بررسی عملکرد سیستم های ناوبری هواپیما

چکیده

ADF جهت یاب اتوماتیک که از این پس به نام ADF آن راخواهید دید از دو آنتن تشکیل شده که عبارتند از:

۱-آنتن Loop که حداقل انرژی را دریافت کرده و وظیفه اش نشان دادن جهت Beacon مربوطه است.

۲-آنتن Sense که یک آنتن Omnidirectional همه جهته می باشد که برخلاف آنتن Loop ماکزیمم انرژی را دریافت می کند.

VOR یک سیستم کمک ناوبری است که جهت نشان دادن سمت پرواز به سوی یک ایستگاه زمینی و ناوبری بین مسیر ها استفاده میشود.

DME وسیله ای است که فاصله هواپیما را از یک ایستگاه زمینی اندازه گیری می نماید.جهت دقت و اطمینان بیشتر در DME بر خلاف سیستم رادار که از مکانیزم ارسال امواج و انعکاس آنها بعد از بر خورد به مانع استفاده میشود،عمل انتقال امواج دو طرفه بوده بدین معنی که هم هواپیما و هم ایستگاه زمینی مبادرت به ارسال امواج می نمایند.

ILS در انتهای پرواز خلبان باید سرعت هواپیما را کاهش دهد و هواپیما را در ابتدای باند فرود هدایت کند و با حداقل سرعت چرخها را به زمین برساند. برای چنین کاری خلبان در سطح پروازی ۱۰۰۰ پا حداقل به ۳ مایل دید نیاز دارد و در صورتی که به علل متفاوتی از قبیل مه آلود بودن هوا بارندگی و ... نتواند باند فرود را ببیند نیازمند سیستمی برای فرود است.

TCAS[1] یا همان وسیله ای کاربردی در هواپیماهای امروزی میباشد که بطور خلاصه وسیله ای کارآمد در جداسازی ارتفاعی و جهتی در مواقعی که احتمال برخورد وجود دارد است .

[1] - Traffic Collision Avoidance System

GPWS این سیستم هشدارهائی از نوع بینائی و شنوائی تولید میکند.اگر مسیر پروازی طوری باشد که هواپیما با کوه یا زمین برخورد کند یا اینکه هواپیما در زمان فرود با سیستم ILS از Glide Path منحرف شده باشد و در شرایط دیگری که پیش تر گفته خواهد شد،فعال میشود.

مقدمه

ناوبری مجموعه شامل تمام تغییرات هدفمند مکانی است و تقریبا یک هنر محسوب می شود .در گذشته افراد از حواس خود برای تعیین جهت،سرعت و مکان استفاده می کردند.جهت یابی در آن روزها به دلیل وجود نشانه های خاص[1] کار زیاد مشکلی نبود.

امروزه هیچ یک از وسایل قدیمی به کار نمی آیند و به جای آنها ابزاری چون قطب نما[2] ، کورنومترها و زاویه یاب های اجرام آسمانی[3] ، به کمک ناوبری آمده اند.

در قرن شانزدهم قطب نما ،ساعت،دوربین مهندسی زاویه سنج یا تئودولیت[4] و سرانجام crude chart ها برای ناوبری در دسترس قرار داشتند.

در یانورد بزرگ [5] در قرن شانزده میلادی با کمک این ابزار زمین را با کشتی خود دور زد.

در قرن هجدهم،کورنومتر که یک ساعت بسیار دقیق است ساخته شد.دریانوردان با کمک این ابزار و یادداشت زمان عبور می توانستند طول جغرافیایی محل حضور خود را بیابند.

در قرن بیستم الکترونیک وارد عرصه ی ناوبری شد و جای ابزار مکانیکی را گرفت و به طور گسترده مورد استفاده قرار گرفت.

یک دریانورد موفق این ابزار را به کار می گرفت و بسته به آگاهی و دانش خود نتیجه گرفته و تصامیم مناسب اتخاذ می کرد.

تکنولوژی مدرن نقش اصلی و مهمی را در ناوبری ایفا کرده و باعث تکامل و افزایش توانایی انسان ناوبر می شود.

---

1 - land mark
2 - compass
3 - sextants
4 - theodolite
5 - Magellan

پس از آنکه مگنت کشف گردید آن را به صورت magnet bar در آوردند و مشاهده کردند که به یک سمت خاص می ایستد.می دانیم هنگامی که دو آهن را کنار هم قرار می دهیم قطب های همنام آن یکدیگر را دفع و قطب های ناهمنام یکدیگر را جذب می کنند و اگر یکی از آنها را معلق نگه داریم می بینیم که به یک سمت ثابت می ایستد و در واقع قطب مثبت و منفی زمین را نشان می دهد.

چون در قدیم مشرق و مغرب را به دلیل طلوع و غروب خورشید می شناختند توانستند با استفاده از مغناطیس شمال و جنوب را تعریف کنند.

همانطور که قبلا ذکر شد ناوبری عبارتست از فرآیند جهت یابی مکانی یک هواپیما از نقطه ای به نقطه ی دیگر . و شامل مکان،جهت،زمان و سرعت می باشد.

Craft می تواند هر وسیله ی نقلیه ای باشد که به صورت هدفمند حرکت می کند.

ناوبری امری ضروری جهت انجام موفقیت آمیز هر پروازی تلقی می شود و باید توسط یک شخص مجرب مانند خلبان ، کمک خلبان و یا شخصی که در روی زمین خلبان را به وسیله ی رادار و تجهیزات ارتباطی دیگر راهنمایی می کند انجام پذیرد.

