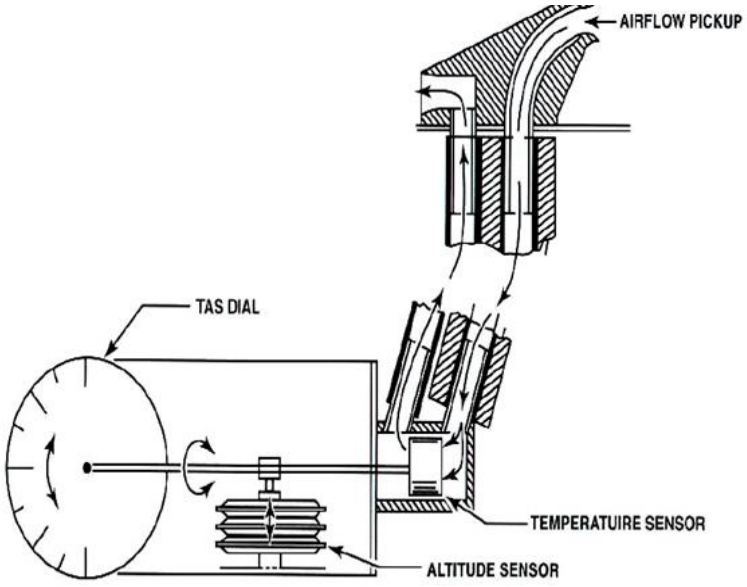
A Machmeter indicates aircraft speed relative to the speed of sound.

Standard Altitude, Temperature, and the Speed of Sound		
Altitude (feet)	Temperature (°F)	Speed of sound (knots)
Sea level	59	661
2,000	52	657
4,000	48	652
6,000	38	648
8,000	30	643
10,000	23	638
12,000	16	633
14,000	9	629
16,000	2	624
18,000	–5	619
20,000	–12	614
22,000	–19	609
24,000	–27	604
26,000	–34	599
28,000	–41	594
30,000	–48	589
32,000	–55	584
34,000	–62	579
36,000	–69	574
38,000	–70	574
40,000	–70	574
42,000	–70	574
44,000	–70	574
46,000	–70	574
48,000	–70	574
50,000	–70	574

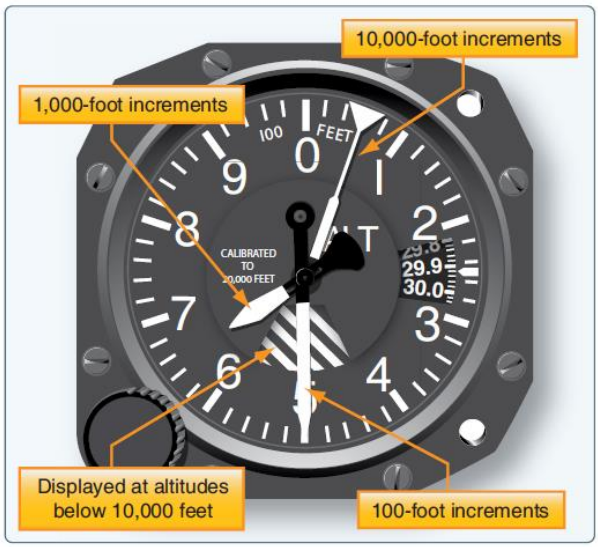
نشان دادن سرعت واقعی TAS

ساختمان داخلی : در داخل **Air Speed** معمولی یک دیافراگم یا کپسول که هوای آن خالی شده (**Evacuate**) و کاملا آب بندی شده است عمود بر دیافراگم سرعت نما قرار داده شده است. این کپسول در اثر تغییرات دانسیته (**Density**) منبسط یا منقبض شده و مقداری حر کت عقربه ی سرعت نما نسبت به تغییرات فشار کم و یا زیاد می شود و با توجه به اینکه اشکالات نصب پیتو و خطای سیستم قبلا بصورت **CAS** محاسبه شده است لذا عدد بدست آمده سرعت واقعی **TRUE AIR SPEED (TAS)** خواهد بود. اگر این نشان دهنده به صورت هشدار دهنده بکار رود صفحه مدرج بصورت اعشار از ۰/۵ الی ۱ ماخ زینه بندی شده است و اگر بعنوان ماخ متر مورد استفاده قرار گیرد صفحه مدرج با عدد صحیح زینه بندی می شود (معمولا از عدد ۱ ماخ شروع می شود).

Ground Speed = TAS/Sonic or GS = TAS + WIND SPEED



نشان دهنده ارتفاع ALTIMETER :



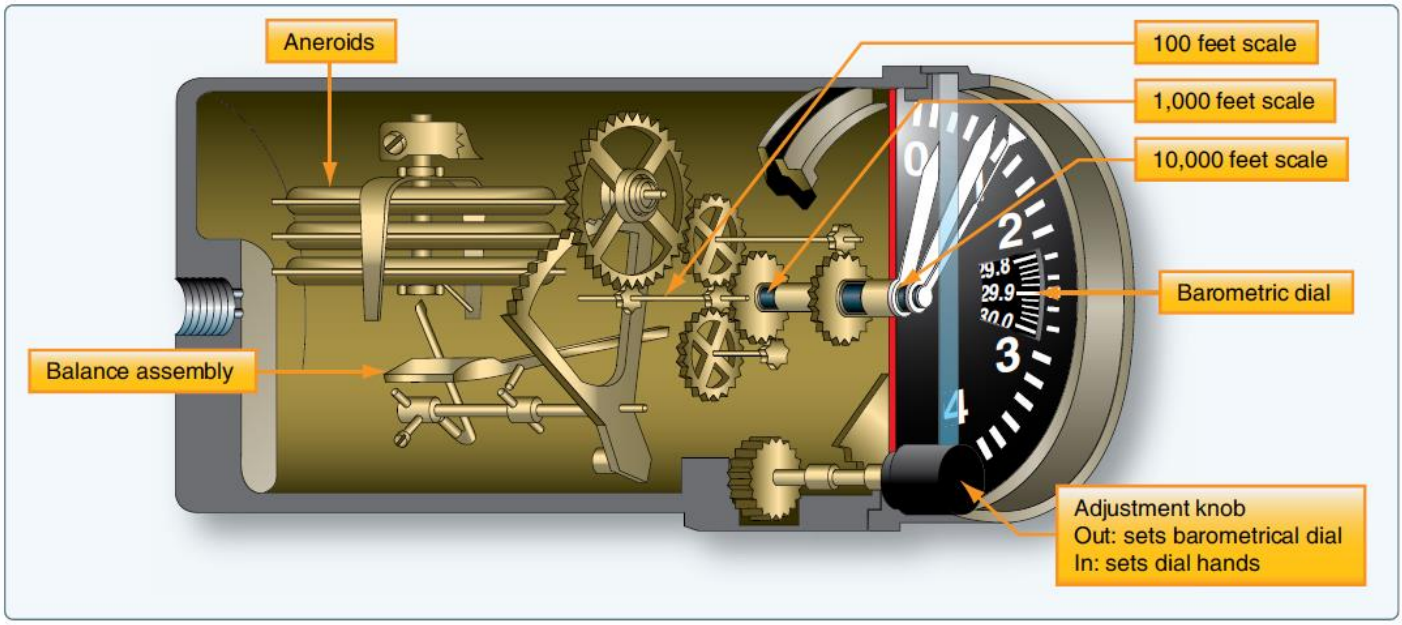
A sensitive altimeter with three pointers and a crosshatched area displayed during operation below 10,000 feet.

از نشان دهنده های بسیار مهم و کلیدی پرواز است که علاوه بر سنجش ارتفاع هواپیما از سطح دریا برای حفظ امنیت پرواز بالاخص در دالان های هوایی که با مقررات و قوانین بین المللی(**FAA-ICAO**) مرتبط است مورد نیاز است.

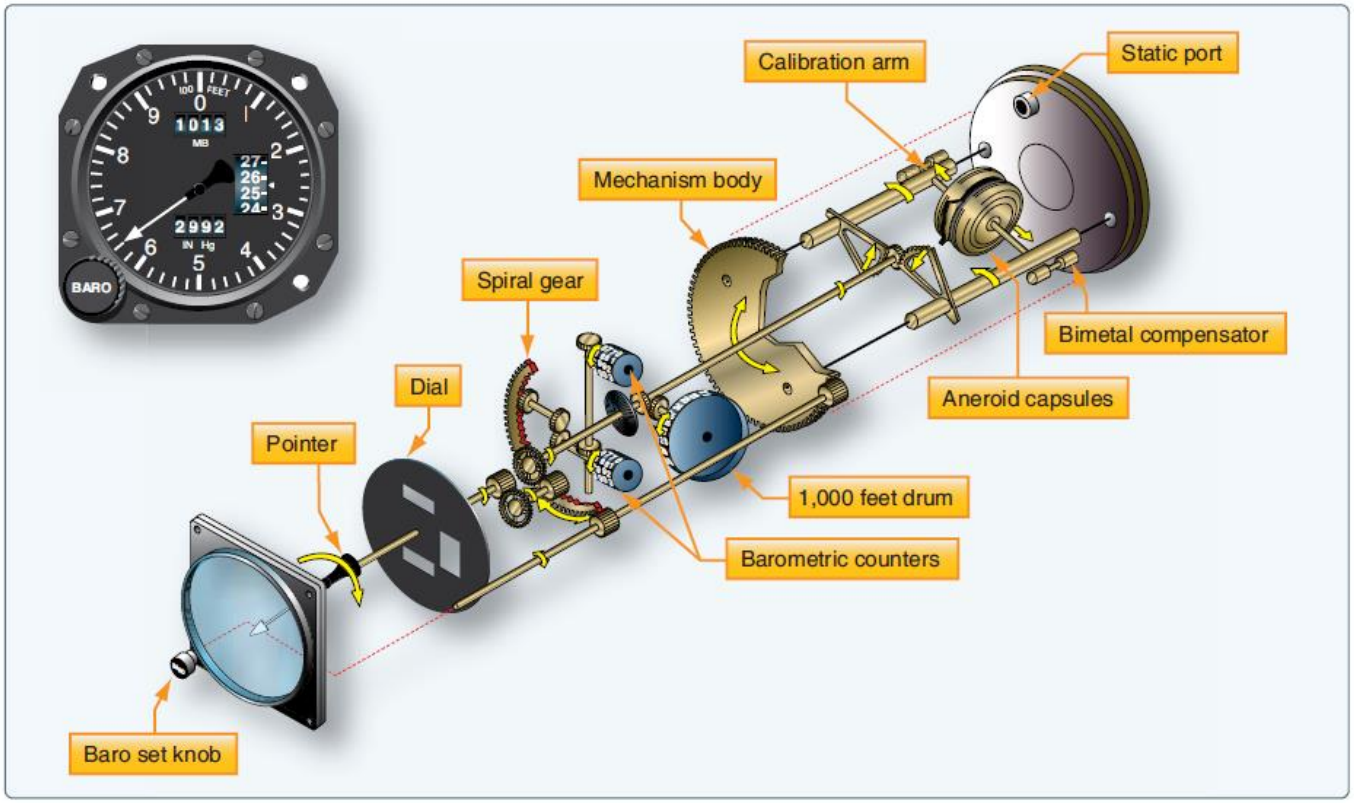
ساختار :

دارای حسگر از نوع کپسول است که این حسگر از هوا تخلیه شده (**evacuate**) و پس از قرار دادن تعدادی فنر ظریف (جلوگیری از چسبیدن صفحات بالا و پایین کپسول به یکدیگر) آب بندی می شود. نوع مکانیکی دارای حسگر، میل رابط **ROD** ، سکتور، چرخدنده، فنر مویین، عقربه، صفحه مدرج و جعبهٔ محافظ (**Case**) است.

با توجه به اینکه مرجع در این ابزار دقیق فشار سطح دریاست لذا مکانیزم طوری تنظیم می شود که دستگاه در سطح دریا ارتفاع صفر را نشان دهد یعنی فشار تبدیل به ارتفاع می شود و از آنجاییکه با افزایش ارتفاع فشار کم می شود(تروپوسفر به استراتوسفر) لذا کپسول منبسط شده و باعث حرکت مکانیزم شده و نهایتا عقربه نیز حرکت می کند و نقطه ایستایی عقربه ارتفاع از سطح دریا خواهد بود لذا ارتفاع سنج نوعی فشار سنج است که با فشار استاتیک کار می کند. برای اینکه در فرودگاه های فرعی خلبان بتواند ارتفاع صفر را بخواند در داخل سیستم یک مکانیزم فرعی **Subborrometric** قرار داده شده است که ارتفاع بصورت ارقام روی یک پنجره نمایان می شود.



The internal arrangement of a sealed diaphragm pressure altimeter.



Atmosphere pressure	
Altitude (ft)	Pressure (psi)
Sea level	14.69
2,000	13.66
4,000	12.69
6,000	11.77
8,000	10.91
10,000	10.10
12,000	9.34
14,000	8.63
16,000	7.96
18,000	7.34
20,000	6.75
22,000	6.20
24,000	5.69
26,000	5.22
28,000	4.77
30,000	4.36
32,000	3.98
34,000	3.62
36,000	3.29
38,000	2.99
40,000	2.72
42,000	2.47
44,000	2.24
46,000	2.04
48,000	1.85
50,000	1.68

با بالا رفتن سرعت اوجگیری و بحرانی شدن زمان به جای یک عقربه سه عقربه تعبیه شده است (عقربه کوتاه ×۱۰،۰۰۰ , عقربه متوسط ×۱،۰۰۰ , عقربه بلند ×۱۰۰ فوت) در نوع مدرن عقربه کوتاه امتداد پیدا کرده و در سر آن یک مثلث قرار داده شده تا خلبان با دقت بالاتری ارتفاع را بخواند.

زیر عقربه یک دایره از جنس فیلم نازک که قسمت پایین آن به شکل ذوذنقه هاشوردار است قرار دارد که در ارتفاع ۲۰،۰۰۰ پایی به خلبان اطلاع بصری می دهد که از منطقه پرواز LOCAL به منطقه بین المللی وارد شده است (مرز بین این دو طبقه جو ۱۸۰۰۰ تا ۲۰۰۰۰پا می باشد).

Air pressure is inversely related to altitude. This consistent relationship is used to calibrate the pressure altimeter.

از ۲۰،۰۰۰ تا ۲۹،۰۰۰پا آسمان کشور و از ۲۹،۰۰۰ الی ۴۱،۰۰۰ پا دالان های هوایی بین المللی می باشد.

مقررات بین المللی :

امروزه برای یکنواختی و ایمنی پرواز ارتفاع هواپیما ها بدون در نظر گرفتن منطقه پرواز از سطح دریا محاسبه می شود و واحد های استاندارد سطح دریا P=29.92 فشار و T=15 ˚C و Height=0 است و با توجه به تغییرات دما و نهایتا اثر روی فشار حجمی کلیه خلبانان قبل پرواز تغییرات فشار در فرودگاه نسبت به فشار سطح دریا (اثر تغییرات دما) را از برج کنترل سوال کرده و روی ابزار دقیق می بندند(QFE).

پس از ورود به دالان هوایی از کنترل برج مراقبت خارج و در کنترل ATC قرار می گیرند. ابزار دقیق را روی ۲۹/۹۲ اینچ جیوه می بندند و بالاخره قبل از فرود نیز دوباره تغییرات فشار در دما را از برج کنترل مقصد سوال کرده و روی ابزار دقیق می بندند (امروزه اطلاعات بسیار دقیق از GPS نیز دریافت می شود).

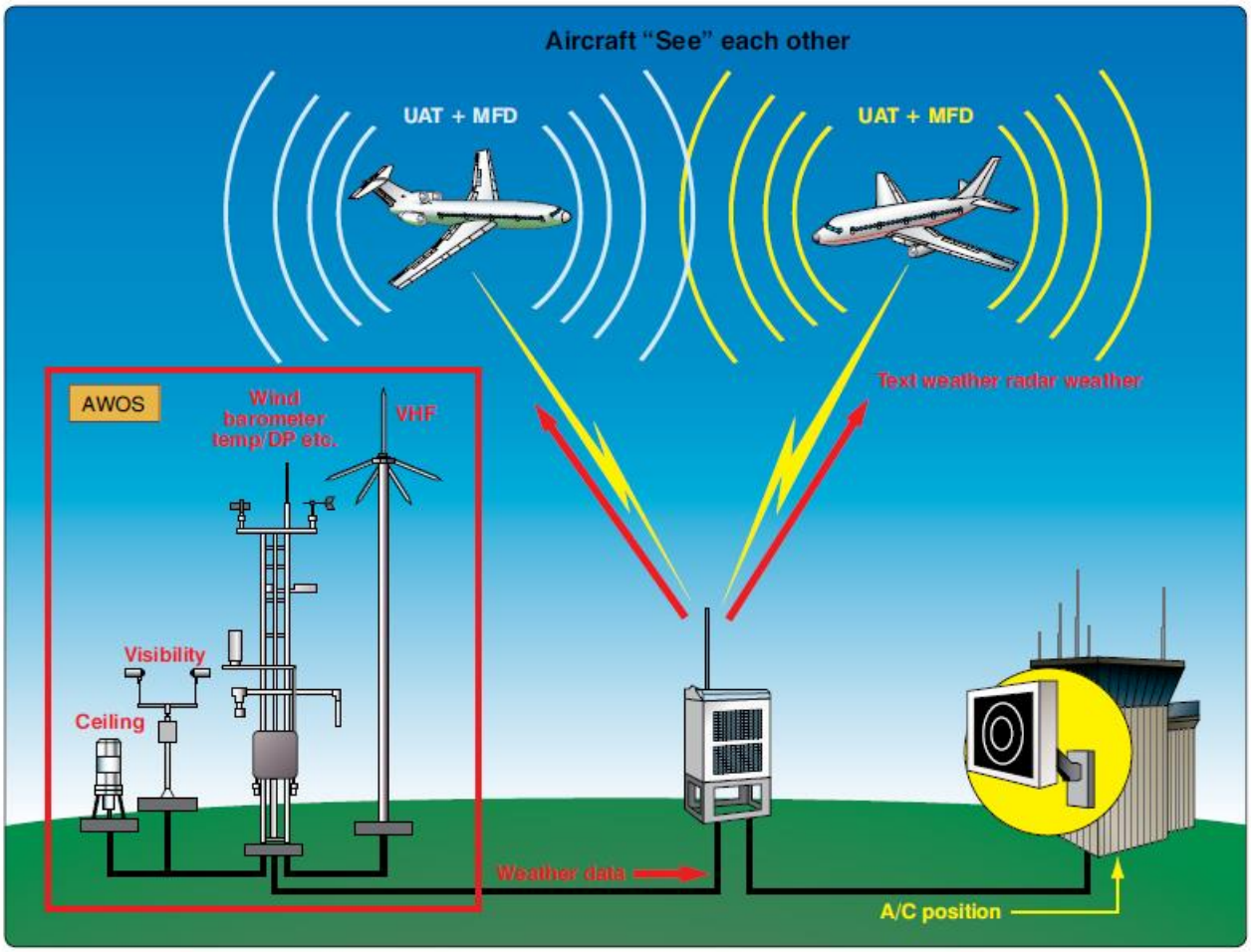
توجه : دمای استاندارد ۱۵ درجه است ولی دمای محیط پرواز در تغییر است لذا تنظیم بارومتری لازم است.

پنجره بارومتری : اگر دمای جدول استاندارد موجود از ۶۰- الی ۶۰+ تغییر کند فشار استاندارد ۳ اینچ جیوه تغییر خواهد کرد لذا یک صفحه دایره بین ۲۸ الی ۳۱ درجه زمینه بندی شده است و در سمت راست صفحه مدرج اصلی نشان دهنده یک پنجره هست که بخشی از درجات فشار رویت می شود و در وسط با علامت ---> عدد ۲۹/۹۲ دیده می شود و یک دگمه نیز به نام B.Knob که صفحه زیر را چرخانده و عدد فشار جدید N ±29.92 نمایان می شود. در برج های کنترل فرودگاه ها معمولا دو دستگاه بارومتر جیوه ای استاندارد وجود دارد که هر لحظه فشار محیط و ارتفاع را نشان می دهند.

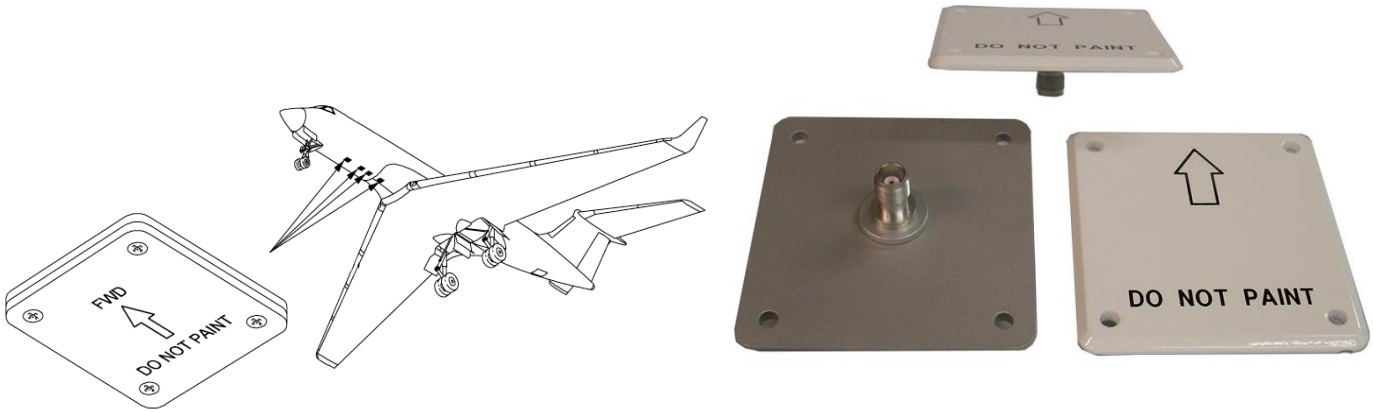
ارتفاع سنج رادیویی RADIO ALTIMETER

در هنگام نشستن بعلت برخورد فوتون های خورشیدی به سطح زمین و ایجاد توربولانس ارتفاع سنج فشاری به تنهایی قابل اطمینان نیست. لذا از نوع الکترونیکی که به روش رادار اولیه عمل می کند استفاده می شود. سیگنال از یک آنتن بشقابی کوچک ارسال و پس از برخورد با زمین عینا بر می گردد.

دستگاه **Distance Measuring Equipment** زمان رفت و برگشت $(\frac{T}{2})$ را محاسبه و با واحد فوت بصورت دیجیتال در پانل نشان می دهد و از ارتفاع ۲۵۰۰ پا در موقع فرود مورد استفاده می شود.



ADS-B IN enables weather and traffic information to be sent into the flight deck. In addition to AWOS weather, NWS can also be transmitted.



Radio Altimeter Anttena

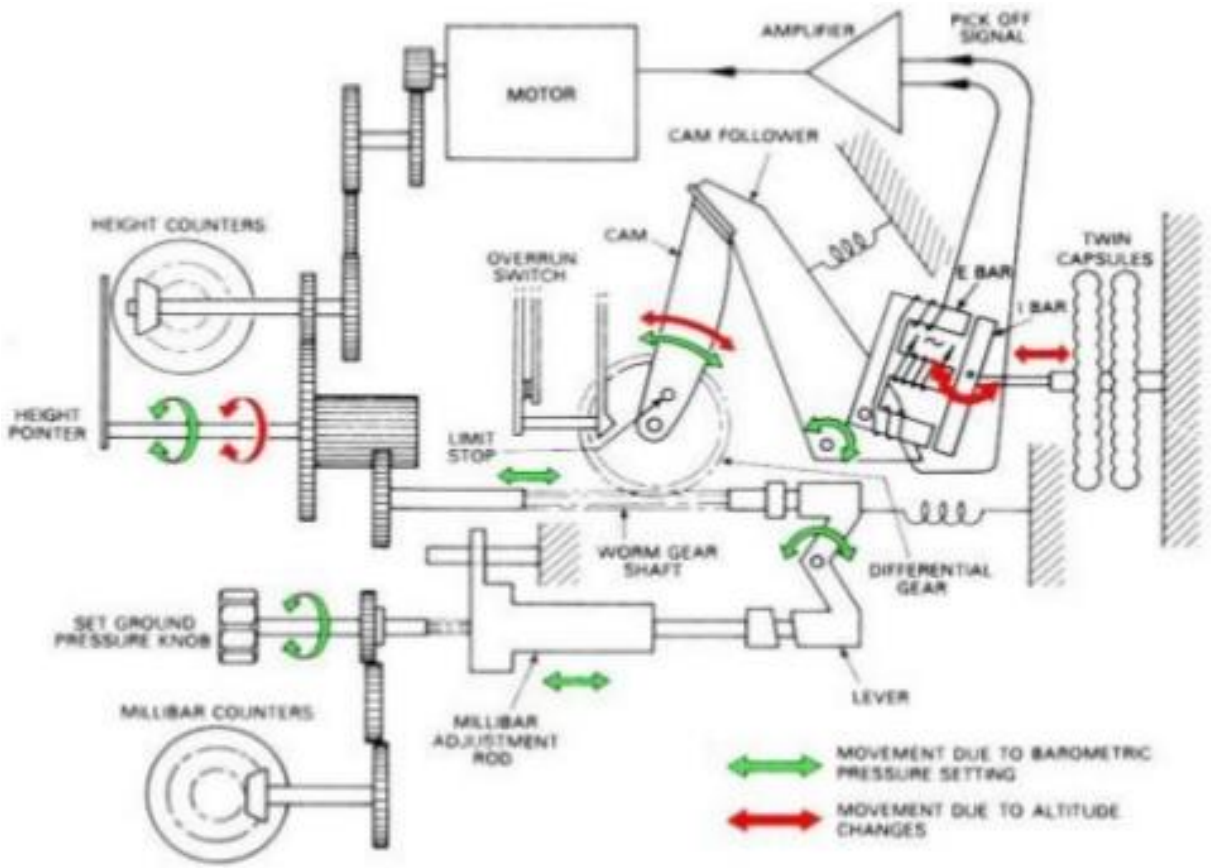
ارتفاع سنج سروو SERVO Altimetre

در این نوع انبساط و انقباض کپسول از طریق یک سروو دقیق روی صفحه نمایش در می آید. دامنه آن تا ۱۰۰۰۰۰ است ودارای تنظیم بارومتری است.

طرز کار : تغییر فشار باعث تغییر مغناطیسی مدار شده و جریان بوجود می آید که جهت آن بستگی به انبساط – انقباض (تغییر فشار دارد) که این جریان یک موتور الکتریکی را چرخانده و باعث چرخش عقربه و شمارش دیجیتالی می شود (دارای حسگر نوع فانوسکی – تنظیم فشار بارومتری – مکانیزم حرکتی مکانیکی الکترونیکی) (نوع جدید هم الکترونیکی و هم عقربه دار است

مزایا :

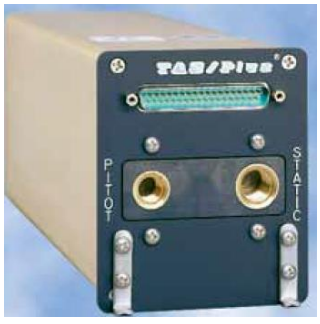
۱- در ارتفاعات بالا که فشار جو پایین است ارتفاع سنج فشاریِ معمولی کارایی خوبی ندارد ولی دقت عمل ارتفاع سنج سروو ۰/۰۰۲ به ازای هر فوت است.
۲- در هنگام ورود فشار جدید تاخیر زمانی و اتلاف وجود ندارد.
۳- به علت الکتریکی بودن، تصحیح خطا ممکن شده است **Alt Alert**
۴- تضمین تثبیت دقت عمل و داشتن مرجع اضافی (بویژه در پرواز خودکار)
۵- **Digitizer**ها (دو عدد) در محور حرکتی زاویه روتورها را مشخص کرده و ارتفاع را بصورت دیجیتال بر مبنای ارتفاع از سطح دریا (۱۰۱۳ میلی بار و ۲۹/۹۲ جیوه) مرجع نشان می دهد.



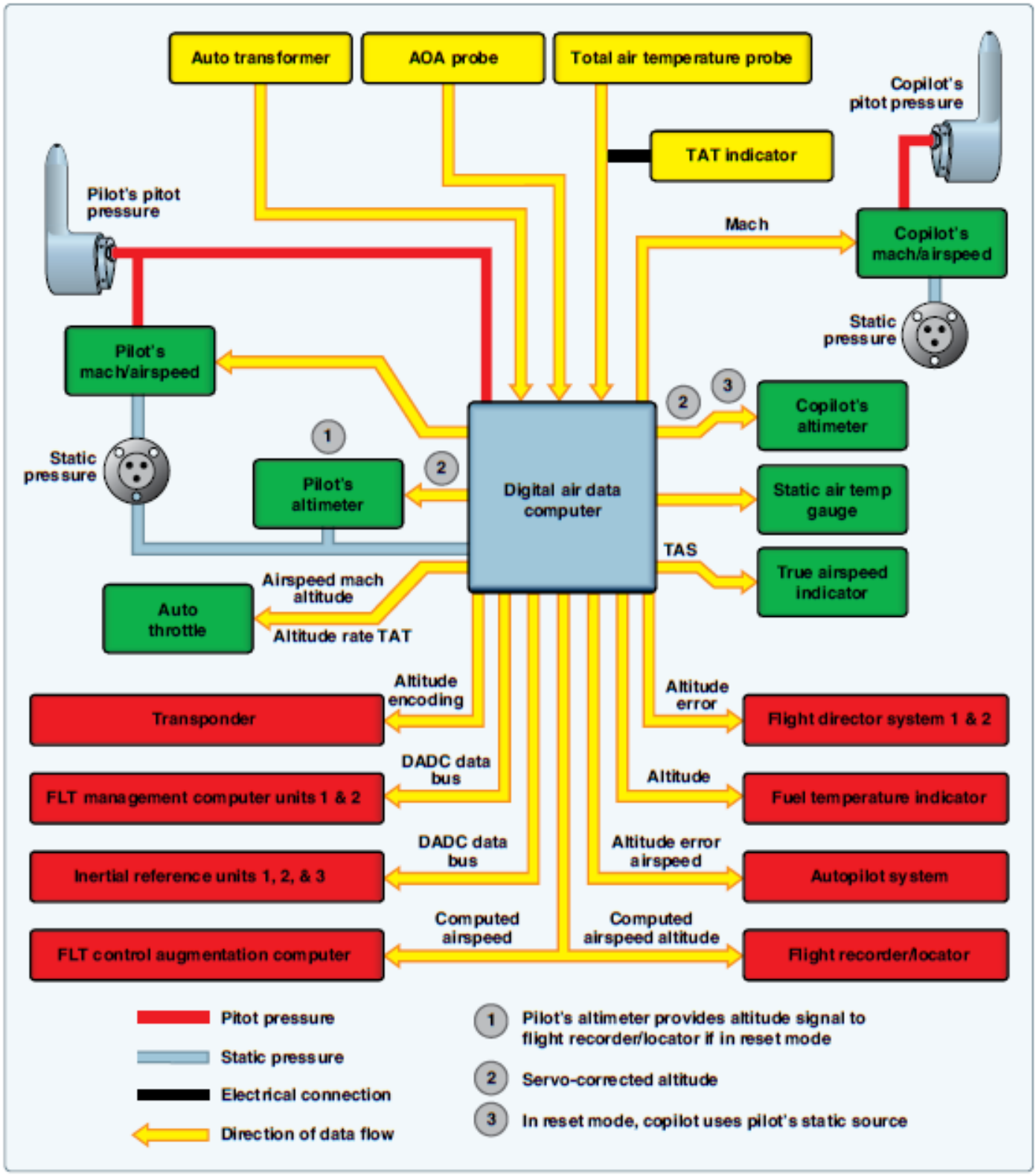
(CADC) CENTRAL AIR DATA COMPUTER

CADC با ورود جریان AC هواپیما به مدار روشن می شود و سیگنال های خروجی آن ابزار دقیق ها و سیستم های زیر را تغذیه می کند:

۱- ارتفاع سنج **ALT**
۲- سرعت نما **ASI**
۳- سرعت نمای عمودی **VSI**
۴- ماخ متر **MACH METER**
۵- ثبت کننده داده های پروازی (جعبه سیاه)
۶- سیستم مدیریت پرواز (**FMS**)
۷- سیستم کنترل خودکار پرواز (**AFCF**)
۸- ترانسپوندر زمین (**TRANSPONDER**)
۹- کامپیوتر مدیریت قدرت (**PMC**)
۱۰- سیستم مدیریت پرواز (**FDS**)



مقادیر محاسبه شده سرعت حقیقی TAS دمای TAT و دمای استاتیک SAT نیز به صورت دیجیتالی در پانل هواپیما نمایش داده می شود بعلاوه CADC اثرگذاری دما و تراکم هوا روی نشان دهنده ماخ را نیز تایین می کند.



نشان دهنده میزان اوج گیری و سرعت عمودی VSI :

هدف از استفاده : برای این که در کمترین زمان و با کمترین سوخت به ارتفاع لازم رسید و در هواپیماهای شکاری برای رهگیری دشمن نقش حیاطی دارد (interception)

Vertical speed indicator shows

این نشان دهنده با نیروی موتور و مقاومت ساختاری بدنه نسبت بنیادین دارد و چون تلفیقی از سرعت نما و اوج نما است واحد آن فوت بر دقیقه است و با فشار استاتیک کار می کند.

ساختار :

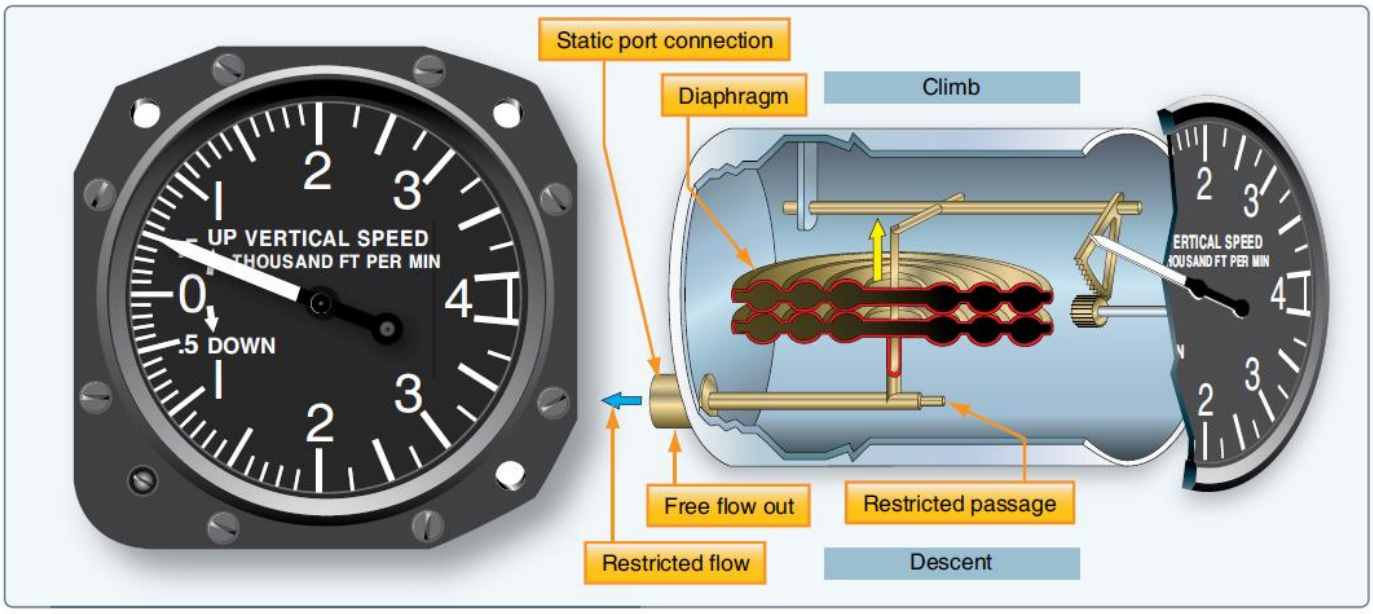
داخل CASE نشان دهنده، یک حسگر دیافراگمی قرار دارد که به vent استاتیک متصل است و دارای ROD+SECTOR+GEAR+POINTER است.

صفر عقربه روی ساعت ۹ می باشد و دو طرفه است.

(اوج – شیرجه) (CLIMBE-DIVE)

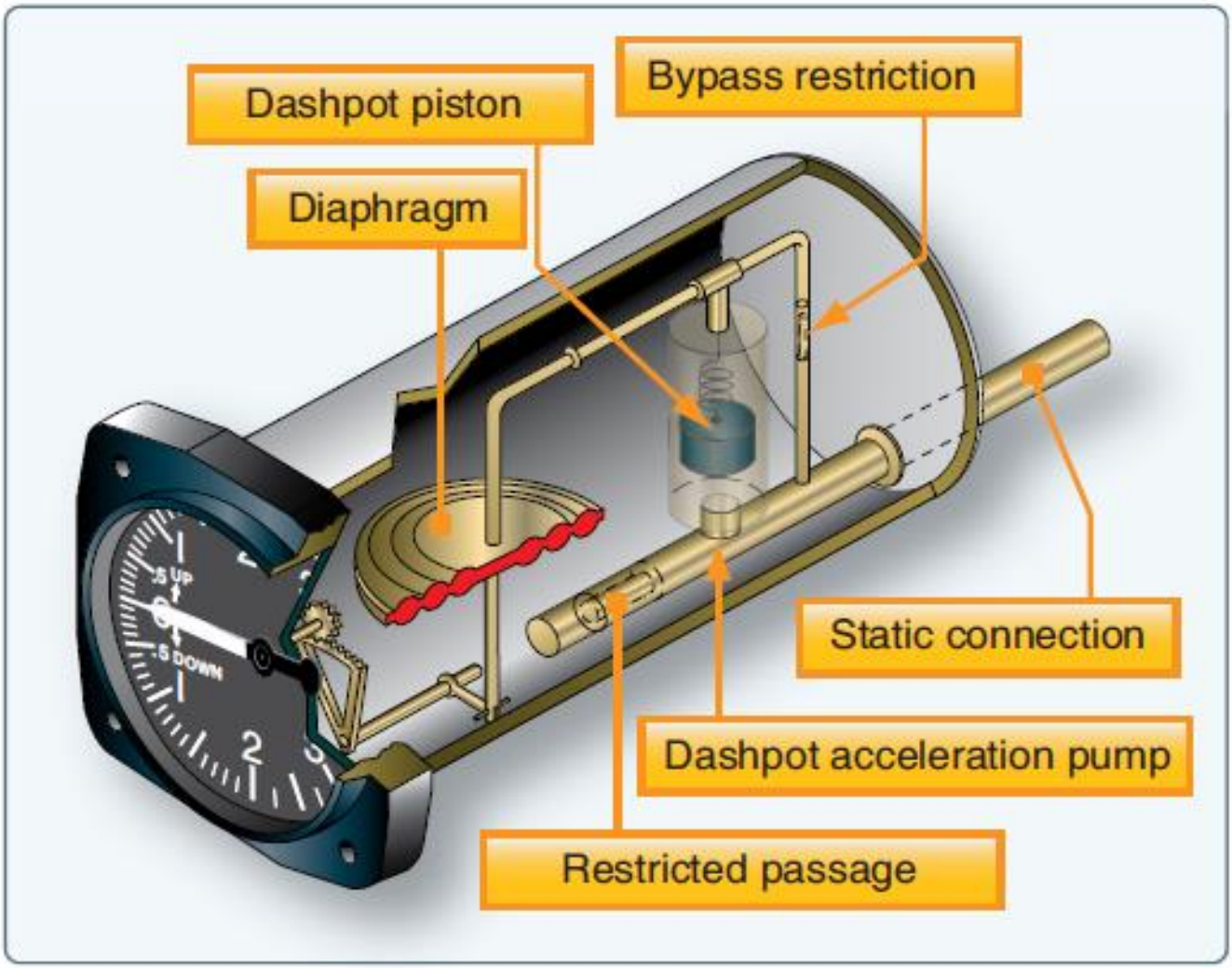
عملکرد :

از آنجایی که فقط با استاتیک کار می کند و از طرفی بعلت تغییر مکان عملکرد آن Differential باید باشد لذا در مسیر هوای ورودی به حسگر، یک انشعاب نیز به داخل محفظه می رود که در رأس آن سیستم محدود کننده خاص orifice (روزنه) قرار دارد.



The VSI is a differential pressure gauge that compares free-flowing static air pressure in the diaphragm with restricted static air pressure around the diaphragm in the instrument case.

این روزنه بطور استاندارد می تواند استاتیک ورودی را ۶ الی ۹ ثانیه *تاخیر* یا *تقدم* بیاندازد که در موقع اوج گیری (به طرف هوای کم فشار) هوای داخل حسگر سریع خالی شده ولی هوای داخل محفظه با تاخیر ۶ الی ۹ ثانیه ای (بسته به نوع هواپیما) خالی می شود و عقربه به طرف بالا حرکت می کند و در موقع شیرجه عکس عمل می کند. در هواپیماهای سریع السیر به محور حرکتی یک شتاب سنج ناقص متصل است تا سیستم سریع پاسخ دهد.



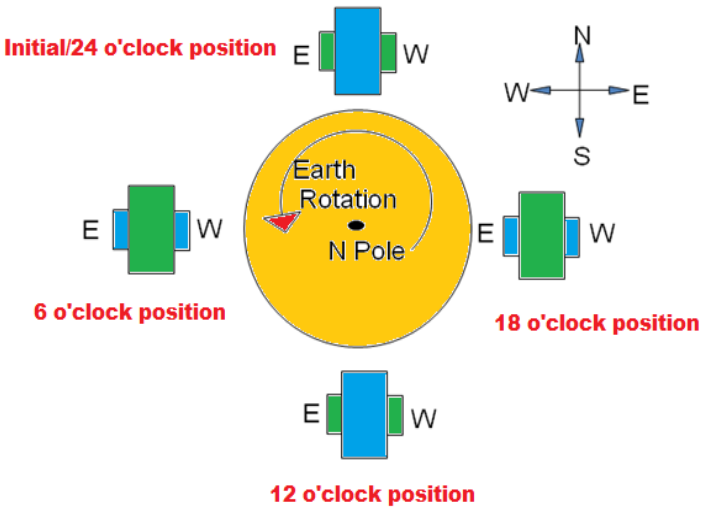
The small dashpot in this IVSI reacts abruptly to a climb or descent pumping air into or out of the diaphragm causing an instantaneously vertical speed indication.

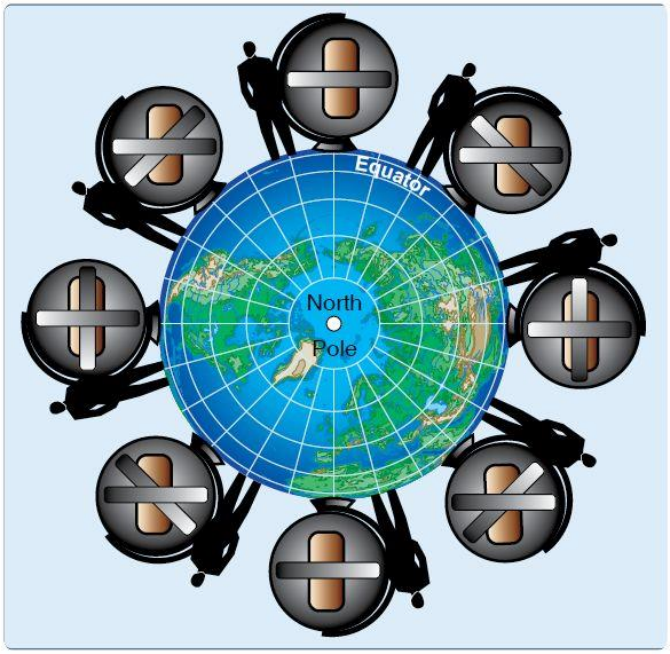
ژیروسکوپ ها GYROSCOPIC PRINCPLE

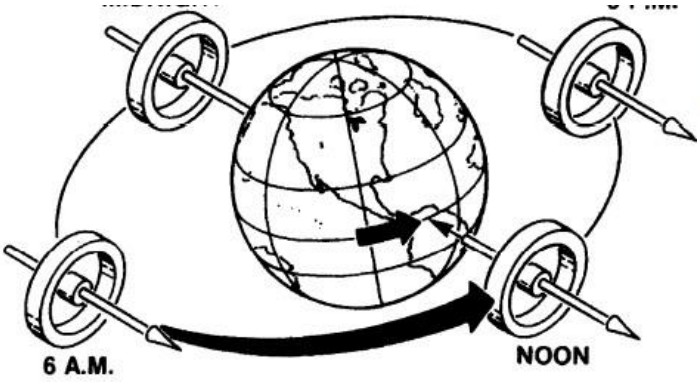
مقدمه : اساس سیستم ژایرو یک حلقه تو پر فلزی که بیشترین جرم آن در پیرامون قرار دارد می باشد.

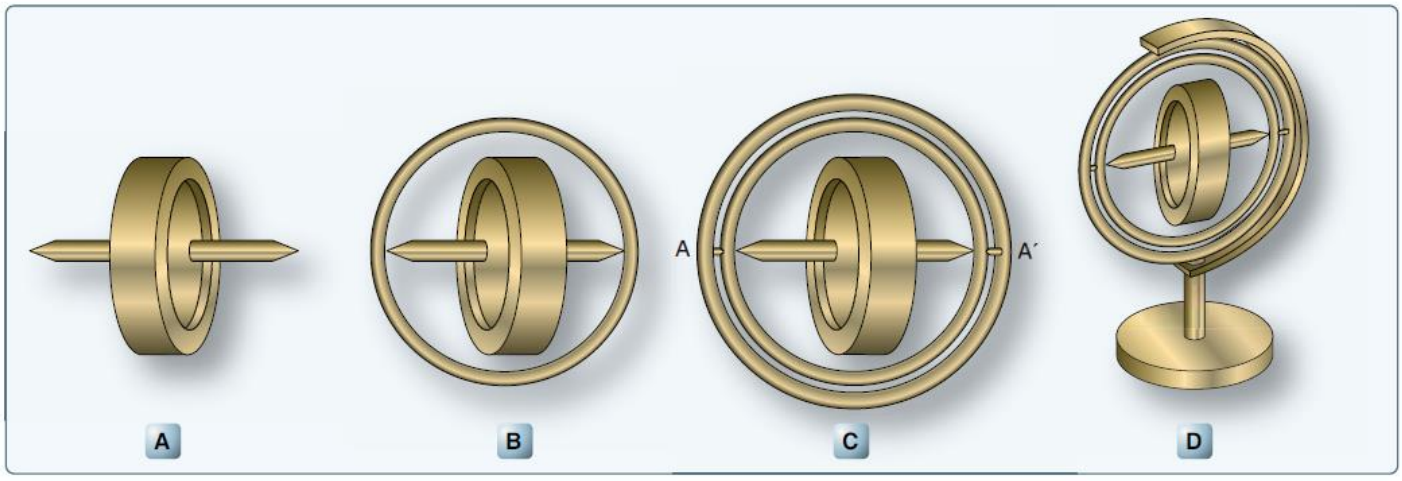
اشاره : ژایرو توسط آقای فوکه در سال ۱۸۵۲ از طریق چرخاندن فرفره اختراع شد. در ۱۸۷۲ ژایرو اختراع و در تکمیل شد و اولین بار روی کشتی ها سوار شد.

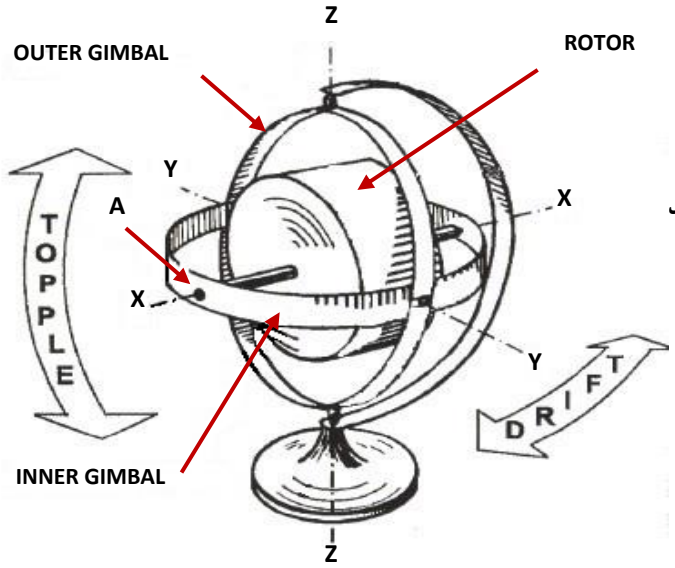
(اولین بهره برداری برای اثبات کروی بودن و چرخش زمین بود. دوچرخه نیز حاصل اختراع ژایرو می باشد).











هر ژایرو دارای سه محور است:

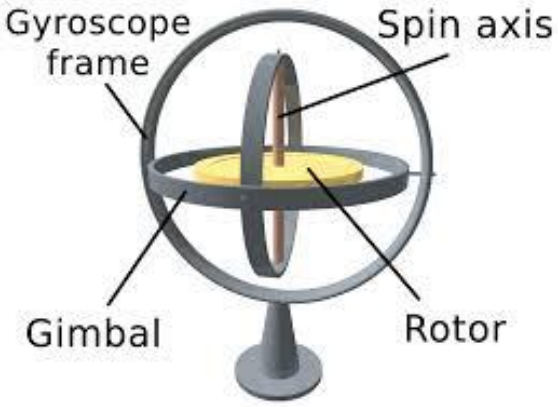
عمودی، افقی و پایه

محورهای تنظیم شده موارد زیر را تامین می کنند

۱- آزادی چرخش SPINING

۲- آزادی خمش TILTING

۳- آزادی پیچش VEERING



آزادی حرکت در سه صفحه دورانی از طریق دو رینگ (محور) عمود بر هم متحدالمرکز بنام **Inner, Outer Gimball** تامین می شود. گیمبال ها طوری نصب شده اند که در حالت عادی دارای زاویه ۹۰ درجه به مرکزیت روتور(حلقه) می باشد. اگر چرخش در محور عرضی باشد **Horizontal GYRO** و اگر عمودی باشد **Vertical GYRO** می باشد. با چرخاندن هسته ژایرو خواصی پیش می آید که در صفحات بعدی بحث خواهد شد.