تجهیزات رادیویی مختلف ، لامپ ها، ابزار و ... که برای ناوبری یک وسیله به کار میروند را وسایل کمک ناوبری می نامند.

انواع ناوبری و اهداف آن

۱-۱ اهداف ناوبری

در زمان های پیش،ناوبری وسایلی که با سرعت کم حرکت می کردند به منظور پاسخگویی به سوالات اصلی زیر بود

کجا هستم؟

و بنابر پاسخ این سوال کاپیتان تصمیم می گرفت که به مسیر کنونی خود ادامه دهد یا در آن اصلاحاتی را اعمال کند (در آن هنگام چون تعداد هواپیماها و امکانات آنها کم بود بیشتر از حس بینایی استفاده می شد و بخاطر کم بودن ارتفاع می توانستند از نشانه های زمینی [۱] استفاده کنند)

هنگامی که سرعت و تعداد هواپیماها زیاد شد اهمیت وقت تلف شده بین محاسبه و تصمیم گیری بیش از پیش بر همگان معلوم گشت و ناوبری حساس تر گردید.

سوالی که برای ناوبر مطرح شد عبارت بود از :

کدام راه را بروم و فاصله ی من تا مقصد یا نقطه ی بعدی چقدر است؟

هنگامی که تعداد هواپیماها بیشتر شد در فضای قابل دسترسی برای هر هواپیمای منحصر به فرد محدودیت پیش آمد و ترافیک های هوایی تعریف شد و سوالی که برای ناوبران به وجود آمد عبارت بود از:

کجا هستم و در زمان تعریف شده باید در کدام نقطه باشم؟

از این رو استخراج و انتقال به موقع اطلاعات و هدایت آنها به اتوپایلت برای راهنمایی کامپیوتر هواپیما امری الزامی و متعارف تلقی شد.

پرواز ها به چند گونه انجام می پذیرد :

V.F.R [۲] بر اساس بینایی پرواز می کردند و بر اساس نمای بیرون مسیر خود را پیدا می کردند.

I.F.R [۱] با استفاده از آلات دقیق پرواز می کردند.

[1] - land mark
[2] - Visual Flight Rule

۱-۲ انواع ناوبری

در ناوبری به تعیین مکان هواپیما و مسافتی که باید طی شود تا به مقصد برسیم نیازمندیم امروزه از روش های ناوبری که به این شرح تقسیم بندی می شوند استفاده می شود:

ناوبری بصری با استفاده از حواس خلبان [۲]

ناوبری آسمانی یا نجومی [۳]

ناوبری محاسباتی یا قیاسی [٤]

ناوبری با استفاده از امواج رادیویی [٥]

حال به شرح هریک از آنها می پردازیم:

۱-۱-۲ ناوبری بصری با استفاده از حواس خلبان:

در این روش خلبان موقعیت خود را روی نقشه به وسیله مشاهده ی land mark های مشخص تثبیت می کند.مثلا در ناوبری هوایی موقعی که زمین قابل مشاهده است ناوبر می تواند شاخصه های مانند رودخانه ها،خطوط ساحلی ، تپه ها و ... را دیده در نتیجه موقعیت مکانی خود را تثبیت کند.

حتی در شب نیز ساختمانها و شهر ها می توانند اطلاعاتی را در مورد مکان و موقعیت به ناوبر نشان دهند. در این روش داشتن دید مناسب یکی از شروط مهم می باشد هم چنین بهره گرفتن از یک رادار محلی که به آن electronic pilotage گفته می شود می تواند استفاده از این روش را ساده تر کند.

حسن استفاده از electronic pilotage در آن است که چون رنج آن اصولا بالا می باشد در نتیجه می توان از آن در شرایط خاص مانند محدودیت دید استفاده کرد.به علاوه سنجش و محاسبه ی مسافت ها و فواصل

---

[1] - Instrument Flight Rule
[2] - navigation by pilotage or visual contact
[3] - celestial or astronomical navigation
[4] - dead-reckoning navigation
[5] - Radio navigation

اشیاء توسط این ابزار دقیق تر از مشاهده معمولی می تواند انجام پذیرد . با توجه به این مزایا ، رادار می تواند به عنوان یک وسیله کمکی ارزشمند در حالات خاص مورد استفاده قرار گیرد.

هر دو روش pilotage به تشخیص درست مشخصه های زمینی و نقشه های دقیق و کامل نیازمندند.

۱-۲-۲ ناوبری آسمانی یا نجومی:

Celestial navigation که astronomical navigation نیز نامیده می شود توسط محاسبات زاویه ای مکان ستاره ها و اجرام آسمانی بیان می شود در تقویم نجومی[1] مکان اجرام آسمانی در اوقات مختلف زمانی (طبق نصف النهار گرینویچ) نوشته شده و قابل دسترسی می باشد.

ناوبر ارتفاع اجرام آسمانی را به وسیله ی زاویه یاب فلکی[2] محاسبه کرده و زمانی که برای محاسبه لازم است را دقیقا بوسیله ی کورنومتر یادداشت می کند.

این دو محاسبه برای تثبیت موقعیت مکانی هواپیما روی یک دایره در سطح کره ی زمین کافی است.

اگر دو محاسبه مشابه یکدیگر انجام شود،مکان هواپیما می تواند به عنوان یکی از دو نقطه ی تقاطع روی دایره مشخص شود اگر مکان هواپیما تقریبا شناخته شود ابهام در مورد صحت یکی از دو نقطه ممکن است بر طرف شود،بعضی اوقات یک مشاهده سوم می تواند ابهام را برطرف کند.