اصول ساختمانی ژایرو

دارای حلقه توپر با دور ۸،۰۰۰ الی ۲۴،۰۰۰ و اخیرا ۴۲،۰۰۰ دور در دقیقه به بالا که در بین حلقه های ۹۰ درجه ای **Gimballs** نصب شده است. ژایرو دارای سه محور آزاد است که یکی محور چرخش است که قادر به چرخش نسبت به استقرار محورهای دیگر است. ژایرو در حال چرخش آزاد نسبت به دو محور را ژایرو "آزاد" یا **SPACE GYRO** می نامند.

خواص ژایروسکوپی

اصل ساده بنام مومانتوم زاویه ای، وقتی دیسکی حول محورش چرخانده شود و سرعت زاویه ای آن به حد مشخص برسد این دیسک خواص ژیروسکوپی پیدا می کند.

- **خاصیت اول : ایستایی یا صلبیت در فضا Rigidity in Space**

در صورت رسیدن دور به حد معین ژایرو سعی در حفظ توازن و جهت خود را در فضا حفظ می کند حتی اگر پایه **Mount** خم شده و یا گردش کند (ژایرو سعی در حفظ وضعیت خود دارد و به سه عامل سرعت (**Speed**)، جرم(**Mass**) و شعاع (**Radius**) (قانون اول نیوتون) بستگی دارد. هر قدر خاصیت ایستایی (پایداری) بزرگتر باشد خارج کردن آن از محور دورانی مشکل تر است. مگر اینکه نیروی خارجی به آن اعمال شود. مثلا اگر چرخ

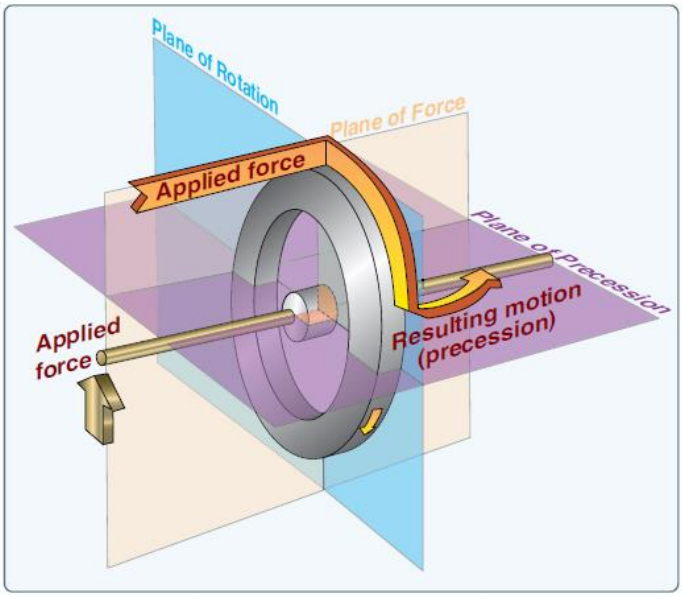
دوچرخه به حالت صلبیت وارد شود تعادل خود را حفظ می کند در حالیکه در حالت سکون از یک طرف می افتد پس هر وسیله چرخشی ژایرو می باشد مانند کره زمین و ...

ایستایی **Rigidity** با دور موتور و اینرسی لحظه ای آن متناسب است که با بالا بودن شعاع روتور و تمرکز بیشترین جرم در بخش بیرونی حلقه افزایش پیدا می کند.

$$R = \frac{I \cdot S}{W_g}$$

R = Rigidity I = Inercy S = Surface W = Weight

- **خاصیت دوم : واکنش Precession**

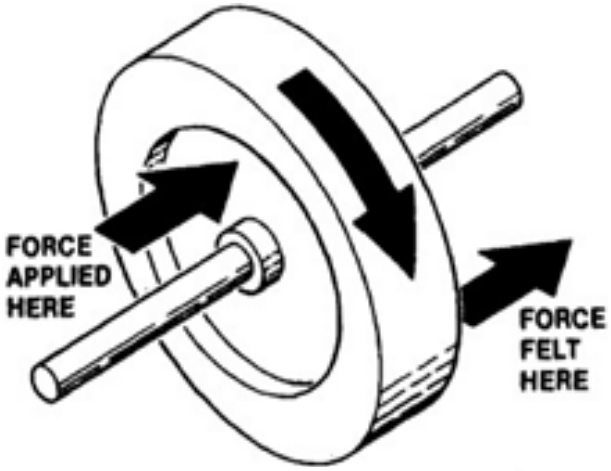


در صورت اعمال نیروی خارجی به روتور در حال چرخش از طریق مجتمع گیمبال ها , ژیرو در جهت نیرو حرکت نمی کند بلکه عمود بر جهت نیروی وارده عمل می کند، مثلا اگر نیرویی به **Spin Axis** وارد شود ژیرو در آن جهت حرکت نمی کند بلکه در عرض، ۹۰ درجه بعد و در صفحه دورانی حرکت می کند.

به همان ترتیب اگر نیرویی در جهت مخالف و به گیمبال داخلی اعمال شود ژایرو در محور گیمبال بیرونی واکنش می دهد یا اگر نیرو به محور افقی (به طور عمودی) وارد شود ژایرو در محور عمودی واکنش نشان داده و بالعکس.

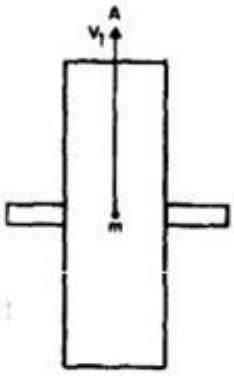
ژایرو با یک درجه آزادی(یک محور) را **Rate** گویند.

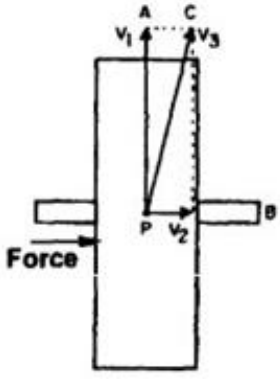
تعریف عملی : در حالت ایستایی اگر هسته را بخواهیم خم کنیم دور می زند و بالعکس.

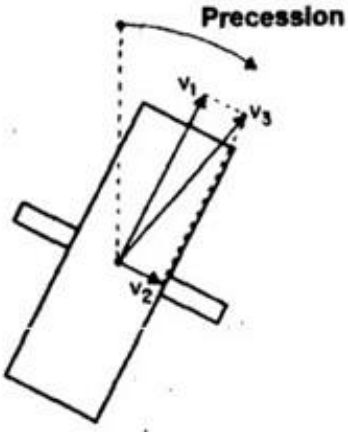


$$P = \frac{R}{F}$$

P: Presseision R: Rigidity F: Force







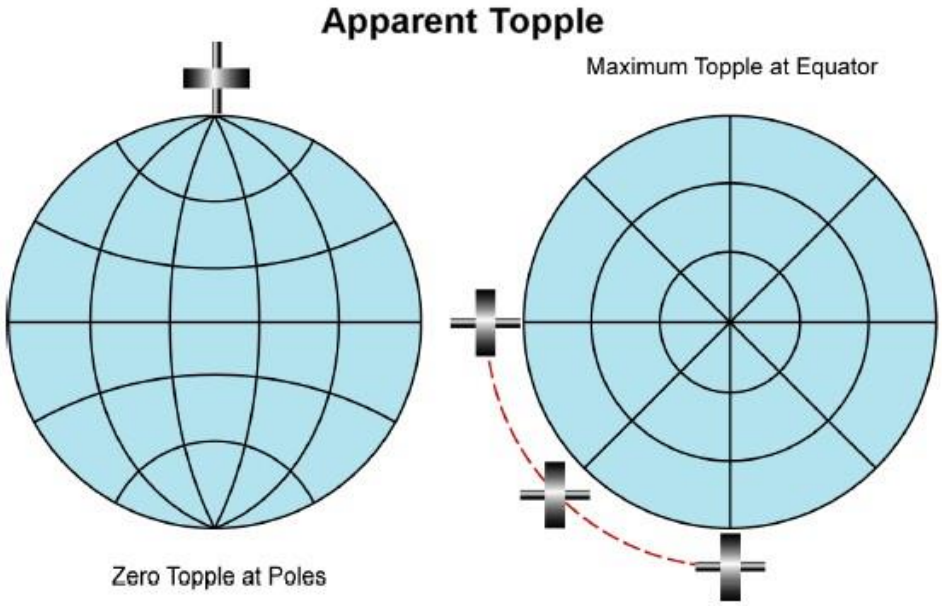
A Mass in motion is keeping its direction

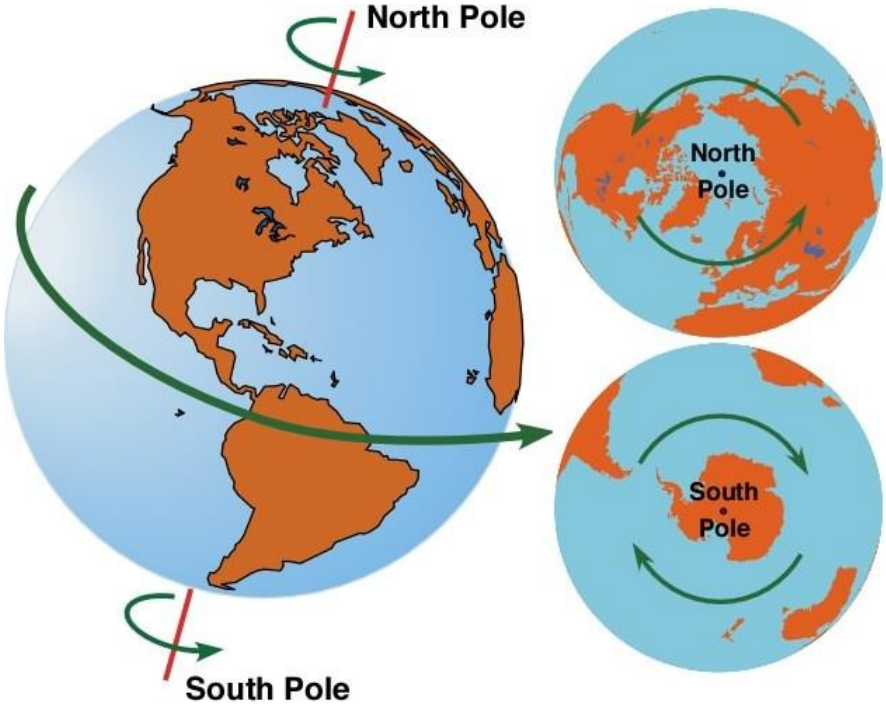
انحراف واقعی جایرو :

هر نوع انحراف فیزیکی جایرو انحراف واقعی نامیده می شود. ژایرو نباید از محور چرخش خود منحرف شود اما نیروهای ناخواسته باعث ایجاد آن می شوند. این نوع انحرافات قابل کنترل و قابل پیش بینی نیستند.

انحراف ظاهری جایرو :

در این حالت محور چرخشی جایرو بطور فیزیکی انحراف حاصل نمی کند، اما برای مشاهده کننده یک تغییر جهت تداعی می شود. به علت اینکه جایرو جهت خود را نسبت به یک نقطهٔ ثابت در فضا حفظ می کند و از آنجا که مشاهده گر با کره زمین می چرخد لذا با گذشتن جایرو نسبت به یک خط مبنا و فرضی از زمین به نظر می رسد جایرو تغییر جهت داده است. انحراف در مجموعه افقی را **DRIFT** و عمودی را واژگونی یا **TOPPLE** می گویند و میزان افت و انحراف بستگی به عرض جغرافیایی دارد.

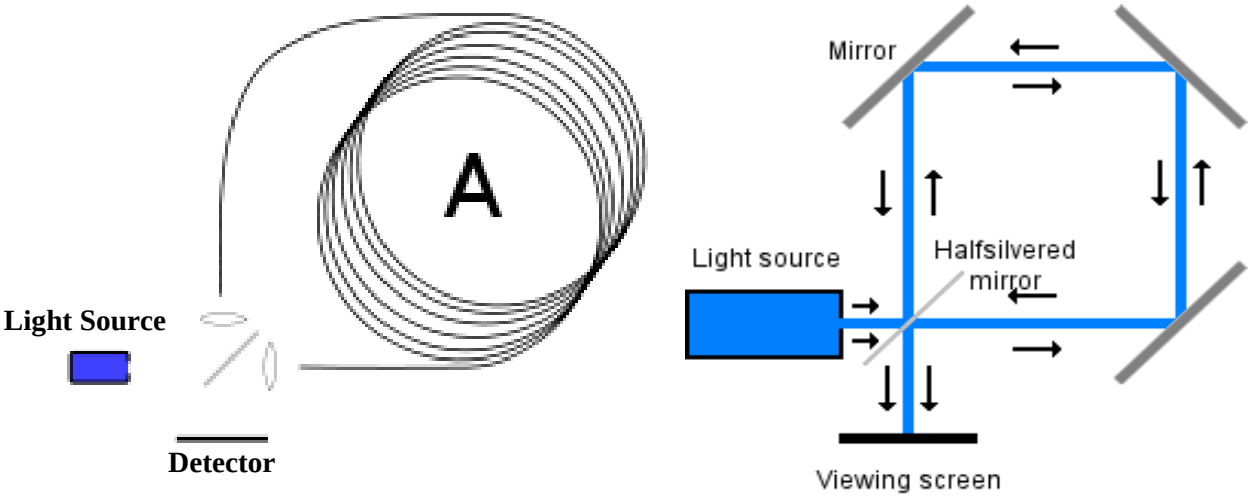


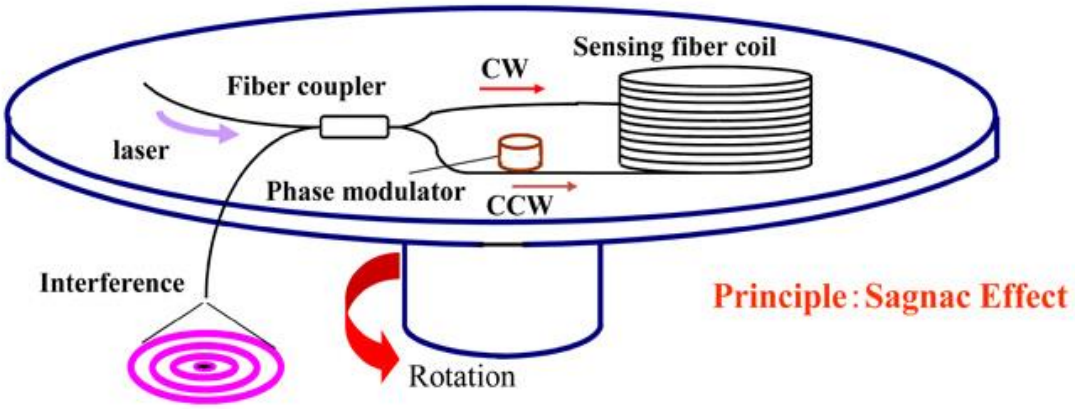


ژیروسکوپ نوع فیبرنوری (FIBRE OPTIC GYROSCOPE) :

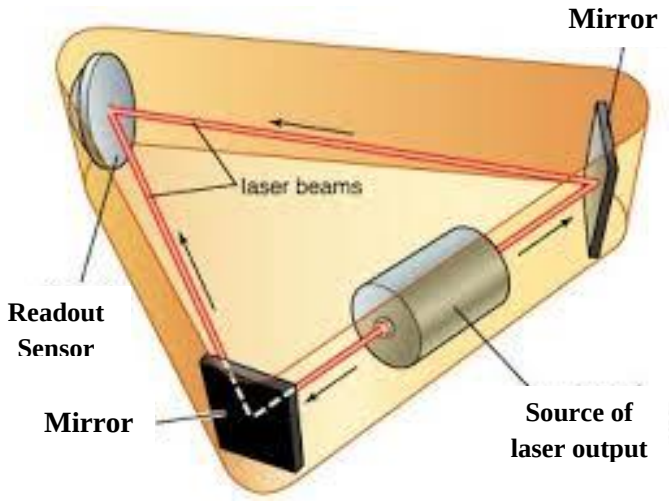
این ژیروسکوپ ها از جمله مدرن ترین جایرو های موجود می باشند. در این جایرو ها از اثر تداخل امواج دو اشعه نوری که در جهت مخالف همدیگر درون فیبر نوری حرکت می کنند استفاده می شود. طول این فیبر نوری می تواند به ۵ کیلومتر برسد. در واقع در این سیستمها از اثر **Sagnac** (فیبری) جهت تشخیص میزان جهت چرخش استفاده می شود. با چرخش فیبر نوری حول خودش یکی از اشعه های نوری درون فیبر طول راه بیشتری را نسبت به دیگری احساس کرده و منجر به ایجاد اختلاف فاز و نهایتا شیفت طرح تداخلی که به روشهای فوتومتریکی قابل اندازه گیری است خواهد شد.

مهمترین مزیت این نوع جایرو عدم حساسیت نسبت به شوک و ارتعاش می باشد. همچنین دقت بسیار بیشتر این جایرو باعث استفاده از آن در هدایت پرنده های غول پیکر مانند شاتل ها و هوا پیماهای مسافربری می شود. دقت نوعی از این جایرو ها از ۱ درجه بر ساعت تا یک هزارم درجه بر ساعت خواهد بود. چرخش زمین حول خودش با نرخ ۱۵ درجه بر ساعت انجام می شود.



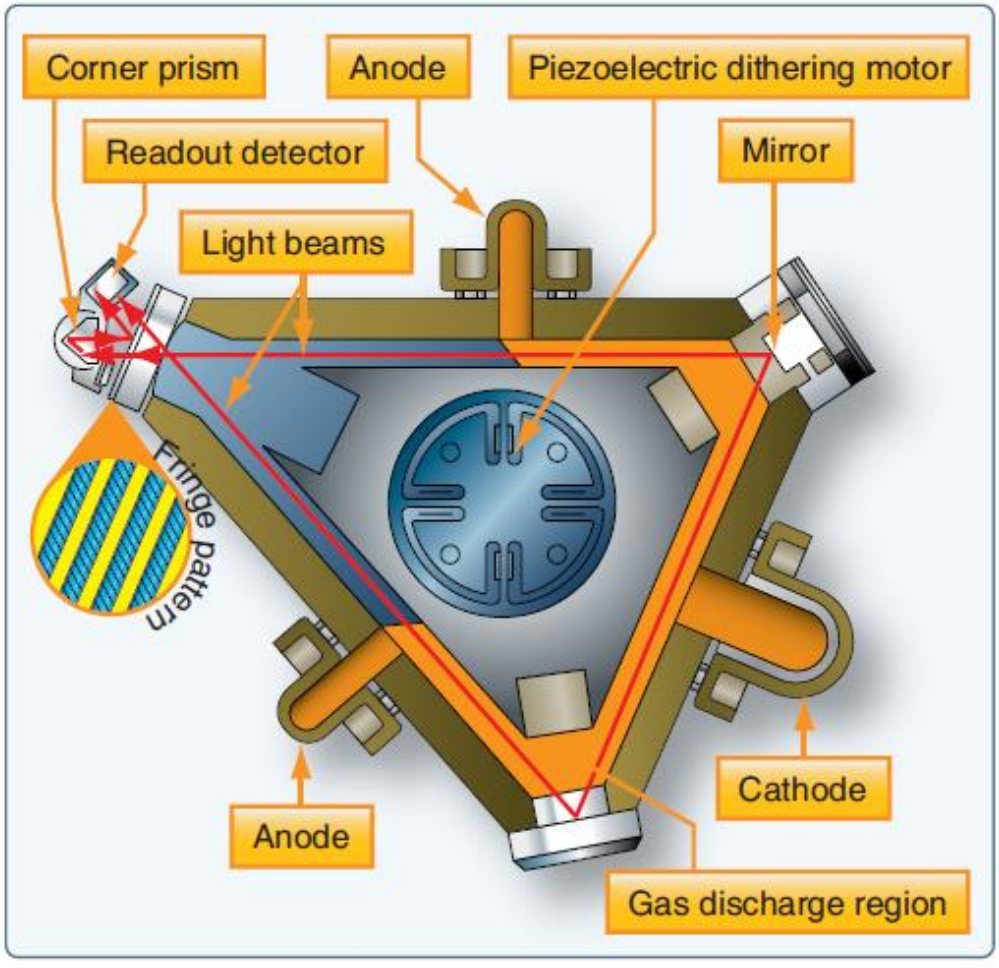


ژیروسکوپ لیزری (LASER GYROSCOPE) :



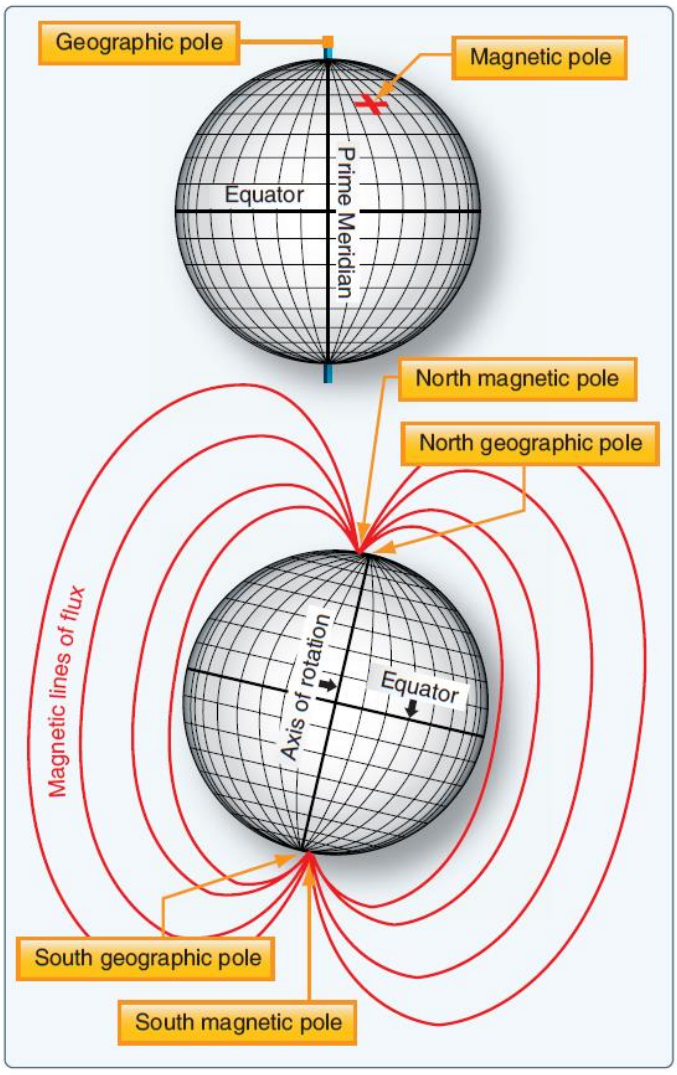
در واقع ژایرو نیست ولی مانند ژایرو عمل می کند و میزان زاویه حرکت در حول یک محور را حس می کند. شامل یک شیشه ثابت حرارتی که در داخل آن یک حفره وجود دارد که معمولا با هلیوم و نئون پر شده است(در دو نوع مثلثی و ۴گوش است). هر دو دارای تونل کوچک بوده و آیینه های انعکاسی در هر گوشه قرار دارد. دو شعاع لیزری قوی در دو جهت مخالف در حول حفره آب بندی گذر کرده که در اصل با سرعت برابر حرکت می کنند.

هر نوع چرخش ژایرو در صفحه لیزر منجر به تغییر طول مسیر اشعه شده و یک وسیله دیگر شیفت فرکانس را اندازه گیری می کند. اختلاف فرکانس بطور مستقیم در تناسب با میزان چرخش زاویه ای است.



The ring laser gyro is rugged, accurate, and free of friction.