[1] - almanac
[2] - sextant

۱-۳-۲ ناوبری محاسباتی یا قیاسی [1]:

در این روش ناوبری ، مکان هواپیما فورا با توجه به محاسبه ی مکان قبلی آن و سرعت کنونی و نیز جهت حرکت آن با توجه به حرکت زمین محاسبه می شود بدین معنا که از بردار سرعت [2] و مدت زمان در خط سیر معین [3] استفاده می کنیم.

واژه ی dead – reckoning بر محاسبات استنتاجی دلالت می کند.

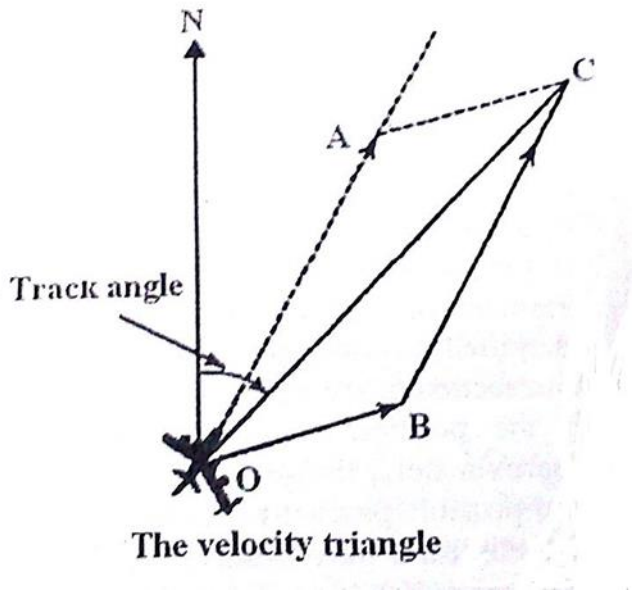
این روش معمول ترین و پر استفاده ترین روش ناوبری است و در آن به یافتن جهت حرکت هواپیما که track angle گفته می شود و نیز به یک نشان دهنده ی سرعت [4] نیازمندیم.

ما یحتاج ما در این نوع ناوبری ممکن است شامل یک قطب نما [5] و یک نشان دهنده ی سرعت در هواپیما و یک جدول مکانیکی [6] در کشتی ها نیز می باشد .

اگر هواپیما در محیطی که بی تغییر و ثابت است در حال حرکت باشد (البته این شرایط به ندرت اتفاق می افتد) محاسبات بر اساس سرعت و با در نظر گرفتن نمودار زیر ارزیابی می شود.

---

[1] - dead – reckoning
[2] - velocity factor
[3] - elapsed time
[4] - speed indicator
[5] - compass card
[6] - mechanical log



شکل ۱-۱ مثلث سرعت

در این نمودار ، هواپیما در یک جهت معلوم و در راستای OA در حال حرکت است که به آن Heading هواپیما گفته می شود . بردار سرعت باد را با OB و بردار سرعت هواپیما که نتیجه ی تلفیق دو بردار OA و OB است را با OC نشان می دهند.

زاویه بین بردار OC و N(شمال) را Track angle می نامند.

واضح است که Heading و زاویه Track الزاما با هم یکی نیستنند مگر اینکه جهت وزش باد دقیقا در جهت OA و یا کاملا برعکس با OA باشد.

باد جانبی باعث می شود که Heading هواپیما از مسیر ایده آل منحرف شود.سرعت هوا و سرعت زمینی وقتی باد وجود دارد با هم یکی نیستند.

سرعت زمینی [1] و جهت می توانند با کمک رسم مثلث سرعت محاسبه و تعیین شوند .اگر سرعت باد مشخص شود ناوبری از راه DR ممکن خواهد بود.مشابه همین قضیه برای کشتی ها نیز صدق می کند با این تفاوت که در ناوبری کشتی باید اثرات جزومد را نیز مد نظر داشت.

ناوبری به روش محاسباتی یا قیاسی دارای خطاهای محسوسی است که با چک های متفاوت و به موقع در حین انجام کار میتوان اثر آنها را کمرنگ نمود.

در ناوبری هوایی،سرعت باد معمولا از طریق گزارشات هواشناسی و یا ارتباط با ایستگاه های هواشناسی زمینی مشخص و معلوم می گردد.

در پرواز های بلند مدت روی آب ، هواپیماهای مدرن معمولا کوتاه ترین مسیر های پروازی را انتخاب می کنند . بدین معنا که در این مسیر ها مدت پرواز کمترین مقدار ممکن است . در صورت عدم وجود باد ، این مسیر کوتاه ترین راه از نقطه ی ابتدا تا نقطه ی مقصد می باشد.

اما حضور باد به خصوص بادهای پرسرعت که در ارتفاعات بلند جریان دارند موقعیت را به خطر می اندازند .مسیری که در آن کمترین مدت پرواز صرف می شود تحت تاثیر این بادها ممکن است از نظر جغرافیایی طولانی تر شود.

اگر شرایط جوی منطقه پروازی شناخته شده باشد یک ناوبر با تجربه می تواند مسیری را برای پرواز انتخاب کند که از نظر مسافت [2] طولانی ترین ولی از نظر مدت پرواز کوتاه ترین مسیر محسوب شود.این مسیر ناوبری را pressure pattern navigation می نامند.