قطب نمای مغناطیسی Magnetic Compass :

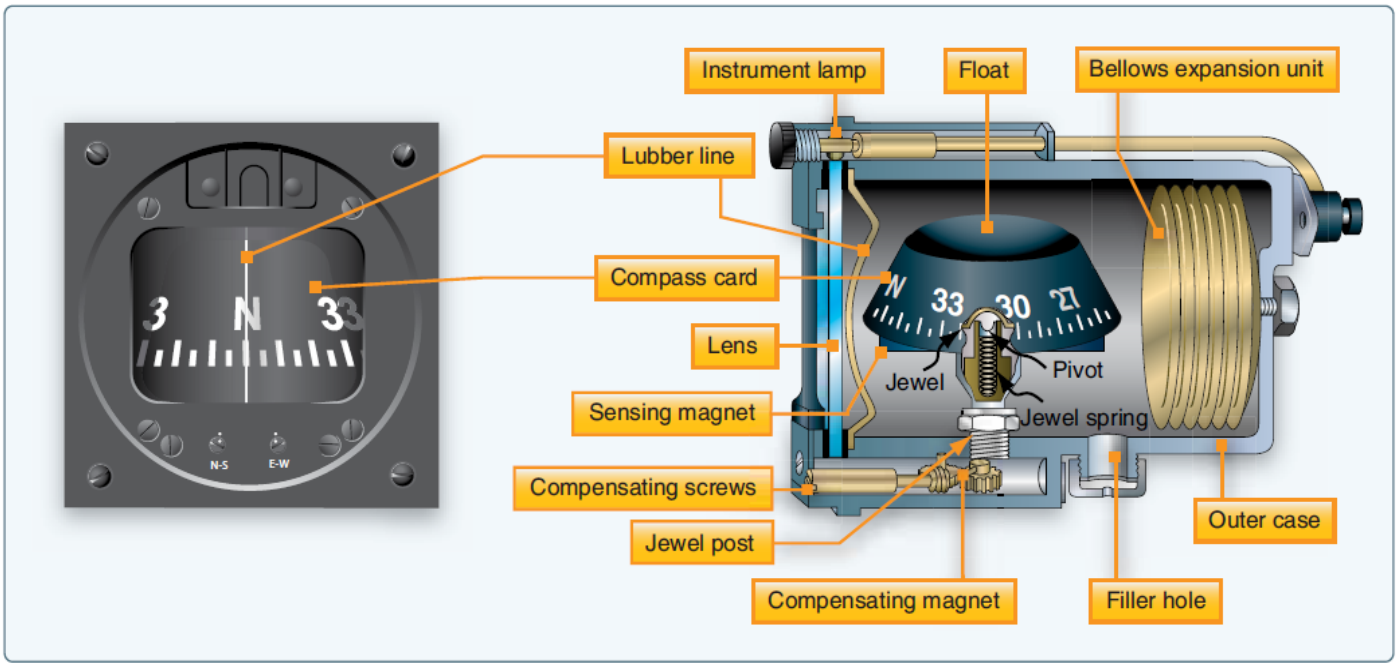


The earth and its magnetic field.

از آنجایی که امروزه در هواپیماهای مدرن ژیروسکوپ جهت نما به علت اشکالات پیش آمده جایگزین قطب نما شد لذا ابتدا قطب نما را بررسی می کنیم.

یک میله آهن ربای آزاد که همیشه در جهت قطب شمال قرار می گیرد (میله آهن ربا و محورها و طوقه مدرج ۳۶۰ درجه) در داخل یک محفظه قرار داده می شود (**case**). در بخش جلوی **CASE** پنجره ای وجود داردکه روی شیشه آن عقربه شاخص بطور عمودی در وسط قرار گرفته است و بخشی از طوقه مدرج ۵۵ درجه در دو طرف از بیرون رویت می شود.

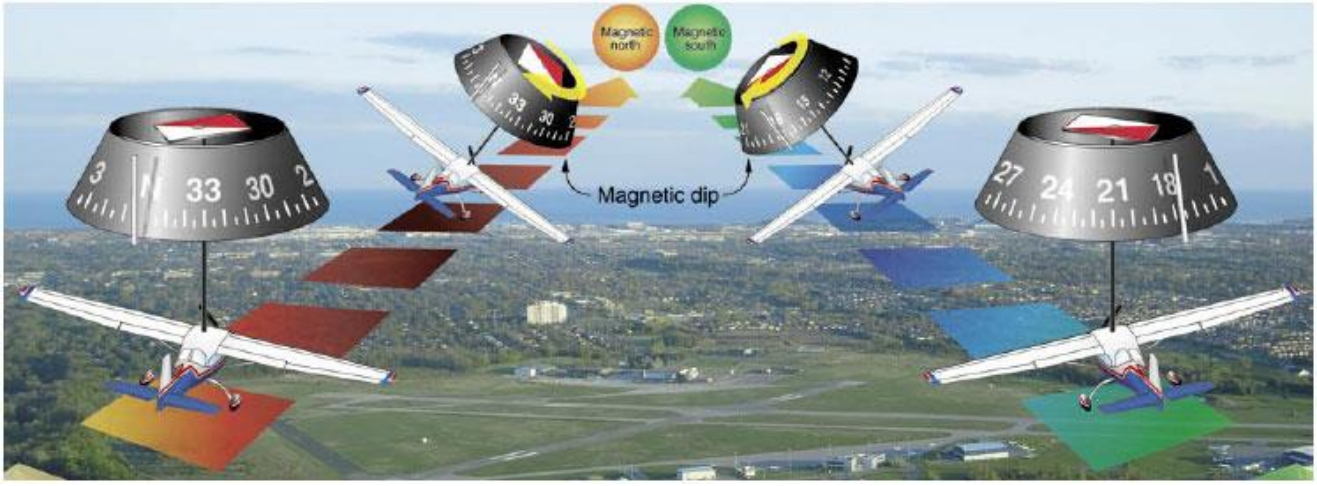
حال با تغییر جهت دماغ هواپیما **case** نیز که جزیی از پانل است تغییر جهت داده ولی طوقه متصل به میله آهنربا ثابت می ماند. حال محل جدید میله شاخص **lubber line** نشان دهنده جهت دماغ است مثلا روی عدد ۳۰ طوقه به معنی ۳۰ درجه شمال شرقی **NE** و روی عدد ۳۴۰ نشان دهنده ۲۰ درجه شمال غربی است.

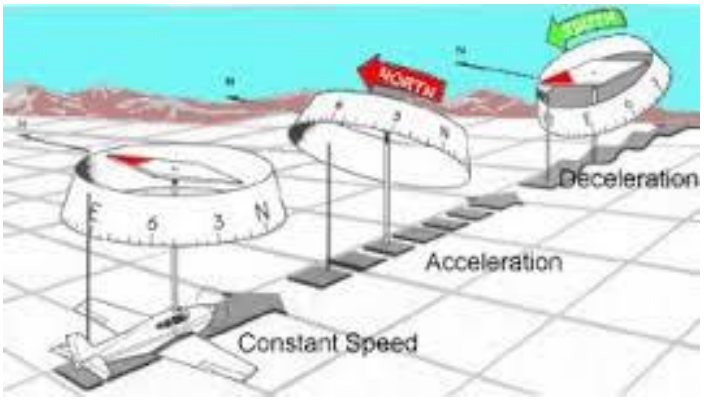


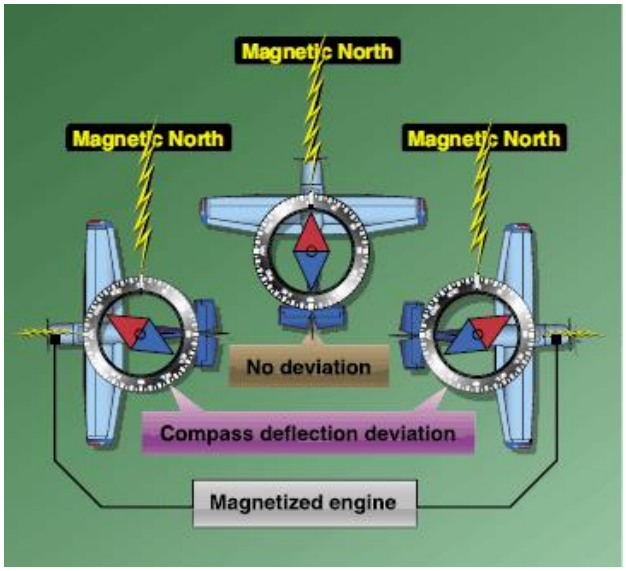
The parts of a typical magnetic

معمولا با نصب یک آهن ربا در قعر سیستم طوقه تاثیر میدان بیرونی جبران می شود. قطب نما از آغاز بعنوان مرجع ناوبری به کار رفته است.

اشاره: امروزه ژایرو جهت یاب جایگزین قطب نما شده است اما هنوز اطلاعات اولیه قبل از پرواز از قطب نما گرفته می شود.







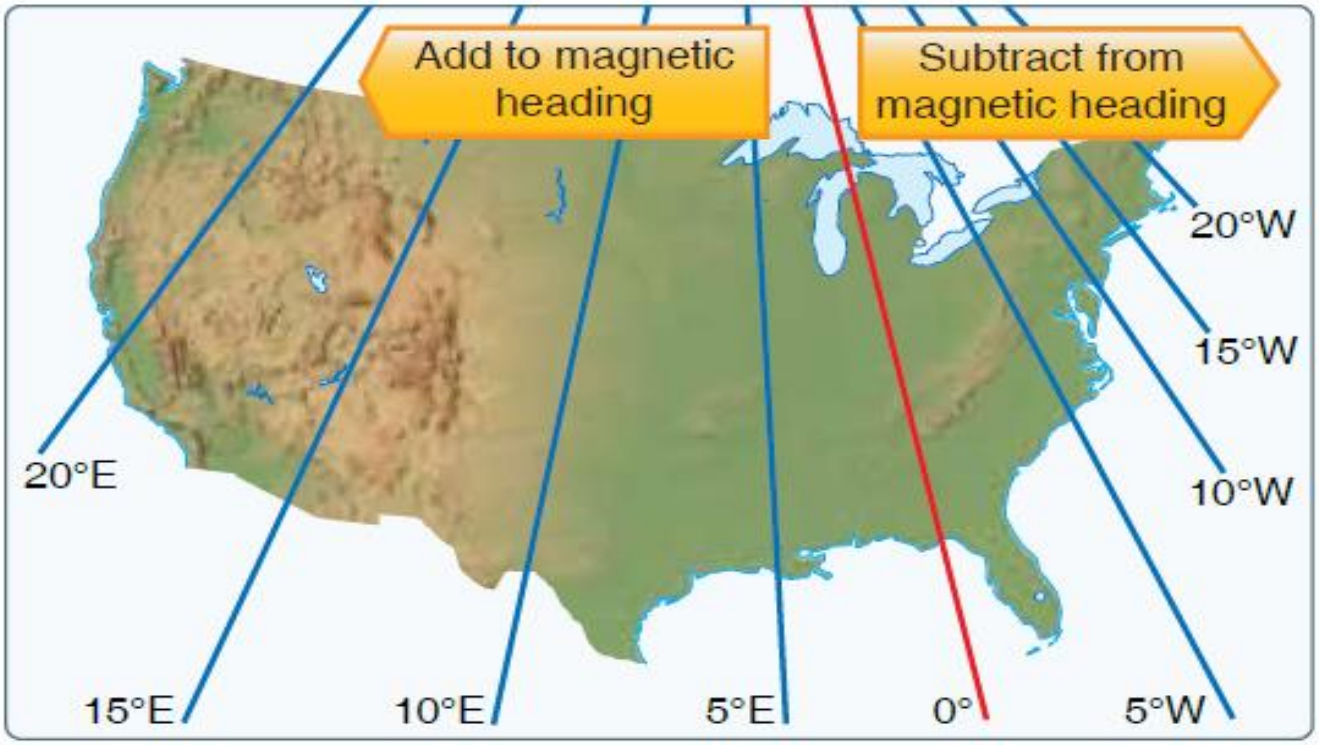
مهمترین دلایل جایگزین شدن قطب نمای مغناطیسی با ژیروسکوپ در پرواز عبارتند از :

۱- انحراف Deviation :

وجود دستگاهها رادار و مونیتورهای مختلف در کابین هواپیماهای امروزی و ایجاد میدان های مغناطیسی باعث انحراف قطب نما میشود(ولتاژهای بالای روی مونیتورهای رایانه ای).

۲- تغییرات Variation :

با توجه به اینکه نقشه پرواز زمین کره کامل با نصف النهارات فرض شده است لذا دارای قطبین شمال و جنوب قراردادی است که با قطبین طبیعی زمین اختلاف دارند که این زاویه دایما در حال تغییر است که قبل از استفاده از ژایرو خلبان عددی را به خواندن قطب نما کم یا اضافه می کند.



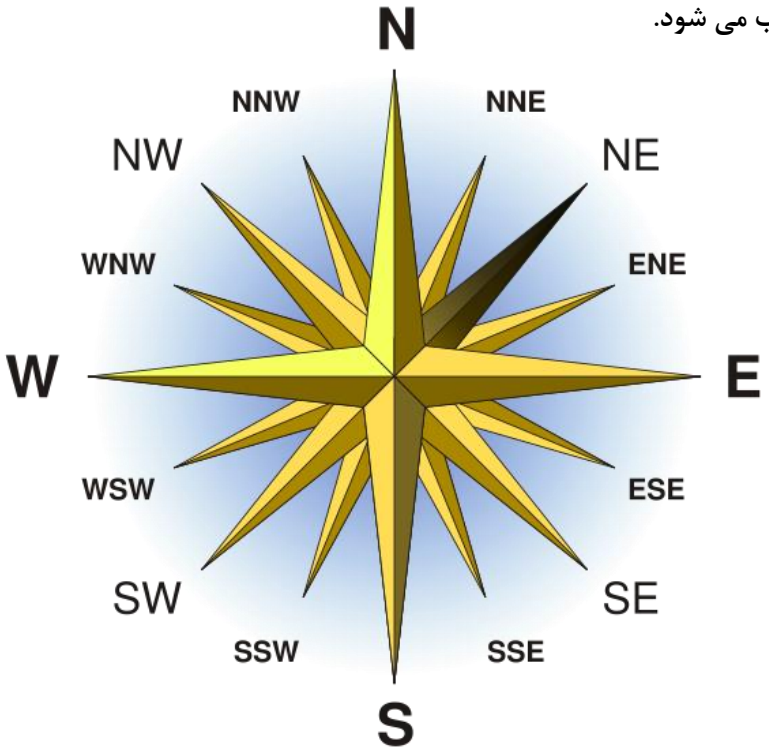
Aircraft located along the agonic line have 0° of variation between magnetic north and true north. Locations on and between the isogonic lines require addition or subtraction, as shown, to magnetic indications to arrive at a true geographic direction.

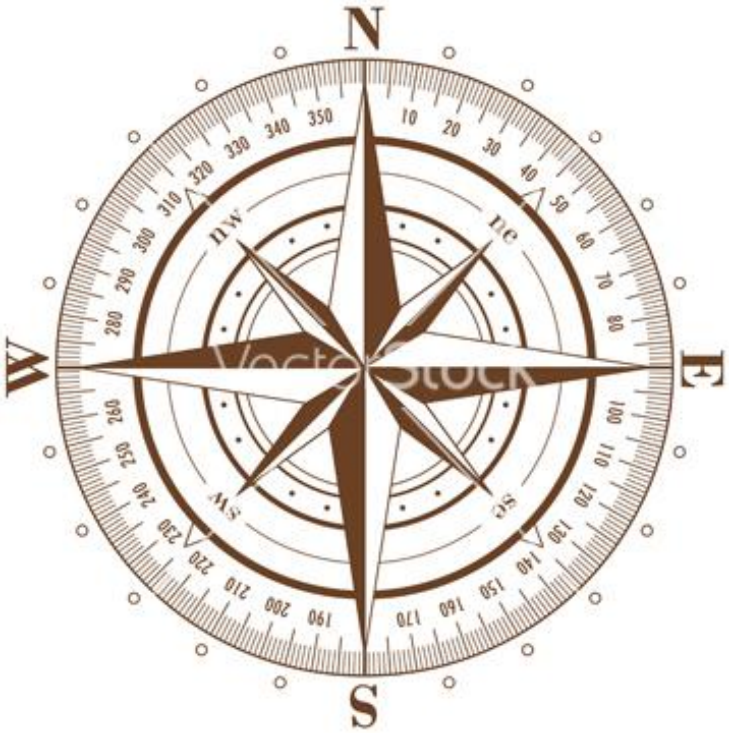
۳- شتاب مثبت و منفی

باعث چسبیدن طوقه مدرج به کف یا طاق شده و ناوبری مختل می شود.

محل نصب قطب نما :

محل نصب که بسیار مهم بوده و قبل از نصب و یا در مدت های معین (TAR) قطب نما را توسط کامپس Compass Rose که دایره ای است که دارای بخش درجات ۱۵ درجه ای می باشد کالیبره می کنند. معمولا در جایی دور از فرودگاه ها که دور از لرزش و آشیانه فلزی و پرواز می باشد ترسیم می شود و شمال حقیقی نیز از طریق ستاره(جدی) تعیین می شود. هواپیما را روی جک مرکزی قرار داده و در حالی که کلیه دستگاه ها و تجهیزات الکترونیکی روشن هستند چرخانده و هر ۱۵ درجه خطا یادداشت می شود. به خاطر دقت در جهت یابی و عدم انحراف از مسیر تعیین شده و اختلال در مسیر های پروازی خطای قطب نما بصورت درجه در زیر نشان دهنده در کابین نصب می شود.





سیستم ابزار دقیق پرواز الکترونیکی

Electronic Flight Instrument System

مقدمه :

EFIS یک سیستم مدیریت پرواز FDS بسیار پیشرفته است که در آن از لامپ اشعه کاتدیک CRT یا نوری LED (اخیرا LCD) برای تامین اطلاعات ناوبری و وضعیت هواپیما برای نمایش استفاده شده است. این سیستم جایگزین نوع الکترومکانیکی شده و دارای قابلیت اطمینان بالا برای عملیات ایمن می باشد. در این سیستم کلیه اطلاعات بصورت یک نمایش واحد درآمده که در مقابل دید گروه پروازی قرار گرفته است. نمایش اطلاعات به صورت رنگی بوده و به سادگی قابل درک هستند و انتخاب اطلاعات مربوطه بدون نیاز به صفحه وسیع ابزار دقیق و بسادگی امکان پذیر است.

ساختار EIFS :

- **سیستم دارای دو عدد Attitude Director Indicator (ADI)**
- **دو عدد Horizontal Situation (HIS)**
- **سه عدد Symbol Generator (چپ – وسط – راست)**
- **پانل کنترل Mode Control Panel**
- **دو عدد حسگر نوری**

ژیروسکوپ جهت نما Directional Gyro:

A vertical magnetic direction indicator provides a realistic reference of headings.

دارای محور چرخشی افقی(هسته ژیرو عمودی است) و می تواند در سه جهت x-y-z حرکت کند. از خاصیت ایستایی یا صلبیت **rigidity** استفاده و به طور دستی تنظیم می شود، قبل از پرواز مطابق قطب نمای مغناطیسی تنظیم می شود. در هواپیماها هیچ کدام از عیوب(**Acceleration – Variation – Deviation**) روی آن اثر نمی گذارند و بر خلاف قطب نما به طرف قطب شمال نمی رود و فقط جهت را نشان می دهد.

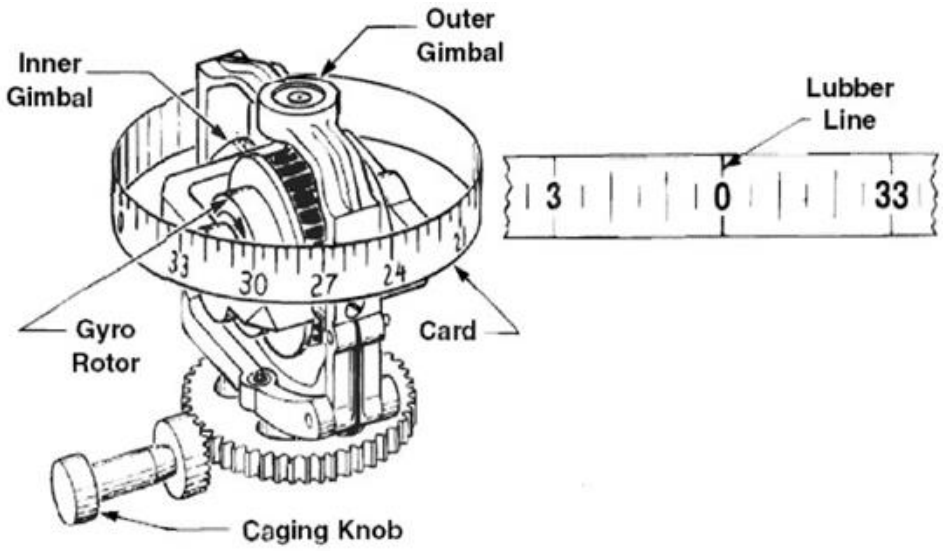
شرح کاربرد :

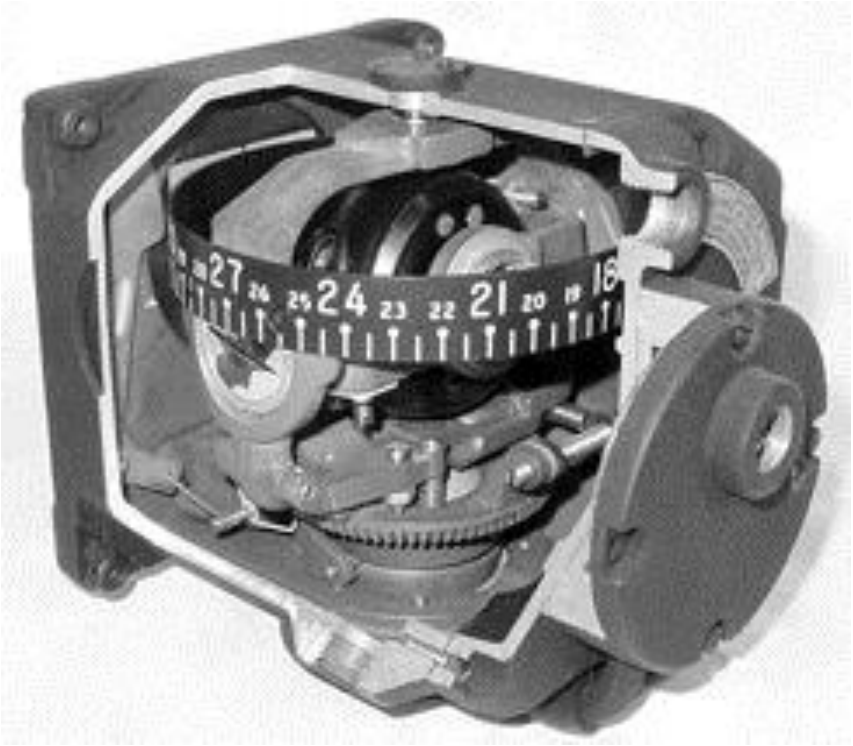
ژایرو با هوا یا انرژِی الکتریکی می چرخد(در نوع هوایی با سرعتی حدود ۱۰۰۰۰ دور در دقیقه و در الکتریکی با سرعت نامحدود). طوقه بزرگ به ۳۶۰ درجه تقسیم شده که فاصله درجات ۵ درجه و تقسیم بندی بزرگ آن ۳۰ درجه است (۱۲×۳۰).

جعبه محافظ (**case**) دارای پنجره شیشه ای است که در وسط آن یک خط شاخص (**lubber line**) قرار دارد وحدود ۱۱۰ درجه از طوقه (**55W – 55E**) قابل مشاهده است. روتور عمودی قرار گرفته و حول محور عمودی می چرخد و از طریق بلبرینگ های بسیار صیقلی(برای حداقل اصطکاک) به بدنه وصل است. روتور با عبور جریان هوا از روی پره ها ظرف ۵ دقیقه به حالت صلبیت می رسد و در صفحه دورانی عمودی می چرخد یک محفظه خروجی هوا **nozzle** روی محور (گیمبال بزرگ) قرار گرفته است و با فشار دادن دگمه به داخل پینیون پخ با دنده سنکرونیزه درگیر می شود و تنظیم کردن درجات روی طوقه یا صفحه مدرج را ممکن می سازد و هم زمان دسته قفل بلند شده و رینگ گیمبال داخلی را قفل می کند. روتور ژایرو بازوی گیمبال را از لرزش و خمش باز می دارد. با بیرون کشیدن بازوی قفل ژایرو از قفل آزاد شده و دستگاه آماده بهره برداری است.

حال خلبان درجات خوانده شده ی روی قطب نما (نسبت به **N_S**) را روی ژایرو می بندد و از این به بعد جهت یابی با ژایرو انجام می پذیرد. در ژایروهای الکتریکی دور تا **۲۴۰۰۰ RPM** می رسد و تصحیح (**Erection**) نیز توسط میدان انجام می پذیرد.

اشاره : عیب این دستگاه این است که خلبان هر ۱۵ دقیقه یکبار می بایست هواپیما را افقی کرده و وضعیت ژایرو را با قطب نما مقایسه نماید لذا این ابزاردقیق در هواپیماهای سبک و آموزشی و ... مورد استفاده است و در هواپیماهای مدرن از سیستم جدید(ادغام ژایرو با قطب نما) به نام (**HSI**) استفاده می شود که شرح داده خواهد شد.