تجهیزات مورد نیاز برای این ناوبری عبارتند از یک ارتفاع سنج بارومتریک [3] و یک ارتفاع سنج رادیویی [4] برای برای تعیین ارتفاع مطلق [5]

[1] - Ground speed
[2] - Geographically
[3] - barometric altimeter
[4]- radio altimeter
[5] - absolute altitude

ناوبر در ارتفاعی با فشار ثابت پرواز می کند و تغییرات ارتفاع را در یک فاصله زمانی نسبت به ارتفاع مطلق یادداشت می کند.با کمک این اطلاعات او می تواند جهت باد جانبی را که برای dead-reckoning مورد نیاز است تخمین بزند و آن را مانند یک چک اطلاعاتی حفظ کند.

۱-٤-۲ ناوبری رادیویی [1]

در ناوبری رادیویی پیدا کردن موقعیت هواپیما بر اساس استفاده از راه های الکترونیکی است در این روش می توان از تکنیک های مختلف در مکان یابی استفاده کرد.

قبل از اینکه با انواع سیستم های رادیویی آشنا شویم لازم است به برخی نکات اساسی در زمینه ناوبری اشاره شود.ابتدا به بررسی چگونگی تقسیم بندی زمین به وسیله ی خطوط عرض و طول جغرافیایی و رابطه ی آن با زوایا و فواصل می پردازیم.

۱-۳ کره زمین [2]

انسان دریافت برای تسهیل حرکت روی سطح کره ی زمین لازم است موقعیت خود را توسط وسایلی که در دسترس قرار دارند تعریف و تثبیت کند.

آگاهی در مورد زمین ، حرکت دورانی ، عبور خورشید و نیز دانش انسان در مورد راه ها او را قادر ساخت تا با کمک وسایل ساده بتواند جای خود را روی زمین تشخیص دهد. برای محاسبه ی موقعیت مکانی لازم شد تا سطح زمین را با کمک یک سیستم مشبک فرضی تقسیم بندی کنند.

خطوط عمودی و افقی فرضی این سیستم مشبک که با نظم در کنار قرار گرفته اند برای تسهیل تصور تقسیم بندی سطح زمین مفید واقع شدند.

[1] -radio navigation
[2] -the globe

۱-۱-۳ طول و عرض جغرافیایی[1]

دوائر عظیمی که تقسیمات کره زمین از شمال به جنوب را بوجود آورده اند و هم مرکز می باشند عرض جغرافیایی نام دارند و دایره بزرگ که در وسط قرار دارد استوا [2] است و کره زمین را به دو نیک کره ی شمالی و جنوبی تقسیم می کند.

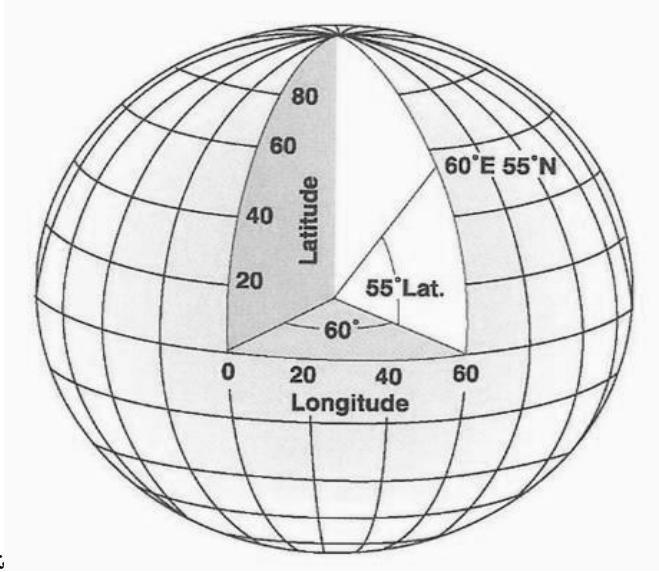
دوائری که بر خطوط استوا عمودند و با آن زاویه ۹۰ درجه می سازند و از دو نقطه ژئوگرافی یا قطب های می گذرند طول جغرافیایی نام دارند .دایره ی بزرگی که در وسط این دوائر قرار دارد و کره زمین را به دو قسمت غربی و شرقی تقسیم می کند نصف النهار مبدا [3] نام دارد.

۱-۲-۳ خطوط عرض جغرافیایی [4]

گفتیم استوا بزرگترین خط عرض جغرافیایی می باشد و خطوط دیگر در اطراف خط استوا قرار گرفته اند.باید توجه کنیم که دوائر عرض جغرافیایی هر چه از خط استوا دورتر می شوند کوچک تر می شوند،مرکز کوچکترین دایره ها در قطب شمال و جنوب می باشد.هر دایره نسبت به دایره ی دیگر در جهت شمال یا جنوب اختلاف درجه دارد.هر چه به ٦٠ دقیقه و هر دقیقه به ٦٠ ثانیه تقسیم شده است و معمولا برای بیان از اعداد اعشاری استفاده می شود.

[1] - longitude and latitude
[2] - equator
[3] - Greenwich meridian
[4] - lines of latitude

برای مثال اگر در عرض جغرافیایی ٦٢ درجه،١٥ دقیقه و ٣٠ ثانیه ی شمال خط استوا واقع باشد مکان شما را به صورت ٦٢١٥.٥ N بیان می کنند.(٣٠ ثانیه همان ٥/ دقیقه است) .

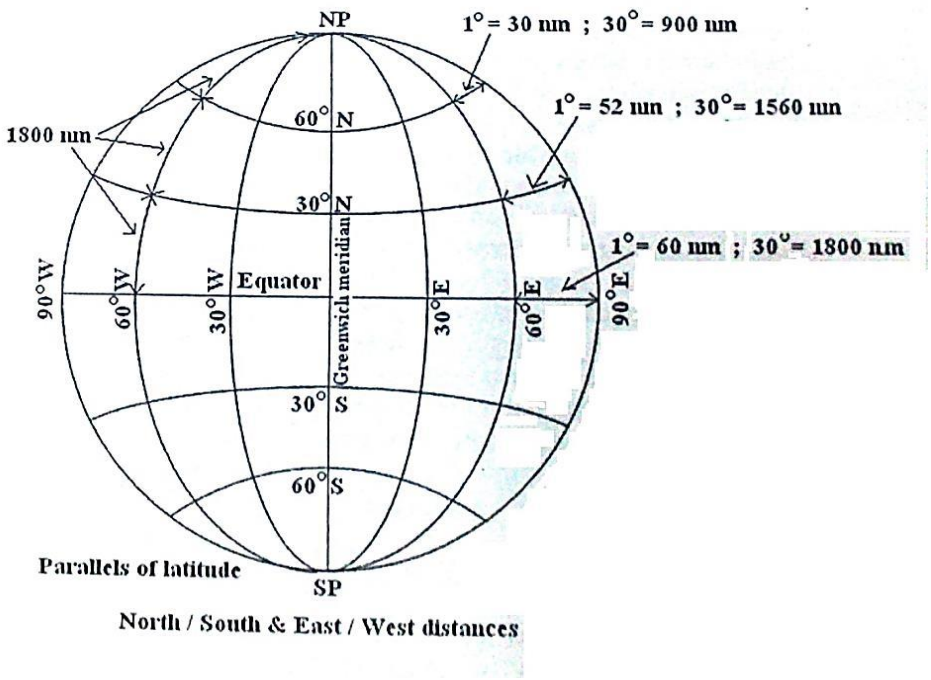


شکل 1-2 خطوط عرض جغرافیایی

١-٣-٣ خطوط طول جغرافیایی[1]

این خطوط که نسبت به خط استوا سنجیده می شوند به ٣٦٠ درجه تقسیم شده اند هر درجه به ٦٠ دقیقه و هر دقیقه به ٦٠ ثانیه یا ده قسمت اعشاری تقسیم شده اند.هر خطی که (طول جغرافیایی) از استوا می گذرد آن را تحت زاویه ٩٠ قطع کرده و انتهای تمام آنها به قطب می رسد . زاویه بین دو نقطه روی استوا نسبت به مرکز زمین سنجیده می شود.

[1] -lines of longitude



شکل 1-3 خطوط طول جغرافیایی

طبق شکل فوق متوجه میشوید که یک طول جغرافیایی با زاویه ی صفردرجه داریم که از رصد خانه ی گرینویچ واقع در لندن می گذرد و تمامی نقاط دیگر روی سطح زمین نسبت به آن در شرق یا غرب قرار دارند. در طول روز، خورشید از همه ی خطوط طول جغرافیایی می گذرد و وقتی مستقیما در بالای یکی از آنها قرار می گیرد در تمام نقاط روی آن خط ظهر است به این دلیل خطوط طول جغرافیایی را نصف النهار[1] می نامند.

وقتی خورشید مستقیما بالای نصف النهار گرینویچ قرار می گیرد در تمامی نقاطی که روی این خط قرار دارند میانه ی روز است یعنی ساعت به وقت گرینویچ ظهر را نشان می دهد.

دوائر عظیم [2] که تقسیمات کره زمین را نشان می دهد را Great circle می نامند. مسیر یک Great circle همیشه کوتاه ترین فاصله بین دو نقطه در روی یک کره است.

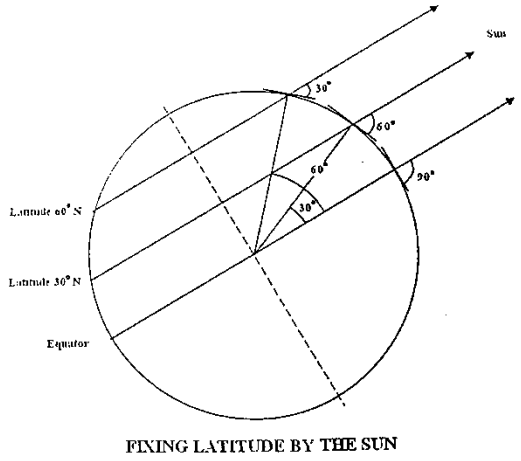
[1] - meridians
[2] - Great circle

۱-٤-۳ تثبیت موقعیت[1]

ناوبر ها می توانند عمل تثبیت موقعیت را از روی طول و عرض جغرافیایی با استفاده از ابزار ساده و روئت خورشید و ستارگان انجام دهند.

موقعیت ناوبر از روی نصف النهار گرینویچ می تواند دقیق تر تشخیص داده شود ، خورشید در غرب غروب و از شرق طلوع می کند و زمین هر ٢٤ ساعت یک بار به دور خود می چرخد بنابراین خورشید در یک چهارم روز ۹۰ درجه عرض جغرافیایی را می پیماید.