اشکالات ژایرو جهت نما در هواپیماهای مدرن :

از آنجاییکه این ژایروسکوپ بعلت دارا بودن عیوب زیر در هواپیماهای مدرن و سریع السیر امروزه کارآیی موثر ندارد لذا در هواپیماهای نیمه مدرن استفاده می شود.

۱- قبل از پرواز خلبان باید ژایرو را قفل کرده و آن را با قطب نمای مغناطیسی تنظیم کند.

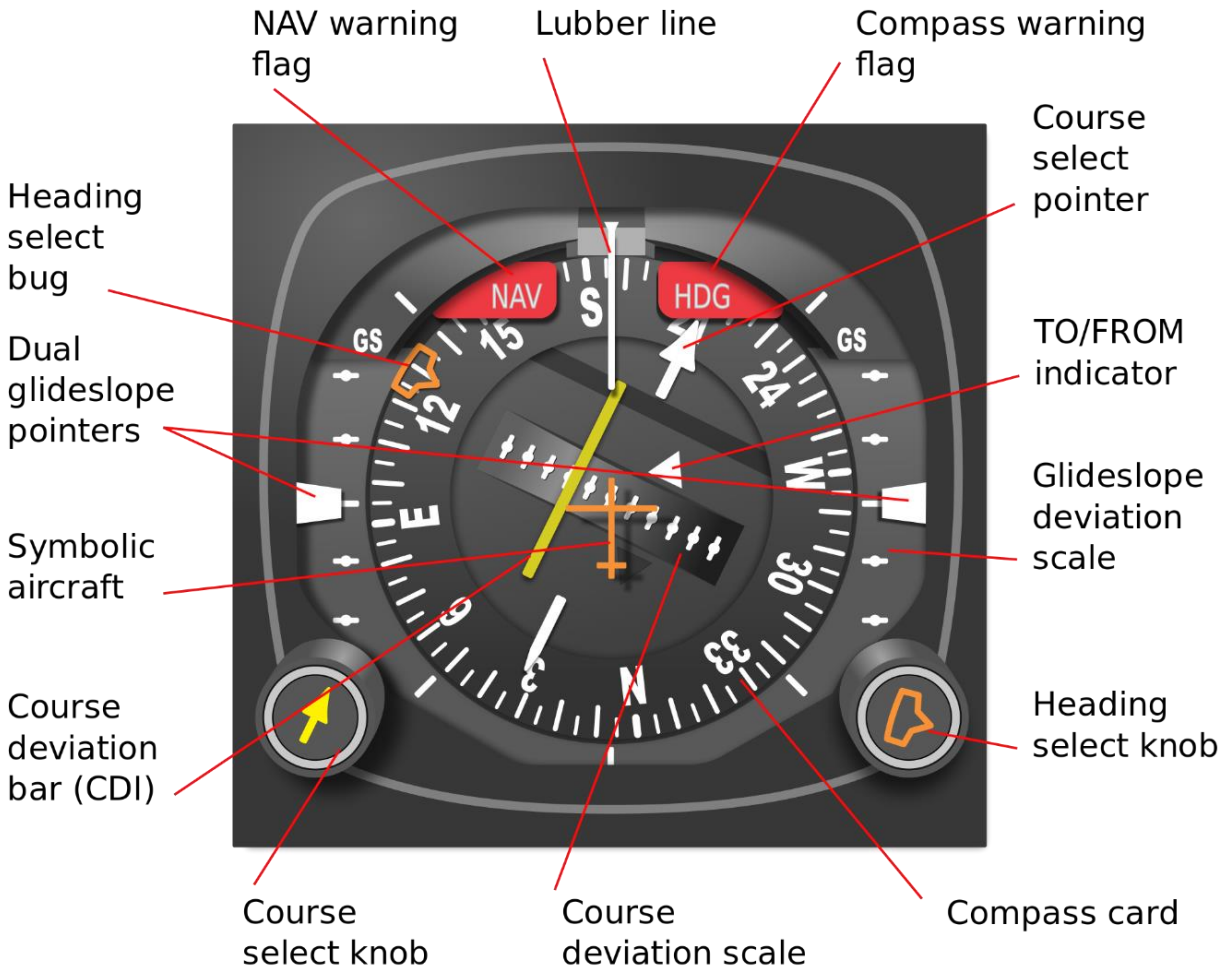
۲- در هنگام پرواز باید هر ۱۵ دقیقه یک بار با قطب نما مقایسه شود تا از عدم تاثیر نیروهای به ژایرو اطلاع حاصل کند.

۳- دارای Drift ژایرویی واقعی و ظاهری است. شتاب روی ژایرو اثر دارد.

۴- نیاز به مدار تصحیح با Erection دارد.

نشان دهنده وضعیت افقی Horizontal Situation IND :

لذا در هواپیماهای مدرن از نشان دهنده بنام HSI الکترونیکی (تلفیق ژایرو و قطب نما) استفاده می کنند. Horizontal Situation هیچکدام از عیوب بالا را نداشته و خلبان فقط با سوییچ ON – OFF از آن بهره برداری و جهت یابی می کند. این نشان دهنده برای Heading A/C Track Station مورد استفاده است و با ادغام با ژایرو افق مصنوعی ADI نامیده می شود.



ساختمان :

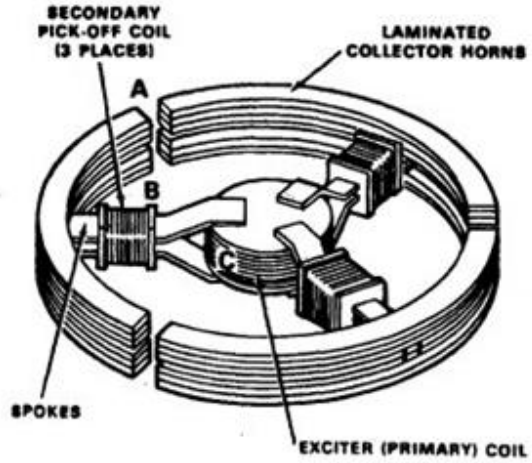
سه سیم پیچ روی سه میله آهنی قرار گرفته بصورت ستاره پیچیده شده است که نسبت قرار گرفتن آن به شمال و جنوب مغناطیسی (شارژ مغناطیسی) سه حالت بوجود می آید.

الف : یکی از شاخه ها در امتداد شمال و جنوب و دو شاخه دیگر زاویه ۱۲۰ درجه که در این حالت سیگنال های دو شاخه مذکور با هم ۱۸۰ درجه اختلاف داشته و یکدیگر را خنثی می کنند لذا دستگاه در حالت NULL است و (عقربه روی N یا S) قرار می گیرد.

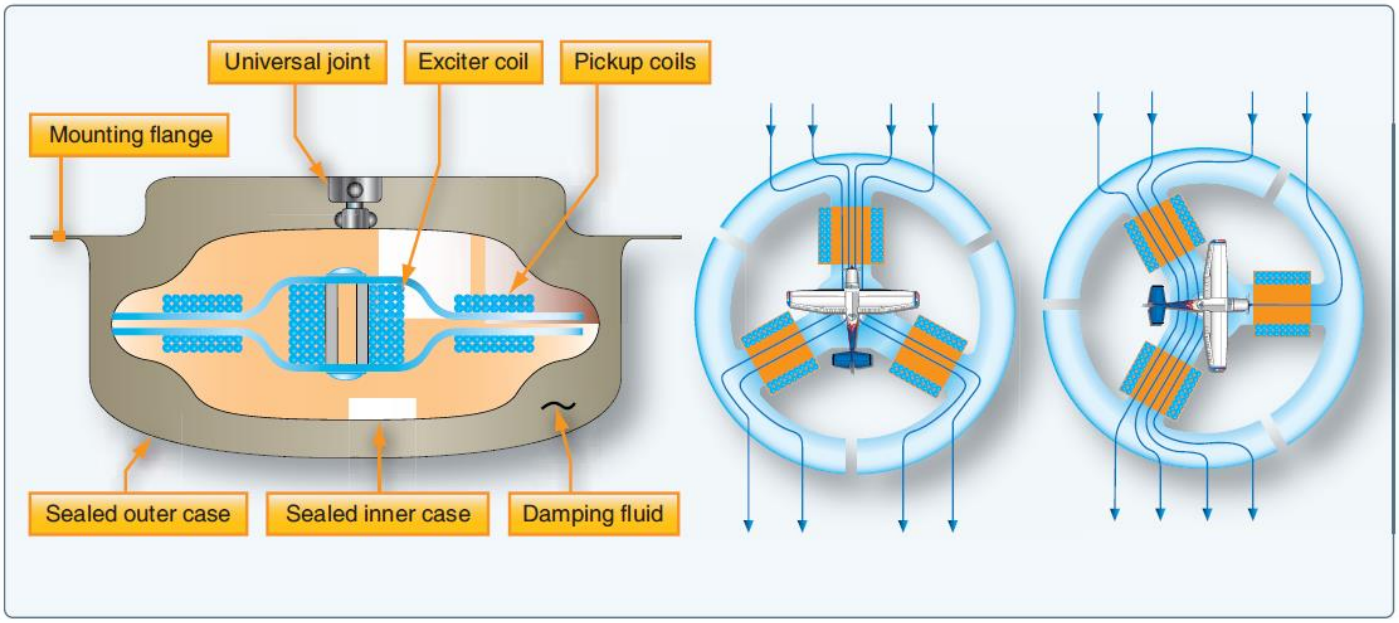
ب: در مدار **Flux valve** یک مدار جبران کننده انحراف نیز تعبیه شده است. مدار بعدی انتخاب جریان ورودی از شاخه راست (**E**) یا چپ (**W**) است که امروزه کامپیوتری است.

ج: پس از آن دو طبقه تقویت کننده (**Amplifier**) وجود دارد که سیگنال تقویت از طبقه **A** یا **B** به یک طبقه بنام عنصر ایجاد خاصیت واکنش **Precession** که در هر دو طرف یک هسته ژایرو قرار گرفته اند می روند. ژایرو با خاصیت واکنش خود یکی از مدارات چپ و یا راست که از یک موتور سروو تغذیه می شود و تحریک می نماید و در نتیجه موتور در اثر جریان وارده در جهت عقربه ساعت یا برعکس(بطرف **E** ویا **W**) می چرخند و به محور موتور یک عقربه متصل شده است و در زیر عقربه نیز یک صفحه مدرج **Dial**(۳۶۰ درجه) قرار دارد در نتیجه انحراف عقربه به جهت دماغ نسبت به شمال و یا جنوب را نشان می دهد. در مدار ژایرو یک مدار تصحیح **leading** وجود دارد که در صورت پرواز رو به (**N or S**)(حالت **null**) ژایرو را به حالت عمودی نگه می دارد. لذا انحراف ژایرو تابع **EMF** ورودی و **EMF** نیز تابع دماغ هواپیما با قطبین است. (**Differential EMF**)این نشان دهنده می تواند جهت را نسبت به ایستگاه های زمینی **ADF** و **VOR** نشان دهد که به آن **RMI** نیز اطلاق می شود.

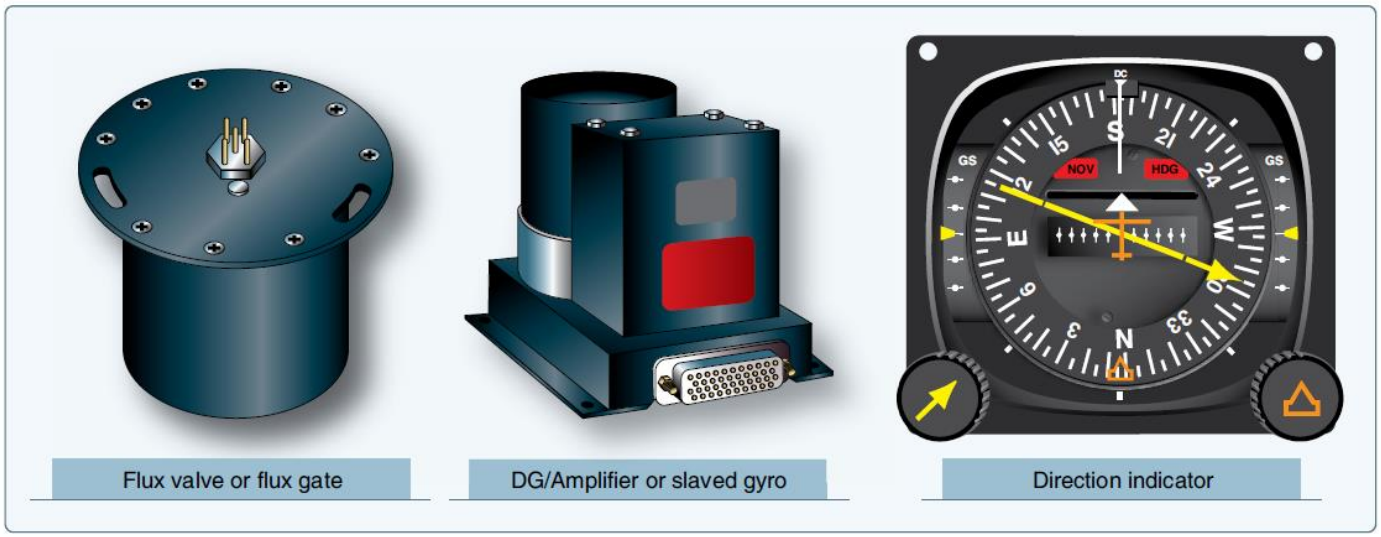
در این دستگاه **Flux Valve** در هر نقطه زیر بدنه نصب می شود و گردش و شتاب (مثبت و منفی) حداقل است. اشکال **Deviation** ندارد و می تواند خلبان خودکار داپلر را مونیتور کند و بالاخره با اضافه تعدادی اطلاعات پرواز این مدار **HSI** نامیده می شود.



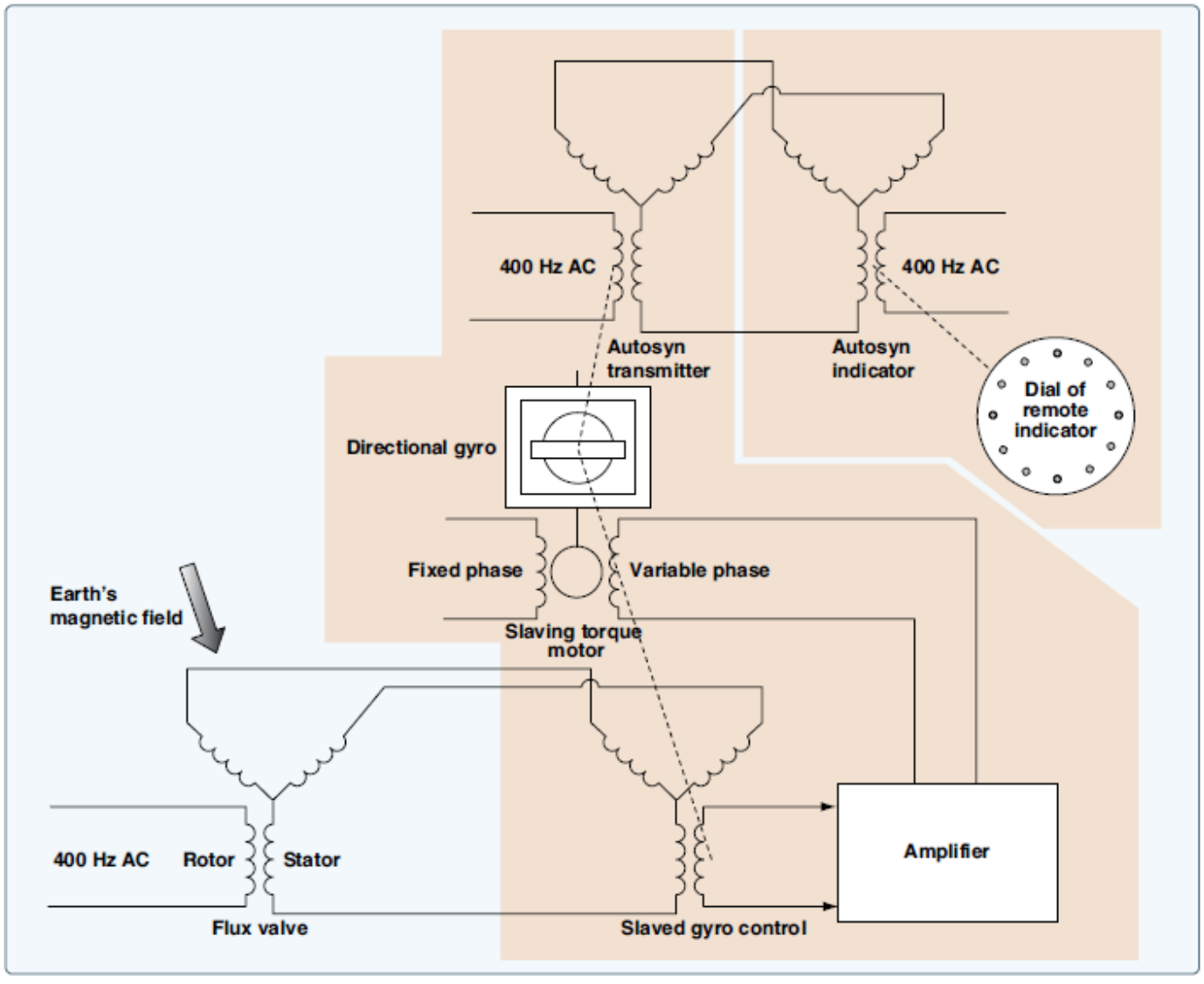
Flux Valve Spider



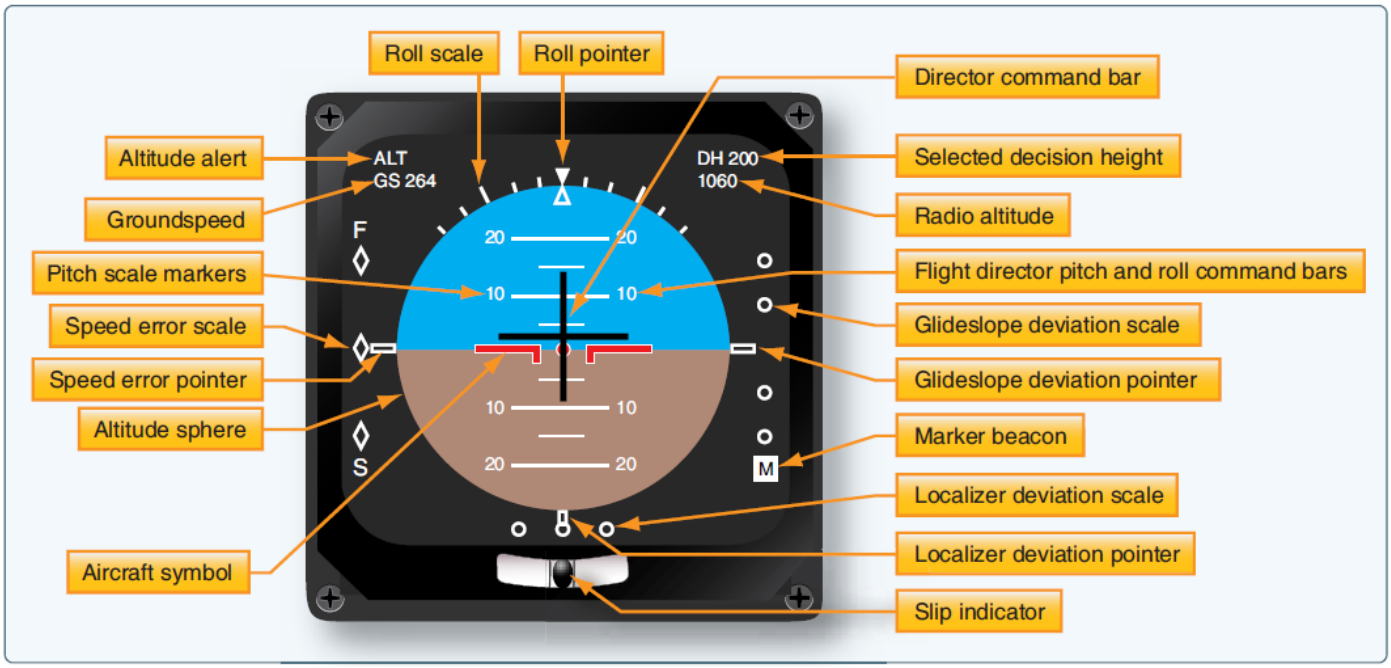
As the aircraft turns in the earth's magnetic field, the lines of flux flow lines vary through the permeable core of flux gate, creating variable voltages at the three pickoffs.



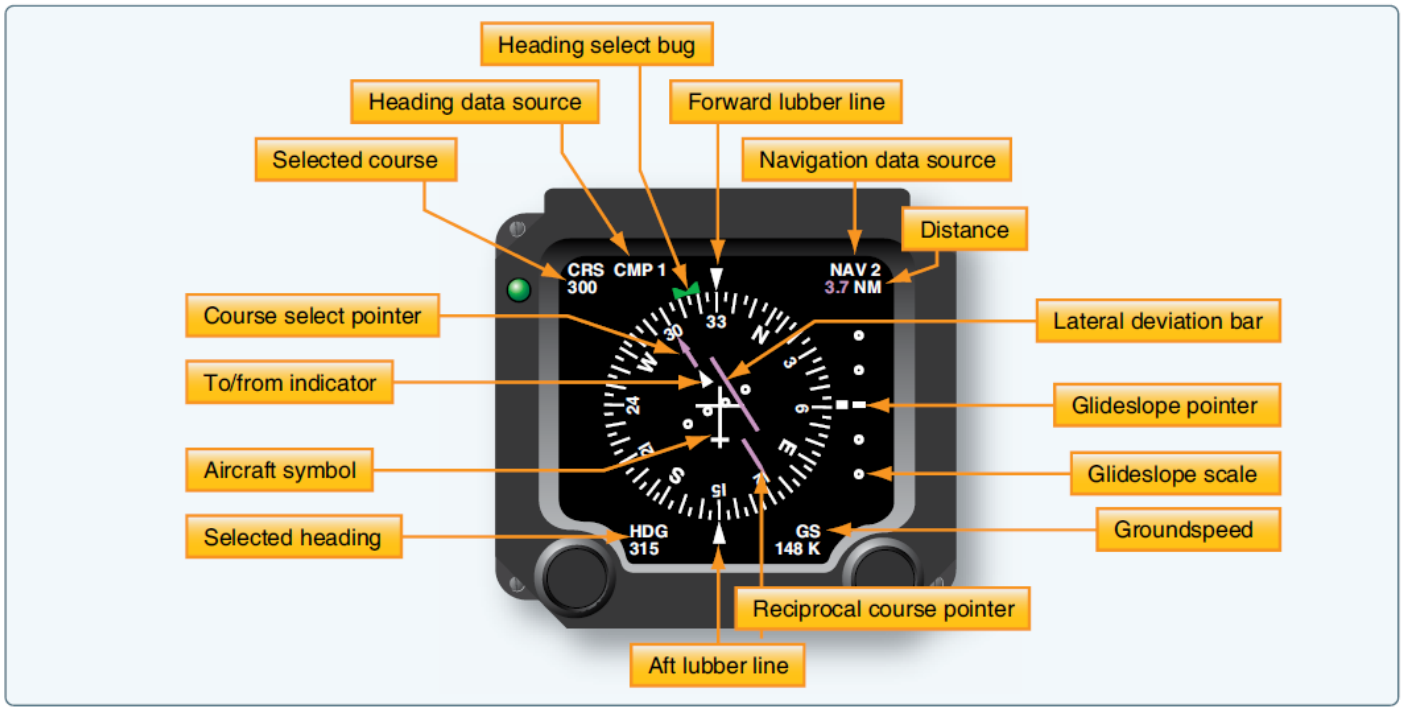
Solid state magnetometers.