یک ناوبر می تواند عرض جغرافیایی خود را با استفاده از محاسبه ی زاویه ی خورشید با افق وقتی در سمت الراس (یا بالاترین نقطه ی آسمان،نقطه ی تقاطع بین افق و نقطه ی جنوب) [2] قرار دارد تعیین کند این زوایا با استفاده از یک زاویه یاب می تواند تعیین شود



شکل 1-4 تثبیت موقعیت

[1] -position fixing
[2] - zenith

۱-٤ استفاده از مغناطیس برای جهت یابی[1]

برای رسیدن به مقصد نهایی و پروازی صحیح ، ناوبر باید مسیر درست پروازی را انتخاب کند کاهش دامنه دید در شب و تاریکی هوا موجب می شود نتوان بر مشاهدات عینی در ناوبری تکیه کرد و برای جهت یابی درست از وسایل و ابزار خاص بهره گرفت.صدها سال پیش انسان خواص مغناطیسی مواد را کشف کرده و از آن به شکل های آهنربا[2] ما گنتیت که سنگی با خواص مغناطیسی قوی است جهت مکان یابی استفاده کرد امروزه مغناطیس را به شکل طبیعی آن به کار نمی برند و بجای آن از مغناطیس مصنوعی قوی بهره می گیرند.

یکی از ابزار جهت یابی قطب نمای مغناطیسی [3] است که توسط آن می توان شمال و جنوب مغناطیسی زمین را یافت اما قبل از شرح آن باید مطالبی را راجع به میدان مغناطیسی زمین بدانیم.

۱-۱-٤ انحراف یا تغییر مغناطیسی [4]

شمال و جنوب جغرافیایی براساس تعریف شمال و جنوب واقعی نامیده می شوند و ناوبری نیز بر اساس جهات واقعی انجام می گیرد .چارت های هوانوردی [5] نیز بر اساس شمال جغرافیایی خط کشی شده اند .

قطب نمای مغناطیسی در جست و جوی شمال و جنوب مغناطیسی زمین است و جهت Heading هواپیما را نسبت به جهات مغناطیسی زمین و نه بر اساس جهات واقعی نشان می دهد.

قطب های حقیقی صدها مایل از قطبین مغناطیسی فاصله دارند.زاویه بین شمال مغناطیسی و شمال جغرافیایی را variation می گویند.ناوبر می تواند با توجه به چارت های هوانوردی در هر منطقه خطای variation را اصلاح کند.یعنی با توجه به اطلاعات قطب نما و چارت به شمال واقعی (جغرافیایی) دست یابد.

[1] - magnets for direction
[2] - loadstone
3-magnetic compass
[4] - magnetic variation or deflection
[5] - aeronautical charts

۱-۵ قطب نما[1]

عملکرد عقربه قطب نما بسیار ساده است و مدتی طول می کشد تا در جهت معین ثابت شود قطب نماهای عملی تر دارای دو یا چند عقربه مغناطیسی هستند که حول یک محور می چرخند.در محفظه ی نشان دهنده ترکیبی از الکل و آب به منظور کند کردن حرکت عقربه ها و ضربه گیری [2] قرار می دهند این محلول مانع ضربه زدن ناگهانی طوقه ی مدرج به محور pivot می شود.

۱-٦ مایل بودن [3]

در عرصه ی ناوبری bearing مثل زاویه بین دو نقطه در یک فضای دایره ای شکل است، و بعنای تمایل داشتن به سمت راست و یا چپ است.

Magnetic bearing زاویه بین شمال مغناطیسی و ایستگاه زمینی است.

Relative bearing زاویه بین Heading هواپیما و ایستگاه زمینی beacon است.

باید توجه داشت که Heading برای ما بسیار مهم است چون ممکن است هواپیما یک track در دو سمت متفاوت داشته باشد.

Magnetic heading زاویه بین شمال مغناطیسی و heading هواپیما است.

$$M.B=M.H+R.B$$

۱-۷ یافتن جهت

در یک سیستم رادیویی به یک گیرنده و یک فرستنده نیاز داریم و کار اصلی در نهایت هدایت است.

[1] - the compass card
[2] - shock absorber
[3] -bearing

امواج به سه دسته ی زیر تقسیم بندی می شوند:

امواج زمینی[1] : همراه با انحنای زمین حرکت می کنند 3 khz – 3 mhz این امواج که به آنها Ground wave نیز می گوییم می توانند مسیر خیلی طولانی را طی کنند و از نظر communication اصطلاحا به آنها long communicate گفته می شود.زمین مانند یک مقاومت عمل کرده و بعد از برخورد موج با آن،آنها را تضعیف می کند،برای رفع این مشکل مولفه ی الکتریکی را عمود بر مولفه ی مغناطیسی قرار می دهند ، در نتیجه مولفه ی مغناطیسی با برخورد با زمین تضعیف نشده و از تضعیف موج جلوگیری می شود.

امواج آسمانی : 3mhz – 30mhz

امواج فضایی : 30mhz به بالا

در زمین ایستگاهی وجود دارد که به اصطلاح ناوبری به آن beacon می گویند. beacon در اصل یک فرستنده [2] است ، به ایستگاه هایی که امواج را بدون جهت می فرستند N.D.B[3] گفته می شود.

[1] - Ground wave
[2] - transmitter
[3] - non directional beacon

سیستم جهت یاب اتوماتیک

Automatic Direction Finding

A.D.F

A.D.F

۲-۱ مقدمه

مخفف عبارت Automatic Direction Finding (جهت یاب اتوماتیک) می باشد.اما جهت یابی همیشه به صورت اتوماتیک انجام نمی پذیرد.

در آغاز هرگاه لازم بود جهت فرستنده رادیویی را بیابند از جهت یابی دستی [۱] استفاده می کردند.

در هواپیما ، ناوبر ممکن است یک ایستگاه رادیویی زمینی را که در نقشه مشخص شده است را ببیند و بعد از پیدا کردن ایستگاه موقعیت خود را پیدا کند . ابزاری که در جهت یابی مورد استفاده قرار میگیرد Radio Compass نامیده می شود.

۲-۲ آنتن های جهت دار [۲]

برای دریافت موج به آنتن نیاز داریم در اینجا آنتن های جهت دار معرفی می شود . این آنتن از سیم پیچی که به دور یک هسته آهنی (یا هیدروکسید آهن) [۳] پیچیده شده است تشکیل شده است.فرییت دارای نفوذ پذیری بسیار بالایی است.

فرستنده در تمام جهات موج می فرستد اما آنتن به صورت جهت دار امواج را دریافت می کند در آنتنی که حساس به جهت است خطوط مغناطیسی باید عمود بر سیم پیچ آنتن قرار گیرد که حداکثر ولتاژ ایجاد شود . اما آنتن که حساس به جهت نیست مانند خازن عمل می کند(مانند آنتن ماشین) و خطوط موج به هر صورت قرار بگیرند آنها را دریافت می کند.

با یک میدان مغناطیسی متناوب می توان در سیم پیچ ولتاژ القا کرد، مقدار این ولتاژ به شار مغناطیسی میدان بستگی دارد .به شکل زیر توجه کنید:

می توانید تغییرات ولتاژ القایی را تحت تاثیر شار مغناطیسی در شکل زیر ببینید.

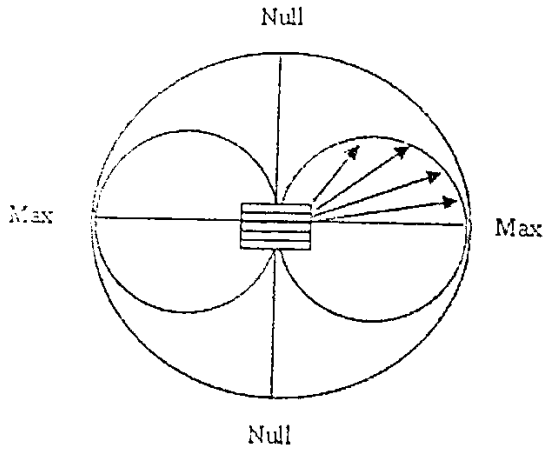
[1] - manual direction finding
[2] - the directional loop aerial (antenna)
[3] - Ferrite

در نمودار a ماکزیمم ولتاژ ممکن روی سیم پیچ القا می شود در حالی که در نمودار b هیچ ولتاژی القا نمی شود، در نمودار c باز هم ماکزیمم ولتاژ داریم اما دقت کنید اختلاف فاز آن با نمودار a 180درجه می باشد . در نمودار d هم که همان سیم پیچ نمودار b اما بر عکس است نیز ولتاژ نداریم.

هسته باعث خواهد شد که میدان مغناطیسی متمرکز شود.

۲-۳ نمودار افقی یک آنتن لوپ [1]

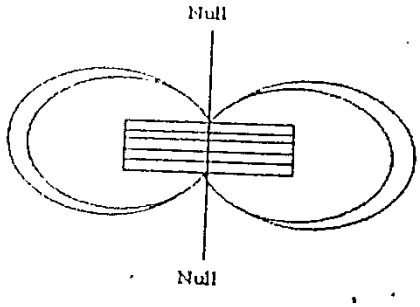
دیدیم که خواص جهت دار بودن coil در آنتن loop موجب بوجود آمدن وضعیت های ''two no voltage'' یا null (ولتاژ وجود ندارد) و دو وضعیت ''maximum voltage'' (دارای بیشترین ولتاژ) می گردد و گفتیم این دو منطقه که دارای بیشترین میزان ولتاژ هستند دارای فاز مخالفند.شکل (۲-۱)



شکل2-1

اگر به تمامی جهات ممکن شار ورودی و به مقادیر ولتاژ القایی دقت کنیم به شکل زیر که به آن Figure of eight می گویند خواهیم رسید.

[1] - the Horizontal polar diagram H.P.D



شکل ۲-۲

چون سیگنال رادیوی دریافتی دارای شار مغناطیسی است در حقیقت سیم پیچ ما نقش گیرنده دارد ، می توانیم شکل Figure of eight را به صورت شکل ۲-۲ در نظر بگیریم .آنتن لوپ به صورت حلقه است و تعداد حلقه ها از دو بیشتر می باشد. این آنتن را مسطح می سازند.

با برخورد امواج به سلف جریان ایجاد می شود (تنها خطوطی که با سلف به صورت عمود قرار می گیرند ایجاد جریان می کنند).نکته مهم این است که اگر امواج به صورت زاویه دار برخورد کنند ولتاژ ضعیف تری ایجاد می کنند که باید آن را در سینوس زاویه ی برخورد ضرب کرد.

فرض کنید یک آنتن لوپ را به ورودی یک گیرنده ی خانگی معمولی متصل کرده و آن را به یک ایستگاه رادیویی وصل کرده ایم در این صورت ما می توانیم به برنامه های پخش زنده گوش دهیم.(ما می توانیم همیشه به دنبال یک null بگردیم چون null ها همیشه مثبت اند) .