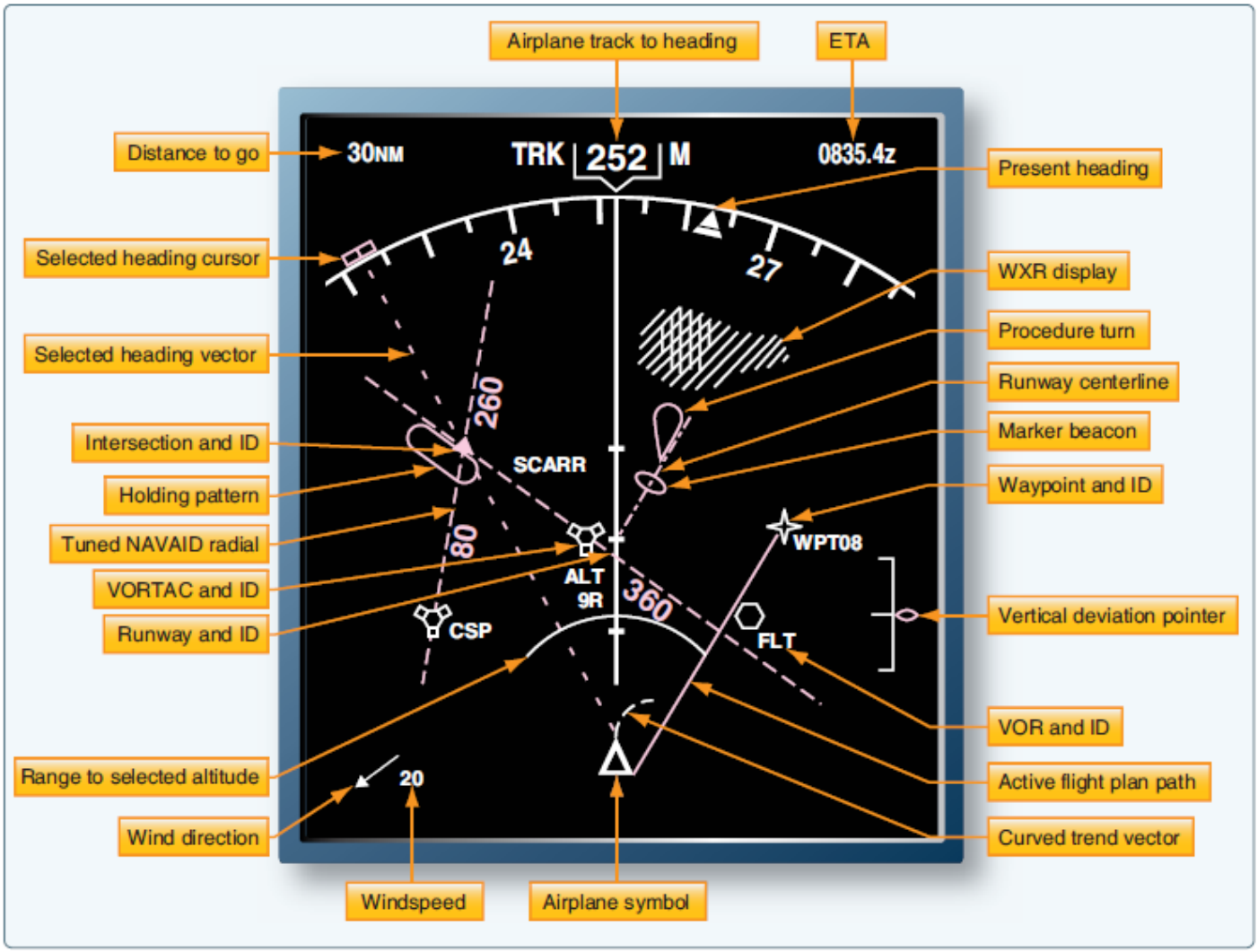
A simplified schematic of a flux gate, or slaved gyro, compass system.



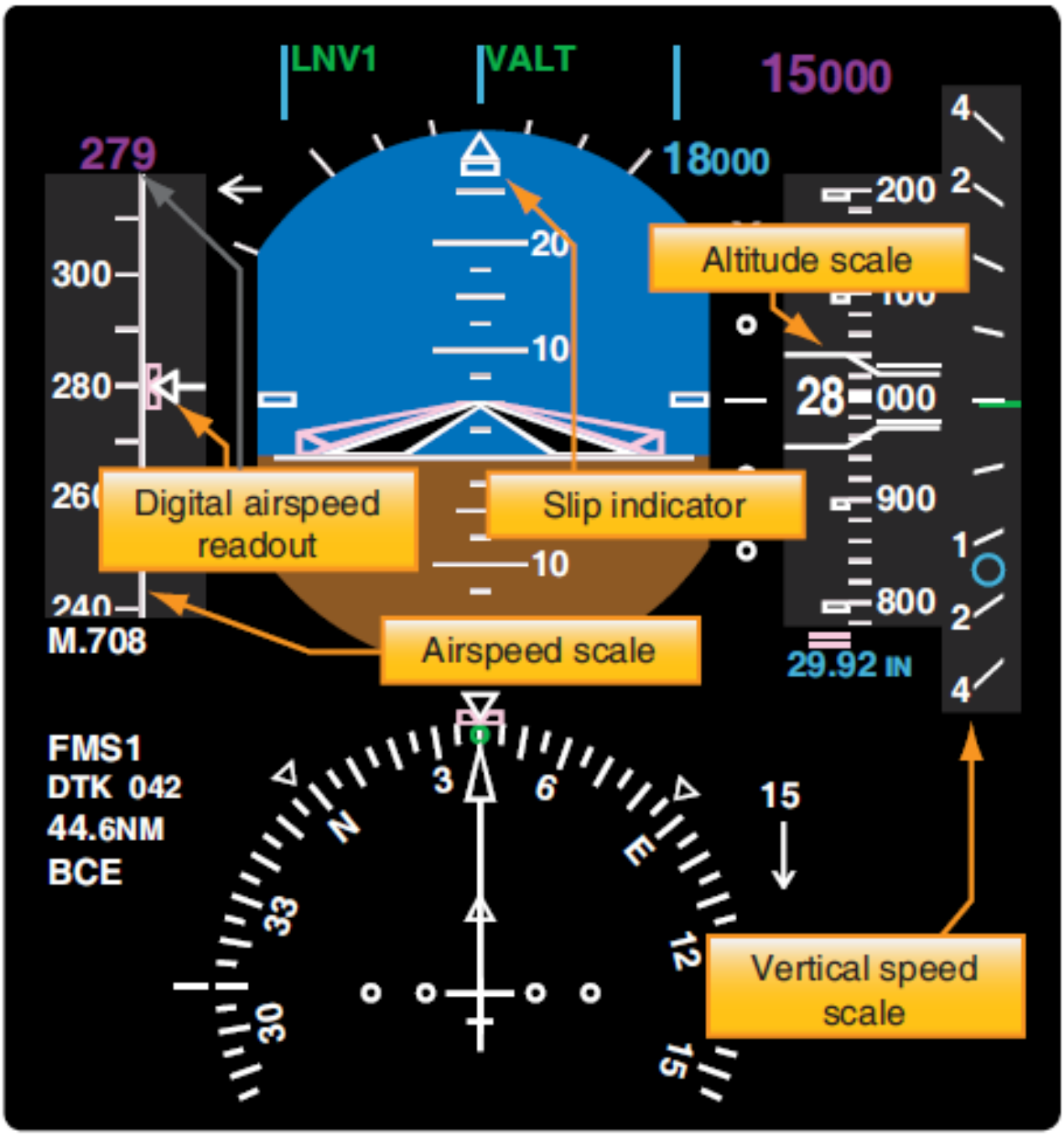
Some of the many parameters and features of an electronic attitude director indicator (EADI).



Approach and VOR mode presentation of an electronic horizontal situation indicator.



An EHSI presents navigational information for the entire flight. The pilot selects the mode most useful for a particular phase of flight, ranging from navigational planning to instrument approach to landing. The MAP mode is used during most of the flight.



An EFIS EADI displays an airspeed scale to the left of the horizon sphere and an altimeter and vertical speed scale to the right. The slip indicator is the small rectangle under the direction triangles at the top. This EFIS display presents all of the flight information in the conventional cockpit basic T.

ساعت Clock :

ساعت ها یا وسایل زمان سنجی در پرواز و ناوبری برای سنجش زمان لازم می باشند. هنگامیکه خلبان بر اساس آلات دقیق پرواز می کند ساعت جزو آلات دقیق اصلی پرواز قرار می گیرد.

برخی از کاربردهای ساعت :

۱- در تمام مواقع خلبان باید بتوانند موقعیت و زمان پروازی خود را به پایگاه و هر برج مراقبتی که در نزدیکی اوست گزارش دهد تا چارت پروازی فرودگاه دقیقا تنظیم شود.

۲- کسانیکه با موتور و میزان مصرف آن آشنا هستند می توانند در صورت خراب شدن نشان دهنده سوخت میزان مصرف را نسبت به زمان تخمین بزنند بنابراین در هر لحظه می توانند سوخت باقیمانده راحدس بزنند.

۳- چک هایی که برای سرعت هواپیما نسبت به زمین انجام می شود بدون دانستن زمان حرکت بین دو نقطه امکان پذیر نخواهد بود.

۴- ساعت در اجرای دقیق برنامه ها، ارتباط رادیویی, وسیله ای برای چک کردن آلات دقیق هواپیما از قبیل سرعت نمای عمودی و نشان دهنده ترن و بنک (Turn & Bank) لازم می باشد.

۵- در فعالیت های ناوبری دانستن زمان طی شده لازم است بویژه هنگامیکه در محیط ناآشنا قرار داشته باشیم. بنابراین در پرواز طولانی داشتن یک ساعت دقیق ضروری است.

A typical aircraft electronic clock.

A typical mechanical 8-day aircraft clock.

تمام صفحات استاندارد آلات دقیق حداقل دارای یک ساعت ۸ روزه هستند.

این ساعت ها باید از نظر ضربه دقیق نصب شوند تا عمرشان زیاد و کارشان دقیق باشد. گرچه ساعت های جدید از نظر ساختمانی محکم و در مقابل تغییرات درجه حرارت مقاوم هستند ولی باید دانست لرزش از عوامل نا مساعدیست که در طرز کار ساعت تاثیر می گذارد. خطای ساعتی که خوب نصب و دقیقا مدرج شده است نباید از ۵ ثانیه در روز تجاوز کند.

در نگهداری متداولی که بر عهده تکنسین در قبال ساعت می باشد این است که آنرا برای تنظیم چرخانده و به منظور دقت آزمایش کند مگر اینکه در اثر نصب غلط خطای آن مشاهده شود.

در چرخاندن ساعت نباید فشار زیاد بکار برد مخصوصا هنگامی که دسته آن گیر داشته باشد. در امتحان دقت ساعت، ثانویه شمار آن باید با یک ساعت دقیق دیگر برای مدتی بیش از یک ساعت مقایسه شود. متخصصان یک ساعت اتمی بر اساس تک اتم آلومینیوم ساخته اند که طی ۳/۷ میلیارد سال آینده یک ثانیه ممکن است تغییر داشته باشد (عمر کره زمین).

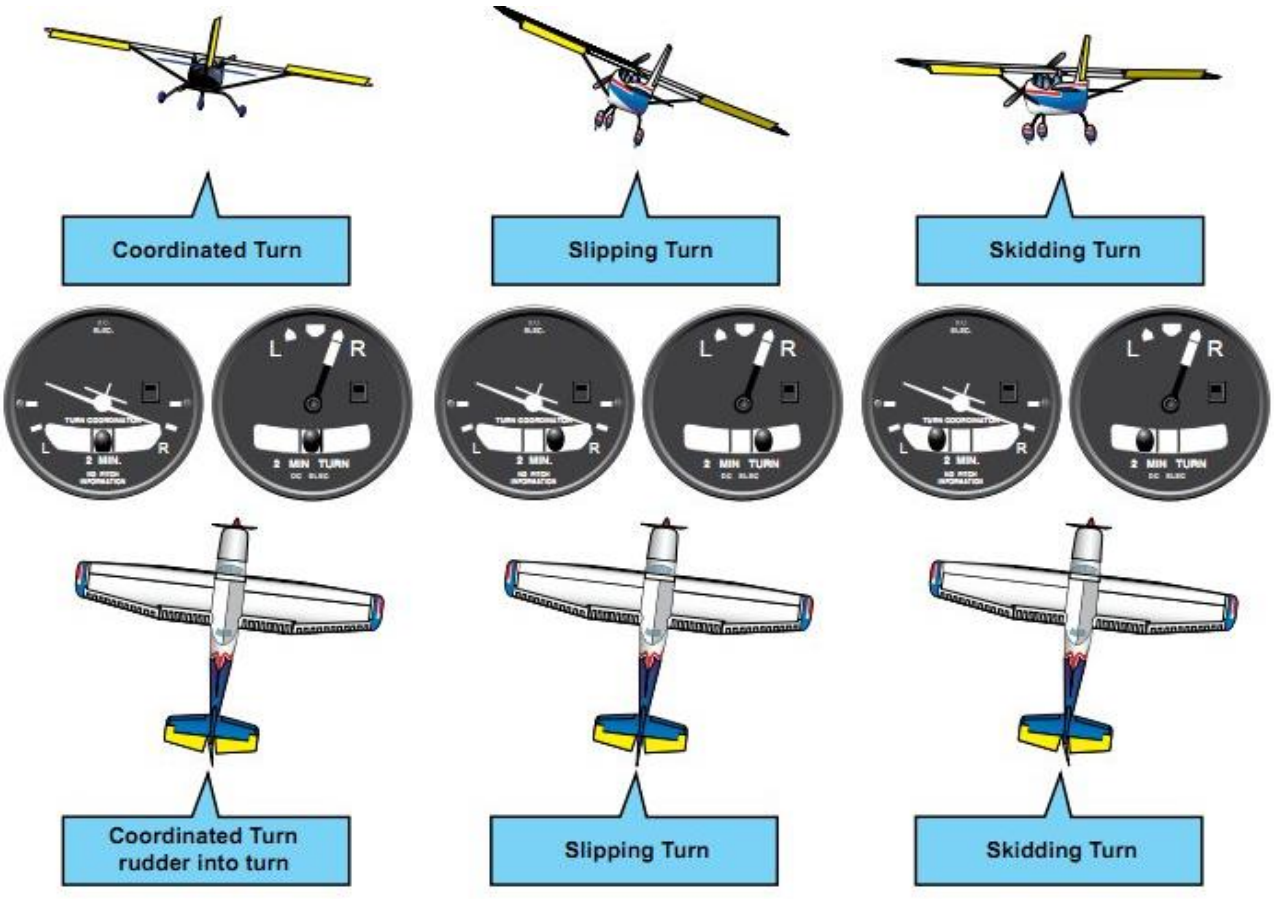
Turn And Slip Indicator ژیروسکوپ گردش و چرخش:

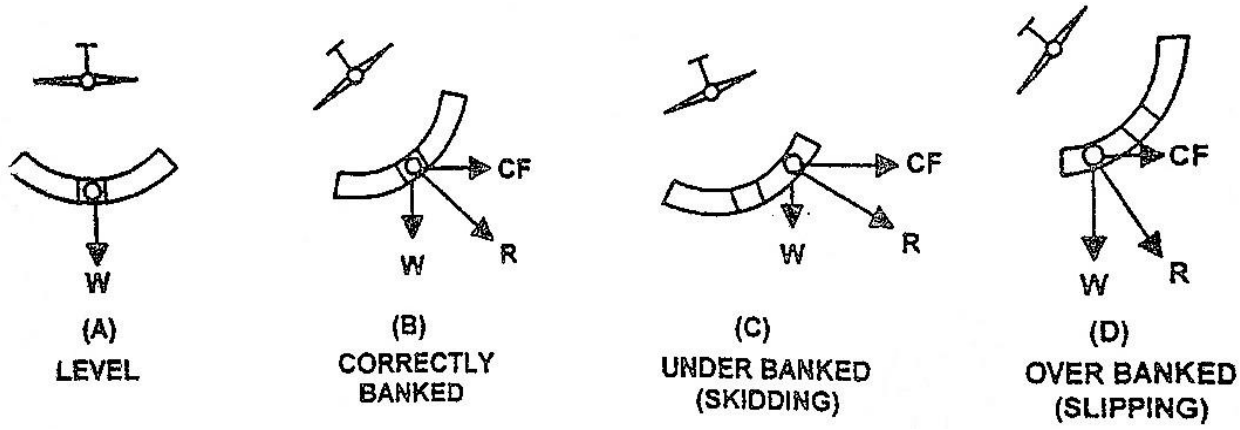
دارای ژایرو عمودی با صفحه دورانی افقی (x – x) از نوع **Rate Gyro** دارای یک گیمبال است و فقط در حالت (**foil**) می تواند حرکت کند. دارای دور حدود ۹۰۰۰ در دقیقه است و در حالت پرواز افقی توسط دو عدد فنر ثابت می ماند. یک عقربه به گیمبال متصل است و در مدار گیمبال یک دامپر سیلندر پیستون قرار دارد که در هنگام گردش از لرزش ژیرو و عقربه جلوگیری می کند.

حال وقتی هواپیما گردش می کند ژایرو **Precession** نشان داده و نیروی واکنش با نیروی روی کشش فنر برابر شده و هسته ژایرو به حالت خم ثابت می ماند و عقربه میزان واقعی **turn** را نشان می دهد و پس از خاتمه دور زدن، ژایرو توسط فنر ها به حالت افقی برمی گردد.

طبق تعریف **Precession** اگر نیرویی به ژایرو وارد شود ژایرو در جهت نیرو و ۹۰ درجه بعد واکنش می دهد. در بعضی ابزاردقیق ها عرض عقربه ۱۸۰ درجه است لذا برای گردش ۳۶۰ درجه عقربه باید به اندازه دو برابر عرض خود به چپ یا راست (**L** یا **R**) حرکت کند و در بعضی نشان دهنده ها به صورت درجه است(**Standar Rate**).

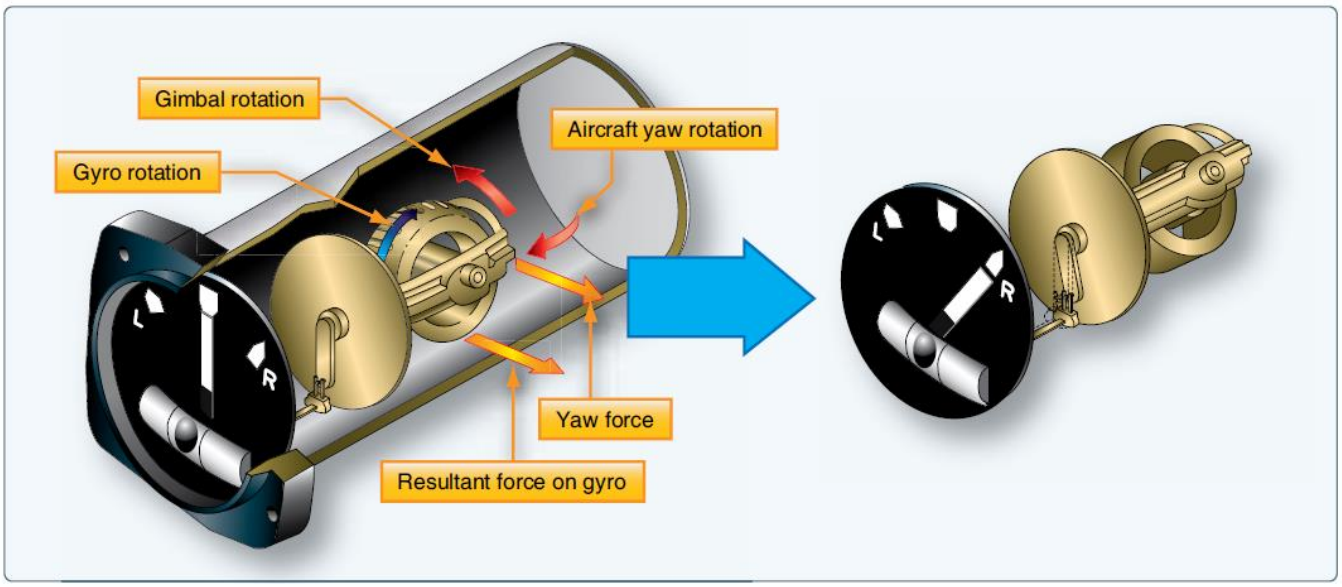
معمولا روی ابزار دقیق پارامتر ۴ دقیقه و ۲ دقیقه چاپ شده است که $\frac{360}{120} = 3$ درجه و در ۴ دقیقه برای هواپیماهای پهن پیکر $\frac{360}{240} = 1.5$ درجه حد اکثر گردش مجاز است.





نشان دهنده بالانس Balance Indicator :

این بخش ابزار دقیق Bank & Turn با روش مکانیکی مقدار Bank درست را برای یک Turn داده شده تعیین میکند. از نیروی جاذبه زمین استفاده میکند که روی یک ساچمه سیاه شناور در مایع در داخل یک لوله خمیده اثر میگذارد که در حالت پرواز افقی در وسط قرار میگیرد و مایع داخل آن باعث حرکت آرام ساچمه میشود واز قانون ارشمیدس استفاده می کند. حال اگر ساچمه در وضعیت(under bank) قرار بگیرد حالت Skid یا فرار از مدار پیش می آید که هواپیما از مدار گردش خارج شده و به حالت پیچ مرگ می افتد و اگر سرعت نسبت به زاویه Bank کمتر باشد حالت Slip یا سریدن پیش می آید که هواپیما به صورت Spin به طرف زمین می رود. پس کاربرد ابزار دقیق Turn & Bank برای انجام پرواز مانوری با حفظ خاصیت پرواز(level) حایز اهمیت است. در هواپیماهای مدرن ابزار دقیق گردش و چرخش T.B در داخل محفظه نشان دهنده افق مصنوعی ADI سوار شده و دارای صفحه نشان دهنده مشترک می باشد.

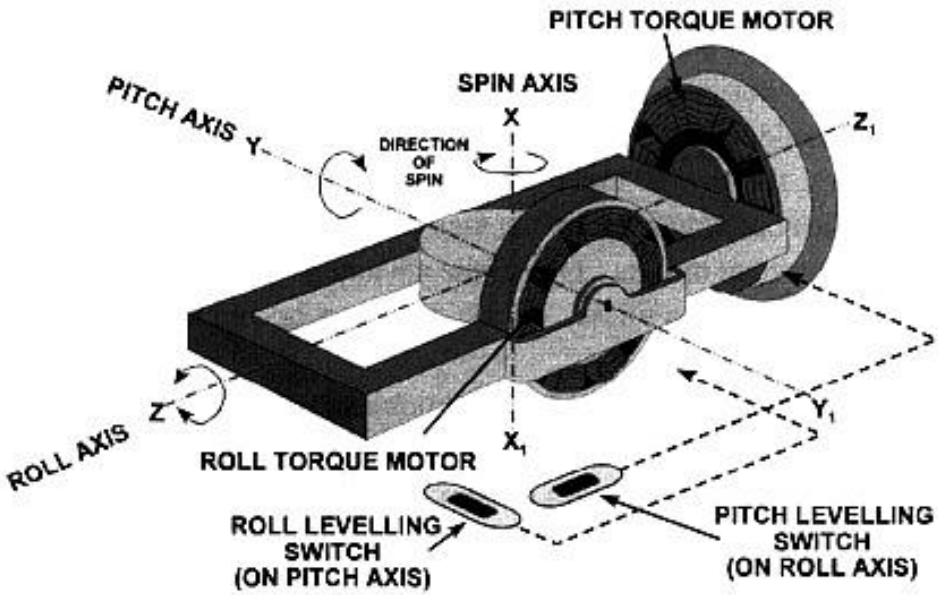


The turn-and-slip indicator's gyro reaction to the turning force in a right hand turn. The yaw force results in a force on the gyro 90° around the rotor in the direction it is turning due to precession. This causes the top of the rotor to tilt to the left. Through connecting linkage, the pointer tilts to the right.

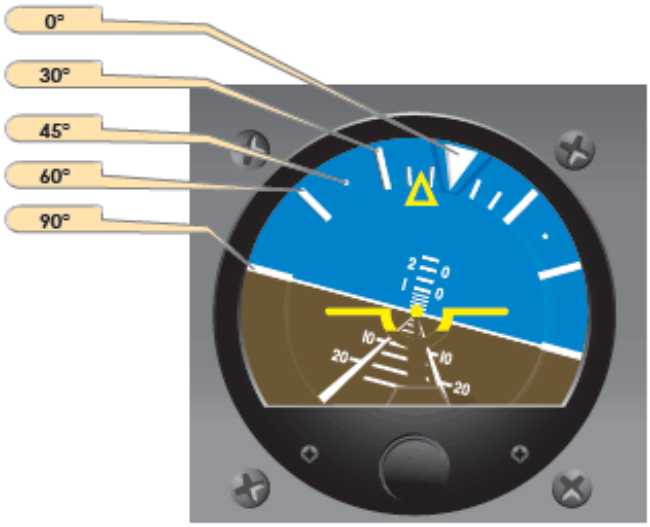
سیستم کلید تراز و موتور ترک :

برای جلوگیری از لرزش یا خم شدن هسته ژایرو این سیستم دارای دو عدد موتور مستقل است و از طریق سوییچ (**Leveling**) که یکی موازی محور طولی (**Longitudinal**) و دیگری موازی محور عرضی (**lateral**) می باشد، یعنی یکی از انحرافات **pitch** و دیگری انحرافات **roll** را آشکار کرده و محل اتصال ترانس اتوماتیک را تغییر می دهد(تغییر ولتاژ ورودی). بطور استاندارد در هنگام قرار گرفتن نقطه اتصال روی ۲۰ ولت جریانی از موتور عبور نمی کند و سیستم کاملا **level** است و در اثر تغییر ولتاژ جریان در یکی از موتورها جاری شده و گشتاور ژیرو را به حالت افقی **level** در می آورد (**Erection**).

اشاره : در گردش و چرخش و دور زدن های طولانی برای حفاظت از ژایرو و بعمل آمدن سیگنال خطا و اتصال به موتور ترک از سوییچ **Cut Off** استفاده می شود که این عمل از روش **Erection** بهتر است.



ژیروسکوپ افقی مصنوعی Attitude or Artificial Horizon :



این ژیروسکوپ از ابزار دقیق های کلیدی هواپیما می باشد که معمولا اجازه پرواز بدون آن صادر نمی شود. هسته ژایرو با استقرار افقی و چرخش حول محور عمودی y دارای قابلیت حرکت در سه بعد را داراست که در وضعیت **Attitude** هواپیما نسبت به پرواز افقی در محور جانبی **lateral** دماغ بالا – پایین **pitch** و حول محور طولی **roll** را با مقیاس درجه نشان می دهد.

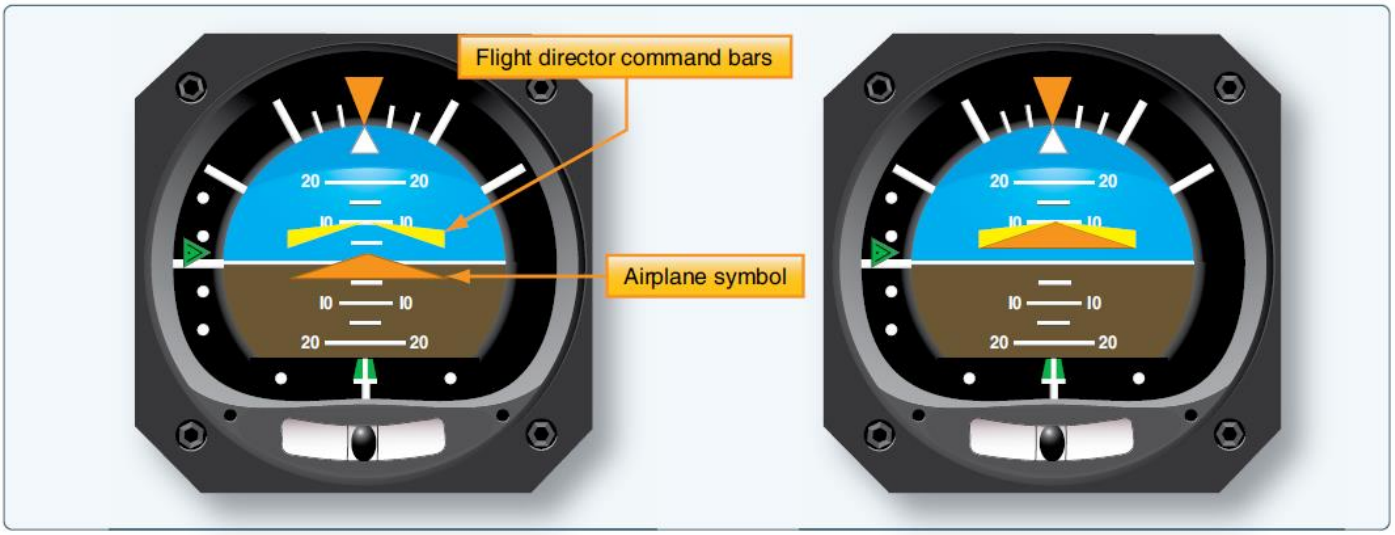
این نشان دهنده هنگام پرواز در داخل ابر یا بدون دید **IFR** حیاتی می باشد چرخش ژایرو هوایی یا الکتریکی است. محور چرخش(**spin**) ژایرو نسبت به مرکز زمین ثابت می ماند و یک میله با زاویه ۹۰ درجه نسبت به محور چرخشی نمایشگرافق محلی است. پس این نشان دهنده یک افق مرجع **reference** برای خلبان بوجود می آورد. یک مینیاتور هواپیما روی شیشه ابزار دقیق نصب است(در نشان دهنده های جدید ژایرو در داخل کره زمین قرار دارد و خط مینیاتور خط استوا می باشد) که با حرکت دماغ هواپیما **Pitch** بالا و پایین می رود و تا چند درجه قابل تنظیم است.

به رنگ آبی تیره و خاکی و دارای امکانات زیر است :

۱- خلبان شخصا می تواند مینیاتور را قبل از پرواز روی خط مرجع ژیرو قرار دهد.

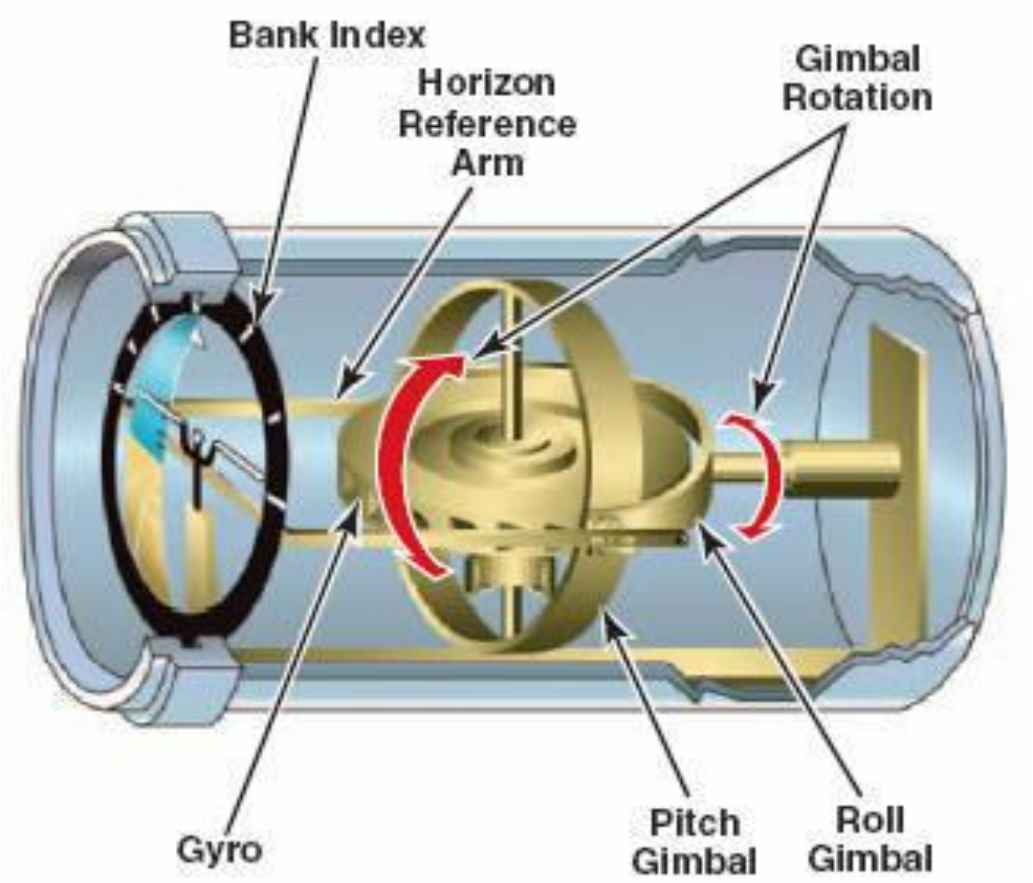
۲- در هواپیماهای سنگین که دارای افت دماغ **drift** در هنگام **full loud** می باشد مقدار **pitch** را قبل از پرواز تنظیم می کند.

ژایرو از نوع سه درجه آزادی است لذا اطلاعات در حرکت **Pitch** و **Roll** را نیز با درجه اطلاع می دهد.



ساختمان :

هسته ژیرو در واقع بالشتک موتور الکتریکی است و دور rotor ثابت است و با سرعت بالا دارای حداکثر اینرسی و صلبیت مطلوب است. محفظه موتور (case) به عنوان گیمبال داخلی که توسط بلیرینگ به محور بیرونی وصل است بکار رفته است. خط افق مصنوعی از طریق یک قرقره به گیمبال بیرونی وصل است و یک موتور گشتاور (torque) برای حفظ پایداری ژیرو با دور بالای ۲۰۰۰۰ نصب شده است تا از بروز Precession جلوگیری کند که در نوع ژایرو هوایی از طریق یک nozzle انجام می پذیرد.



نشان دهنده افق مصنوعی پشتیبان STANDBY ATTITUDE IND :

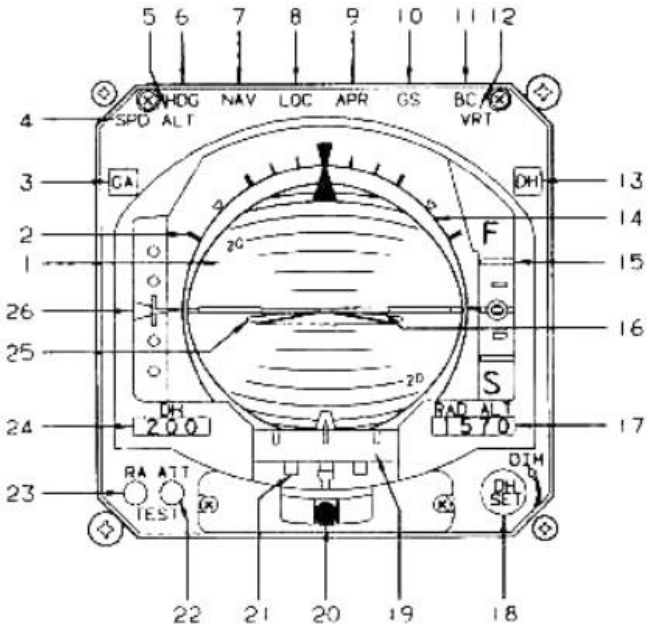
در هواپیماهای مدرن اغلب از سیستم های مجتمع استفاده می شود که شامل نشان دهنده هایی است که نه تنها داده های PITCH وROLL را از طریق ژیروسکوپ راه دور با محور عمودی نشان می دهد بلکه داده های راه یابی را از سیستم های ناوبری دریافت می کنند. در این روش به نشان دهنده افقی مصنوعی جداگانه نیاز نیست بلکه یک نشان دهنده به عنوان Standby Attitude کلیه نیازها را پوشش می دهد.

ژیروسکوپ داخلی ۱۱۰ ولت ۶۰ هرتز بوده و در صورت قطع برق ژنراتورسیستم بلافاصله به ۲۸ ولت باطری وصل میشود لذا عملکرد آن مداوم است. به جای میله و مینیاتور برای نشان دادن roll-pitch از یک کره استفاده شده است که نیمکره بالا آبی(آسمان) و نیمکره پایین خاکستری یا سیاه است. هر نیمکره به صورت درجه زمینه بندی شده است که برای اوج climb ۸۰ درجه و شیرجه ۶۰ درجه است و در حالت عادی نیز یک عقربه مقدار roll را به درجه نشان میدهد .دارای خطای قابل تنظیم نسبت به افق است و سیستم بازگشت به حالت اولیه دارد. خلبان با بیرون کشیدن لحظه ای knob میتواند erection سری انجام دهد.

اشاره : موقع take off به علت بوجود آمدن نیرویی با واحد اینرسی و ایجاد خاصیت پاندولی Take Off Error بوجود می آید که افق نمای نوع هوایی نیز این خطا را دارد.

نوع جدید افق مصنوعی Attitude Directional (ADI) :

در این نوع از سمبل ها و میله های فرمان command bar استفاده شده است و با ورود سایر اطلاعات پروازی از HIS و ... اطلاعات مختلف و متنوع را نشان می دهد. زیرا میله های command بعنوان localizer در هنگام فرود عمل می کنند.



1 Attitude Sphere
2 Roll Attitude Index
3 GA Annunciator
4 SPD Annunciator
5 ALT Annunciator
6 HDG Annunciator
7 NAV Annunciator
8 LOC Annunciator
9 APR Annunciator
10 GS Annunciator
11 BC Annunciator
12 VRT Annunciator
13 DH Annunciator
14 Eyelid Display
15 Speed Command Display
16 Flight Director Command Cue
17 Radio Altitude Display
18 Decision Height Set Knob
19 Expand Localizer
20 Inclinometer
21 Rate Of Turn Mark
22 Attitude Test Switch
23 Radio Altitude Test Switch
24 Decision Height Display
25 Symbolic Miniature Aircraft
26 Glideslope Scale/Pointer

Climbing left bank

Straight climb

Climbing right bank

Level left bank

Pointer
10°
20°
30°
45°
60°
90°
Bank scale
STBY PWR
TEST
PUSH TO CAGE
Artificial horizon
Adjustment knob

Level right bank

Descending left bank

Straight descent

Descending right bank

GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM (GPWS):

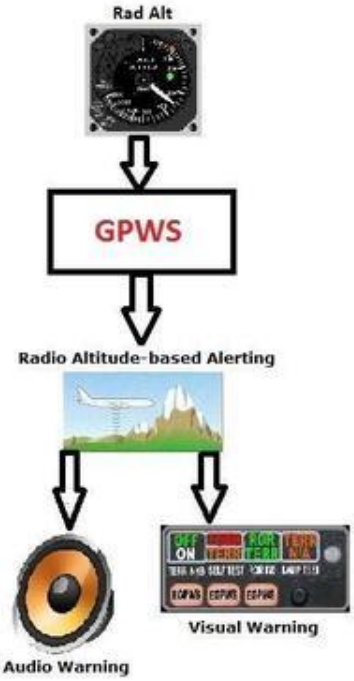
این سیستم یک سیستم اخطار دهنده ی نزدیک شدن به زمین است که به خلبان هم به صورت بصری و هم به صورت صوتی اخطار می دهد که بر خورد با زمین صورت خواهد گرفت.

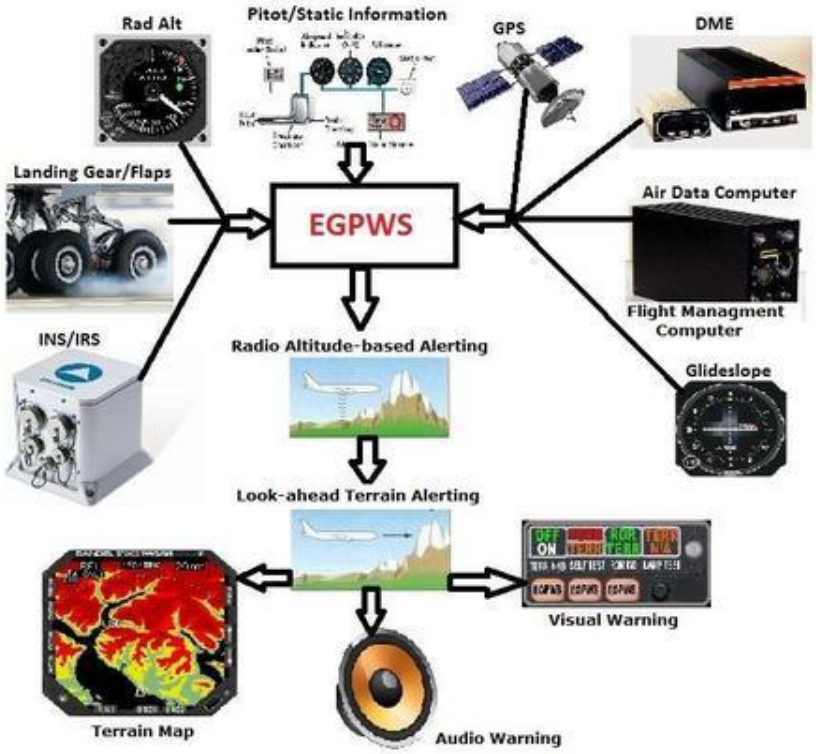
هشدار این سیستم یا به صورت صوتی است و یا به صورت بصری، در صورت عدم توجه به اخطار صدای ''whoop , whoop pull up……..'' شنیده می شود در همان موقع visual warning نیز مشاهده می شود تا هم از نظر بصری و هم از نظر سمعی به خلبان هشدار داده شود.

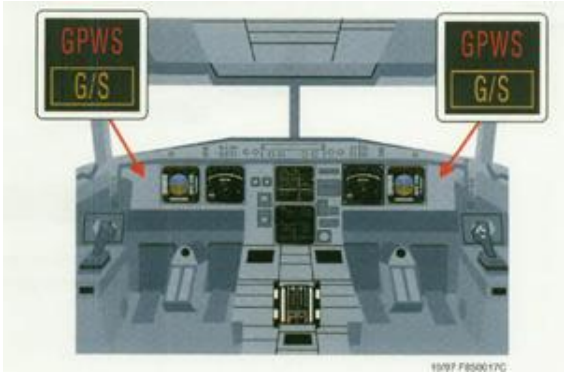
GPWS COMPUTER:

دارای ۵ ورودی است:

1-Glide Slope
2-Radio Altimeter
3-CADC
4-Flap Position
5-Landing Gear Position







CENTRAL AIR DATA COMPUTER (CADC):

فشار پیتوت و فشار استاتیک را گرفته و آنها را متناسب با تغییرات فشار هوا به سیگنال الکتریکی تبدیل می کند.

مودهای GPWS :

۱- EXCESSIVE SINK RATE

اگر هواپیمایی وارد حالت کم کردن ارتفاع شود می توان برای آن نرخ کم کردن ارتفاع تعریف کرد. اگر این نرخ کم کردن ارتفاع بیش از حد معمول باشد بدان معنا است که سیستم از کنترل خلبان خارج شده است ، این مود دو حالت دارد:

۱-۱ OUTER BOUNDARY :

که به آن UPPER BOUBDAEY نیز گفته می شود ، زمانی که نرخ تغییر ارتفاع بیش از حد باشد یک اخطار صوتی به صورت زیر شنیده می شود :

SINK RATE, SINK RATE

این اخطار هر ۰/۷۵ ثانیه تکرار می شود، و بدین معنی است که اگر با همین نرخ ارتفاع را تغییر ندهید به زمین برخورد خواهید کرد، در همین لحظه PULL UP LAMP نیز این حالت را نشان داده و روشن می شوند. اگر خلبان پرواز به این اخطار توجهی نشان ندهد وارد مرز دوم می شویم.

۱-۲ SECOND BOUNDARY :

اخطار صوتی دوم به صدا در می آید و پیام زیر شنیده می شود :

WHOOP, WHOOP, PULL UP

این اخطار نیز هر ۰/۷۵ ثانیه تکرار می شود.

۲- CLOSURE RATE

این مود را نرخ نزدیک شدن به زمین می نامند و دارای دو مرز اخطاری است:

۲-۱ FLAPS-UP

در این مورد به خلبان اخطار داده می شود که فلپ ها بسته اند ، به عبارت دیگر هواپیما در حال کم کردن ارتفاع است اما فلپ ها هنوز باز نشده اند ، سیستم به صورت صوتی به خلبان اخطار زیر را دو بار تکرار می کند.

TERRAIN, TERRAIN

یعنی به خلبان می گوید به سطح زمین نزدیک می شوید، اگر خلبان عکس العملی نشان نداد اخطار به صورت PULL-UP تغییر فرم داده و هر ۰/۷۵ ثانیه تکرار می شود، در ضمن PULL-UP LIGHTS نیز روشن می شود. وقتی هواپیما به 300ft بالای زمین برسد اخطار PULL-UP قطع شده و لامپ های مربوط به آن نیز خاموش می شوند.

۲-۲ FLAPS-DOWN

در این مورد به خلبان اخطار داده می شود که فلپ ها باز هستند، وقتی هواپیما به ارتفاع 789 ft برسد دیگر صدای اخطار صوتی ’terrain ,terrain‘‘ و نیز پیام ’’pull up‘‘ شنیده نمی شود. در حقیقت مود ۲ از radio altimeter و flap position اطلاعات دریافت می کند.

DESCENT AFTER TAKE-OFF OR ALTITUDE LOSS AFTER TAKE OFF -۳

هواپیما **take-off** می کند اما به دلایلی اوج نگرفته و شروع به کم کردن ارتفاع می کند که از دست دادن موتور ، خرابی و یا عیب الکتریکی می تواند از دلایل این حالت باشد.

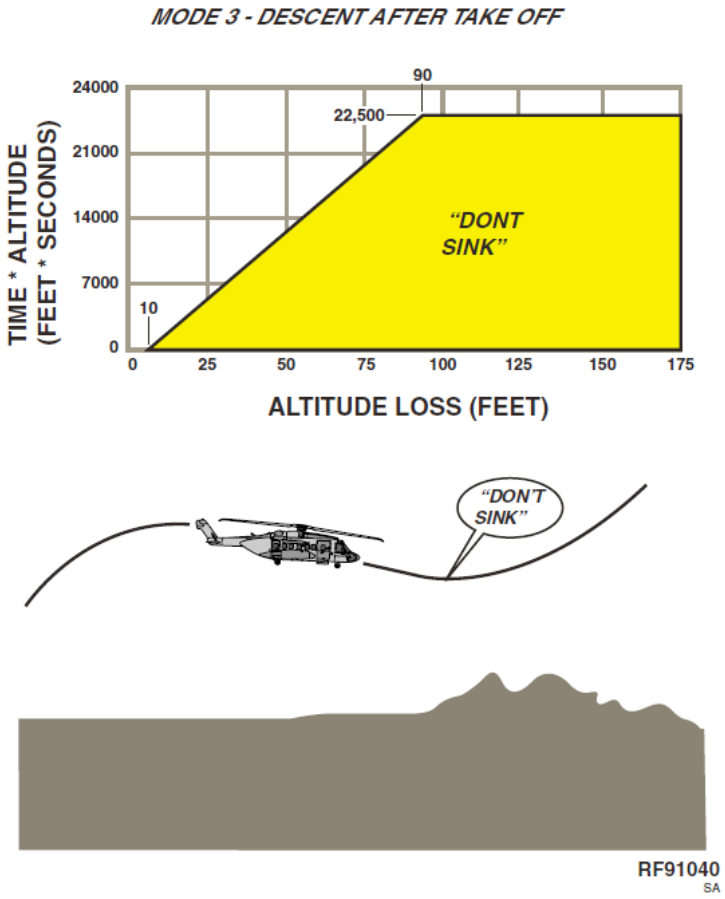
این سیستم از **65 ft** به بالا و تا **700 ft** فعال است ، موقعی که در این محدوده ارتفاع هواپیما کم شد بلافاصله همراه با از دست دادن ارتفاع اخطار صوتی زیر به گوش می رسد:

DON'T SINK, DON'T SINK

در صورت عدم توجه خلبان بلافاصله اخطار جدیدی با مضمون زیر شنیده می شود:

WHOOP, WHOOP, PULL-UP

و خلبان در این لحظه باید ارتفاع را زیاد کند، اطلاعات مربوط به این مود توسط **CADC** وارد سیستم می شود، البته یک سری از اطلاعات نیز از **Radio altimeter** گرفته می شود.



Mode 3 - Inadvertent Descent

UNSAFE TERRAIN CLEARANCE -۴

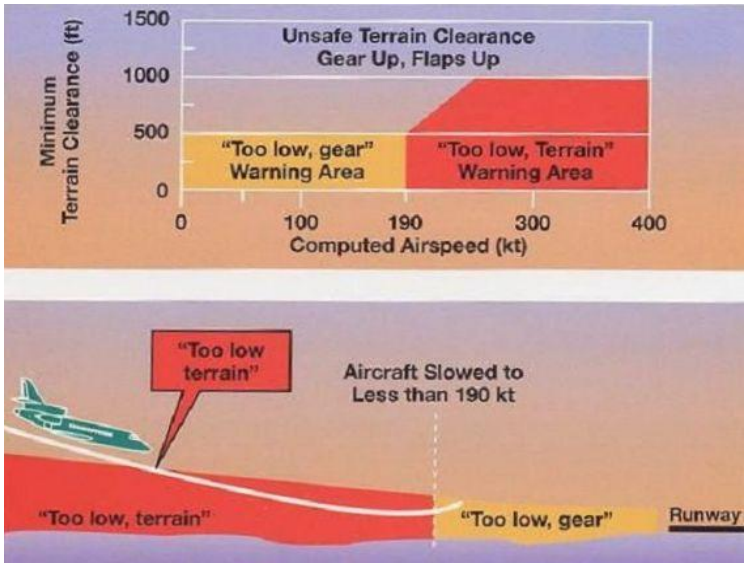
اگر هواپیمایی در حالت نشستن باشد ، در پایین تر از حد **landing position** این اخطار به گوش می رسد بنابراین این مود فقط در زمان نشستن به گوش می رسد در این حالت هم **flap** و هم **gear** باید در حالت **down** باشد.این مود دارای دو زیر مجموعه به شرح زیر است:

GEAR – UP ۱-۴

این مود به خلبان اخطار می دهد که **landing gear** ها بالا هستند، وقتی ارتفاع هواپیما به کمتر از **500ft** و سرعت آن نیز به کمتر از ۰/۳۵ ماخ برسد اخطار صوتی زیر خلبان را آگاه می کند که **gear** ها بالا هستند و خلبان در اسرع وقت باید آنها را پایین بیاورد. اخطار آن به صورت زیر است:

TOO LOW GEAR, TOO LOW GEAR

دو بار با فاصله ی ۰/۷۵ ثانیه این اخطار داده می شود و اگر عکس العملی از خلبان شنیده نشود صدای **pull up** نیز به گوش خواهد رسید.



FLAPS-UP ۲-۴

باز هم در حالت فرود هستیم، این بار فلپ ها بالا هستند در موقع فرود باید فلپ ها پایین باشند، در نتیجه در صورت عدم باز بودن فلپ ها سیستم به خلبان اخطاری به مضمون زیر می دهد :

TOO LOW FLAP, TOO LOW FLAP

به عبارت دیگر اگر **gear** ها پایین باشند اما فلپ ها در حالت فرود قرار نگرفته باشند اخطار داده می شود (در این حالت هواپیما از مرز ارتفاع **200 ft** رد شده و سرعت آن کمتر از ۰/۲۹ ماخ است).

مود ۴ از ورودی های **CADC, landing gear, flap position** و نیز **radio altimeter** بهره می گیرد.

GLIDE SLOPE WARNING -۵

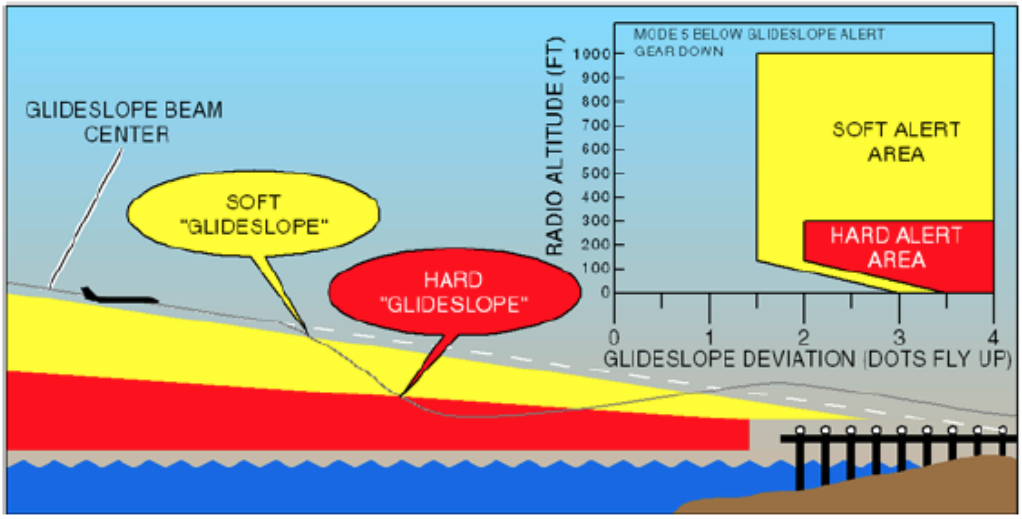
اگر هواپیما در حال نزدیک شدن به زمین باشد و در عین حال پایین تر از **glide slope** قرار گرفته باشد اخطار به مضمون زیر به گوش رسیده و چراغ های مربوط روشن می شود:

GLIDE SLOOP, GLIDE SLOPE

این اخطار **pull up** ندارد، خلبان می تواند با خاموش کردن سوئیچی که باعث فعال شدن این سیستم اخطاری می شود، آن را بشنود ، اما اگر خلبان این اخطار را شنید باید هواپیما را تا **glide slope** بالا ببرد.

این اخطار، اخطار شدیدی نیست و تنها برای متوجه کردن خلبان به کار می رود.

این مود ، اطلاعات را از **glide slope receiver** دریافت می کند.

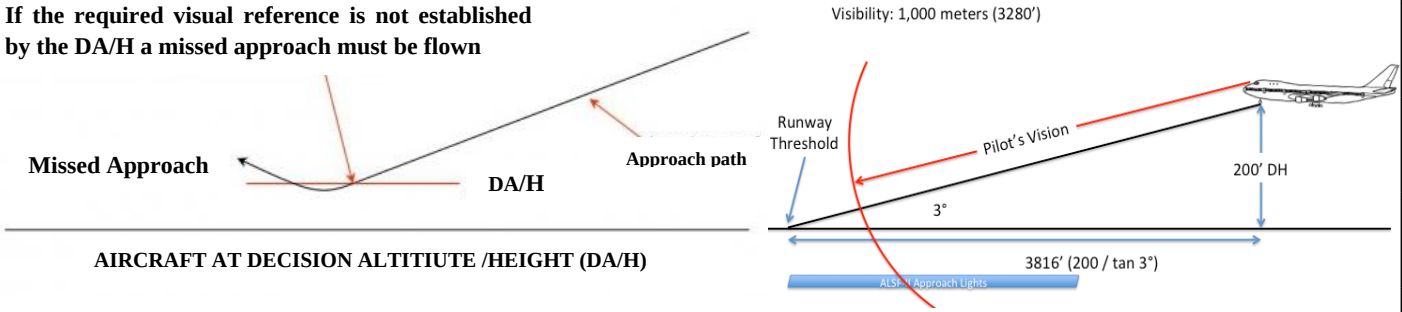


DESCENT BELOW DECISION HEIGHT -۶

گفتیم **decision height** ارتفاعی است که خلبان خود آن را وارد سیستم می کند، اگر هواپیما در زمان پرواز پایین تر از ارتفاع **D.H** قرار بگیرد اخطار زیر به گوش می رسد:

MINIMUS, MINIMUS

خلبان به محض شنیدن این اخطار باید فورا ارتفاع را تصحیح نماید.



جعبه سیاه :

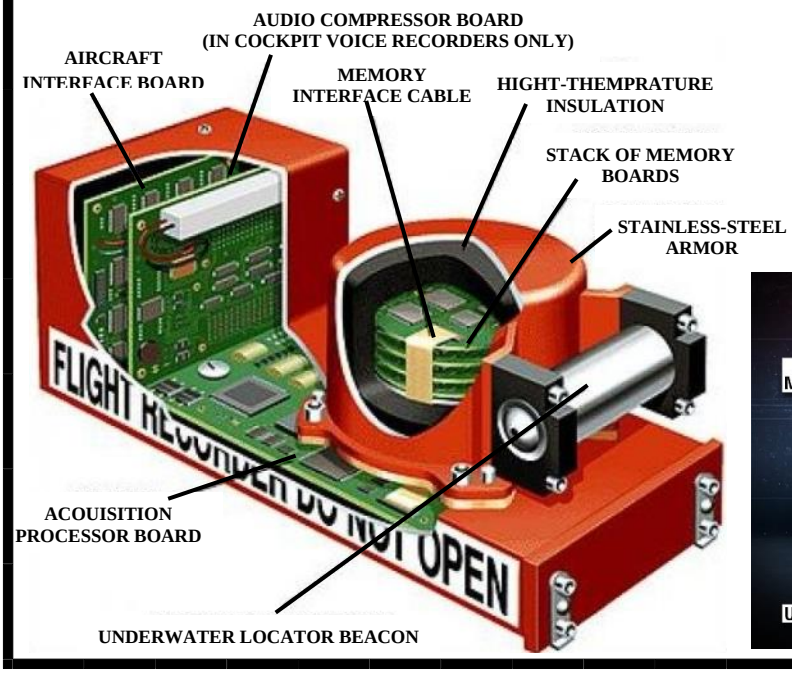
جعبه سیاه یا ضبط کننده اطلاعات پرواز در هواپیما ابزاری است که در طول پرواز جهت ذخیره پارامترهای خاصی به کار می‌رود.

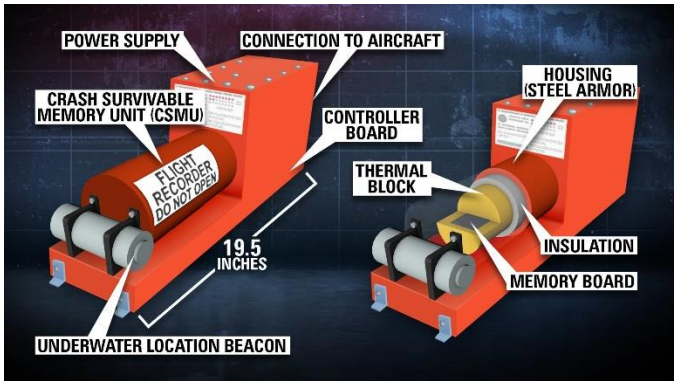
با بروز هر سانحه‌ای برای یک هواپیما سوالات زیادی در مورد علت سقوط هواپیما مطرح می‌شود. پاسخ به این سوالات به کمک دستگاه ثبت اطلاعات فنی پرواز (FDR) خلاصه (Flight Data Recorder) و دستگاه ثبت صداهای کابین و هواپیما (CVR) خلاصه (Cockpit Voice Recorder) که در مجموع جعبه سیاه نامیده می‌شود، انجام می‌گیرد. این سیستم‌ها که هر یک قیمتی بین ۱۰ تا ۱۵ هزار دلار دارند، جزئیات پرواز را در طول پرواز ضبط می‌کنند.

سیستم جعبه سیاه علی‌رغم آنچه از نامش پیداست، رنگ نارنجی روشنی دارد. داشتن چنین رنگ شاخصی به همراه نوار انعکاس دهنده متصل شده به بخش خارجی ضبط کننده بعد از وقوع سانحه در پیدا کردن جعبه سیاه بخصوص در هنگام سقوط هواپیما در آب، بسیار موثر است.

جعبه سیاه پارامترهای پروازی را ضبط می‌کند. حسگرهای زیادی از قسمتهای مختلف هواپیما از طریق سیم‌کشی به سیستم FDR مرتبط شده‌اند. زمانی که کلیدی روشن یا خاموش می‌شود، عملیات آن توسط سیستم FDR به ثبت می‌رسد. کمیت و بازه اطلاعات ضبط شده توسط این سیستم به میزان زیادی متفاوت بوده و به عمر و اندازه هواپیما وابسته است. طبق استانداردهای هوایی حداقل اطلاعاتی که باید توسط این سیستم ضبط شود شامل موارد زیر است:

- زمان
- شتاب عمودی هواپیما
- موقعیت دسته ی کنترل پرواز
- موقعیت پدال کنترل رادار
- موقعیت فرمان هواپیما
- تثبیت کننده وضعیت افقی هواپیما
- جریان سوخت
- سرعت
- ارتفاع فشاری
- جهت مغناطیسی هواپیما
- شتاب طبیعی هواپیما

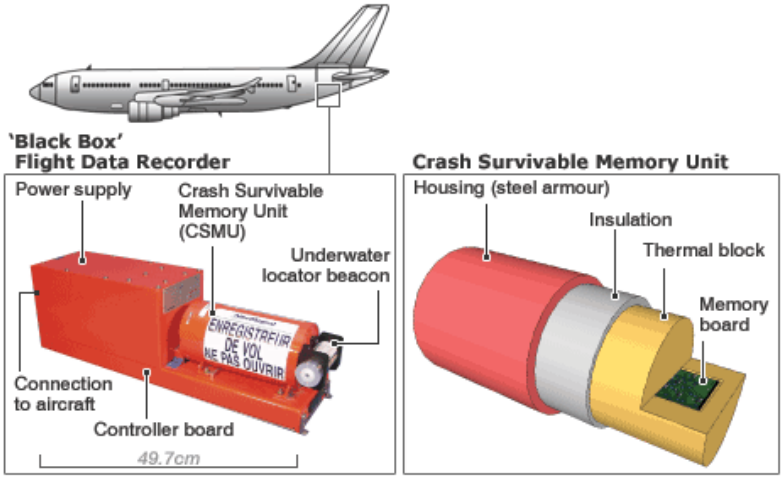


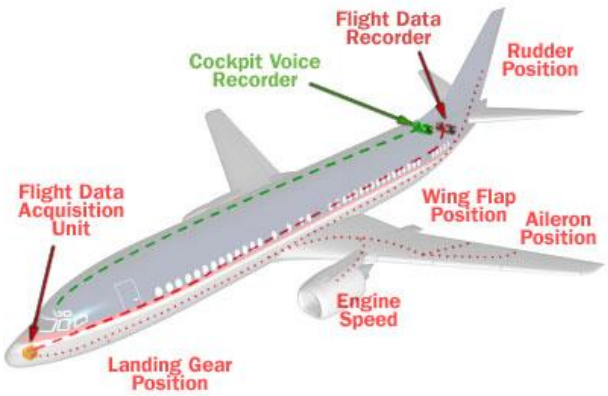


روشن و خاموش شدن میکروفون، که در زمان ارتباطهای رادیویی برقرار شده توسط خدمه را ضبط می‌کند و برای تطبیق اطلاعات ضبط شده توسط دستگاه ثبت اطلاعات فنی پرواز (FDR) و دستگاه ثبت صداهای کابین و هواپیما (CVR) بکار می‌رود. سیستم‌های کنونی به منظور بررسی تمامی جهات عملکردی هواپیما تا صدها پارامتر را ضبط می‌کنند.

مرکز تحقیقات اطلاعات پرواز بریتانیا در فارن‌بورو یکی از سه مرکزی در اروپا است که اطلاعات ثبت شده در جعبه سیاه هواپیماها را بررسی می کند. این مراکز بسیار محرمانه هستند و بر اساس قوانین بین المللی تنها بازرسان این مراکز و خدمه پرواز اجازه ورود به آنها را دارند. تحقیقات در این مراکز در اتاق‌های عایق صوتی با قفل های مغناطیسی انجام می‌شود تا جلوی هر گونه شنود الکترونیک گرفته شود. در چهار دیواری این اتاق های عایق، بلندگوهایی نصب شده تا حال و هوای داخل هواپیما را بازنمایی کنند.
در صورت بیرون کشیدن جعبه سیاه از آب، متخصصان ابتدا جعبه سیاه را در آب مقطر غوطه‌ور می کنند تا سرعت خوردگی آن را کمتر کنند و سپس آنرا به صورت کامل خشک می کنند. برای این کار جعبه سیاه را سه روز در محفظه های خشک کن قرار می دهند. در این محفظه تمام آب جعبه سیاه کشیده می شود تا رطوبت باعث از دست رفتن اطلاعات نشود. متخصصان وقتی مطمئن شدند احتمال از دست رفتن اطلاعات منتفی شده شروع به گوش دادن و بررسی اطلاعات ضبط شده می کنند. متخصصان به صداهای پس زمینه نیز با دقت گوش می کنند که بتوانند اطلاعاتی درباره کارکرد موتورها فراهم کنند. وقتی اطلاعات آماده شد، متخصصان با ترکیب صداهای ضبط شده و اطلاعات فنی دقیق، سعی می کنند تصویری از آنچه ممکن است اتفاق افتاده باشد ترسیم کنند.

در بسیاری از سوانح هوایی، معمولاً اسکلت و بقیه اجزا داخلی به میزان زیادی آسیب می‌بینند و تنها بخشی از هواپیما که سالم می‌ماند، واحدهای حافظه مقاوم در برابر سانحه است (CSMU)، که مربوط به دستگاه‌های FDR و CVR هواپیما است. دستگاه CSMU وسیله ی استوانه‌ای شکل بزرگی است که به دستگاه ضبط اطلاعات متصل شده است. این وسیله به گونه‌ای ساخته شده است که در برابر گرمای شدید، سقوط‌های سخت و فشارهای بالای چند تُن مقاوم است. در نمونه‌های قدیمی نوارهای مغناطیسی این بخش درون یک جعبه مستطیل شکل قرار می‌گرفت.





TRAFFIC COLLISION AVOIDANCE SYSTEM (TCAS):

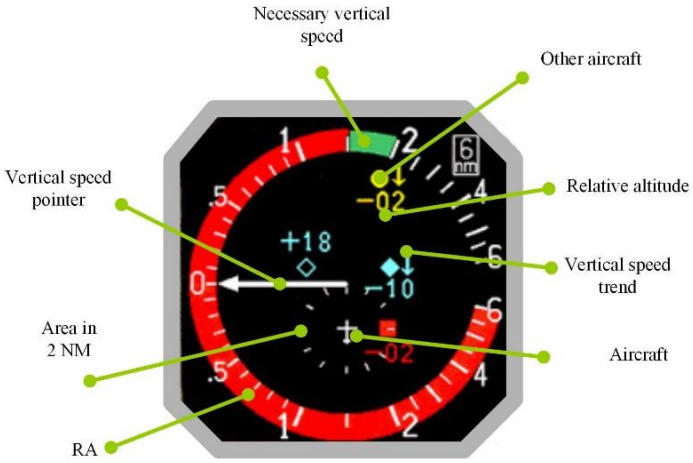
سیستم جلوگیری از برخورد ترافیک هوایی(Traffic Collision Avoidance System)

خشی از سیستم جلوگیری از برخورد نیروی هوایی است که برای جلوگیری از برخورد هوایی ساخته شده است و با استفاده از ترانسپوندر فرستنده هواپیما و مستقل ازسیستم مراقبت پرواز عمل می‌کند. این سیستم فضای اطراف هواپیما را پوشش می‌دهد و به سیگنال ارسالی از هواپیماهای دیگر نیز پاسخ می‌دهد.

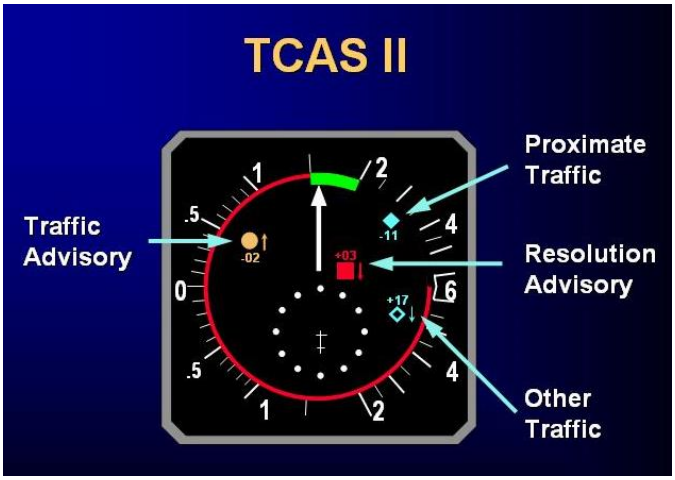
- **TCAS I:**

برای هواپیماهای کوچک برنامه ریزی شده است .این سیستم تنها قادر به آشکار سازی هواپیماهای نزدیک به هم در یک ارتفاع پروازی و نشان دادن جهت تقریبی هواپیماهای دیگر می باشد. خلبان نیاز دارد هواپیمایی را که خطر برخورد دارند را شناسایی و خودش اقدامی را برای اجتناب از تصادف انجام دهد.

- **TCAS II:**



برای هواپیماهای پهن پیکر طراحی شده است.در این سیستم هواپیماهای نزدیک به هم چه از لحاظ موقعیت عمودی و هم از لحاظ موقعیت افقی پرواز بر روی صفحه نمایش داده می شوند و همچنین زمان نزدیک شدن هواپیما ها به هم نیز پیش بینی می شود.جهت هواپیمایی که احتمال برخورد را دارد نیز برای خلبان نشان داده می شود و به خلبان **advise** می کند.اگر خلبان قادر به شناسایی هواپیمای دیگر نباشد و خودش اقدامی برای دوری از تصادف انجام دهد سیستم توضیحات لازمه را به خلبان گوشزد میکند.اگر هواپیمایی که احتمال برخورد با آن وجود دارد نیز به سیستم **TCAS** مجهز باشد مانور پروازی مرتبط و هماهنگ با دیگر هواپیما با بکارگیری لینک اطلاعات **mode S** می شود.

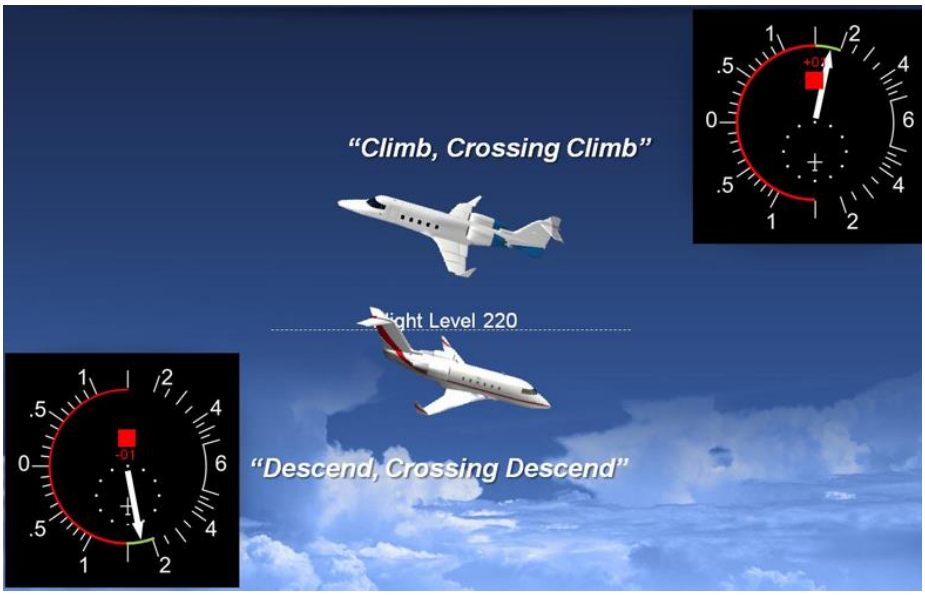


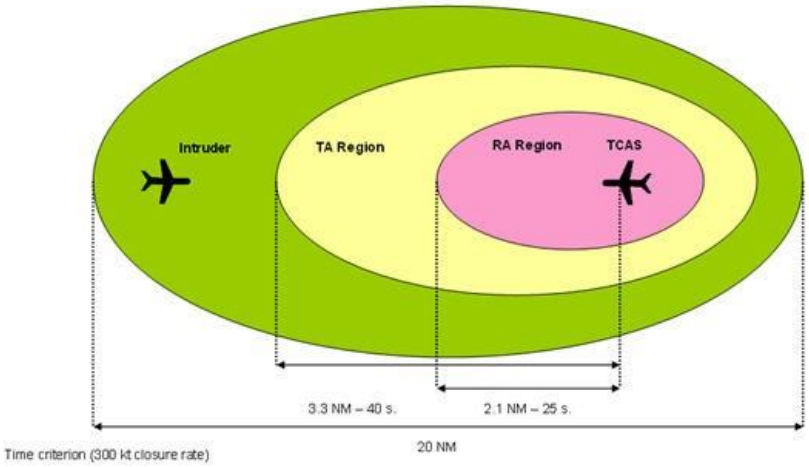
- **TCAS III:**

این سیستم که بعنوان بهبود یافته ی TCAS II شناخته شده برای هواپیماهای تجاری بزرگ انتخاب شده است. تفاوت اصلی این نوع سیستم با سیستم قبلی به کارگیری یک آنتن با دقت بالاتر می باشد که شامل هدایت افقی نیز می باشد.

روش کار :

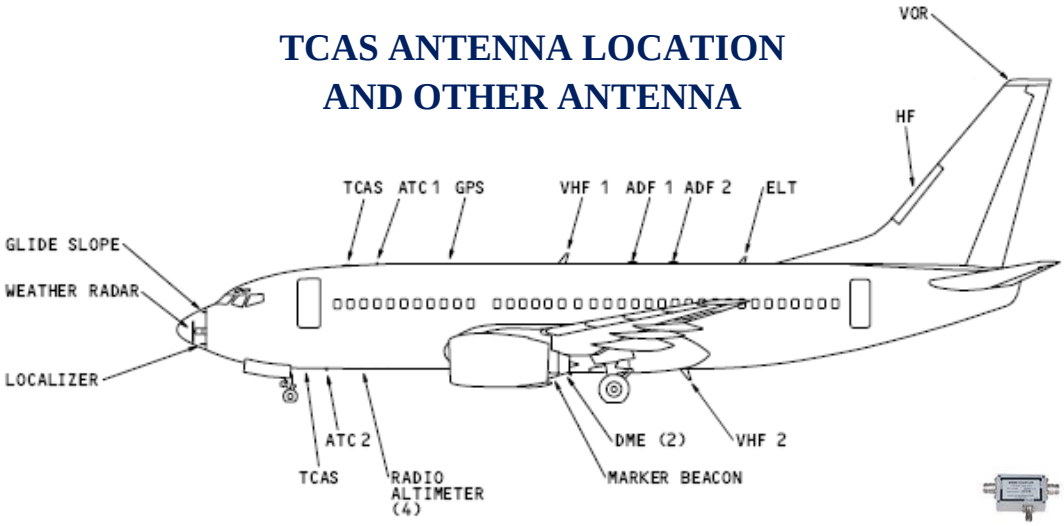
اولین مرحله پردازش آشکار سازی هواپیمایی است که احتمال برخورد را دارند. تا زمانی که اکثریت هواپیماها به فرستنده mode S مجهز شوند معمول ترین روش آشکار سازی هدف پرسش در mode C می باشد. یک پرسش کننده mode C پاسخ ارتفاع را از یک هواپیمای مجهز به فرستنده mode S و یک کد کننده ارتفاع دریافت می کند.





Example of ACAS Protection Volume between 5000 and 10000 feet

TCAS ANTENNA LOCATION AND OTHER ANTENNA



TCAS SYSTEMS