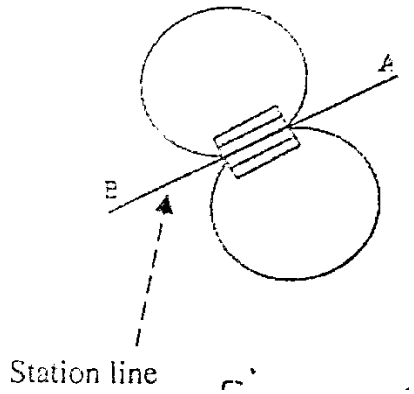
طبق تعاریف گذشته مشخص شد که در سیستم A.D.F ما با یک ابهام سرو کار داریم به طوریکه در شکل Figure of eight معلوم نیست ایستگاه کجاست و ما در دو جا موج می گیریم فقط جهت موج بر عکس است.

از خطوط max ایستگاه یابی نمی کنند بلکه از null یا صفر استفاده می کنیم ،چون حد max ها مشخص نیست اما صفر ها مشخص اند.

برای تشخیص دقیق جای ایستگاه و رفع اشکال دو نقطه بودن ایستگاه در یک زمان از آنتنی به نام sense antenna بهره می گیرند.این آنتن یک آنتن جهت دار[1] نیست و از نوع آنتن های خازنی محسوب می شود ، چون به یک correct null نیازمندیم هر دو نول را به یک نول تبدیل می کنیم.

در حقیقت می گویند سیستم A.D.F ابهام [2] دارد، پس تنها وظیفه ی sense در A.D.F ایجاد correct null است.در بخش های بعد نیز اشاره ای به این موضوع خواهیم داشت.

شکل ۳-۱ نشان می دهد که پس از تنظیم کردن آنتن گیرنده در هر کدام از null ها می توان جهت خط اتصال گیرنده با ایستگاه فرستنده را تعیین کرد . اما بین دو null ، ۱۸۰ درجه اختلاف وجود دارد،بنابراین فرستنده می تواند در راستای دو جهت این خط باشد.



شکل ۲-۳

خط A-B در شکل Station line نامیده می شود و دو جهت دارد که دارای ابهام است شکل (۲-۳)

۲-۱-۳ یافتن یک نول صحیح [3]

قبل از اشاره به این موضوع به یک نکته اشاره می کنیم ، Resolve کردن یعنی تحلیل کردن از حالتی به حالت دیگر ، Resolver عمل Resolve کردن را انجام می دهد. برای Resolve کردن ابهام station

[1] - omni directional
[2] - ambiguity
[3] -finding the correct null

line لازم است خواص جهت داری آنتن را تغییر دهیم،این کار را می توان با تعریف کردن یک آنتن ثانویه و ترکیب آن با آنتن لوپ و به وجود آوردن یک شکل قلبی [1] که به آن cardioid می گویند انجام داد.

۲-٤ تصحیح خطا در آنتن سنس[2]

میبینیم که یک آنتن لوپ خواص یک خود القا را داشته است و ولتاژ القایی به وسیله ی مولفه ی مغناطیسی سیگنال وارد شده [3] به آن اعمال می شود یعنی آنتن لوپ از نوع سلفی است.

دومین آنتنی که معرفی می شود sense antenna نام دارد که در بخش های گذشته راجع به آن توضیح مختصری دادیم .این آنتن خواص خازنی بالایی دارد و از نوع آنتن های جهت دار نیست.

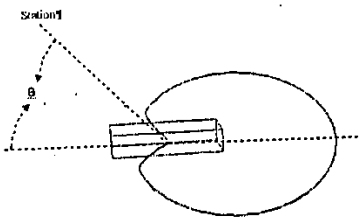
ولتاژ القایی توسط مولفه ی الکتریکی سیگنال ورودی که به آنتن اعمال می شود باعث بوجود آمدن اختلاف فاز ۹۰ درجه بین loop antenna و sense antenna می شود.

اینکه ولتاژ sense نسبت به ولتاژ loop تاخیر یا تقدم داشته باشد بستگی به این دارد که از کدام طرف station line سیگنال آمده است.

برای بوجود آمدن سیگنال قلبی شکل (که برای ما مطلوب است) سیگنال لوپ باید با سیگنال sense هم فاز باشد یا اختلاف فاز ۱۸۰ درجه بین آنها وجود داشته باشد به همین دلیل سیگنال loop در گیرنده زود تر تغییر فاز پیدا می کند.

شکل ۲-٤ دیاگرام قطبی افقی [4] ترکیب loop و sense سیگنال قلبی شکلی را بوجود می آورد که آن را نشان دادیم:

[1] - cardioid
[2] -sense antenna correct null
[3] - incoming signal
[4] - Horizontal polar diagram



$r = a + b \cos \theta$

شکل ۲-٤

نمودار آنتن sense یک دایره کامل است و ولتاژ آن با آنتن loop برابر می باشد زیرا از یک منبع می آیند .

۲-۵ مشخصات سیگنال D.F

در باند هایی با فرکانس پایین یا متوسط عمل می کند.

قطبیت عمودی دارد.

جزو امواج زمینی محسوب می شود.

سیگنال نهایی به وسیله ی حرف زدن یا موزیک مدوله(از نوع مدولاسیون دامنه) می شود.

NDB 6-2 [1]

طبق یک تعریف ساده N.D.B یک فرستنده که در تمام جهات و با قطبیت عمودی [2] عمل می کند.هواپیماها به جهت یاب اتوماتیک که می تواند خود را با این ایستگاه ها تنظیم کند مجهزاند.این جهت یاب می تواند یکی از دو وضعیت bearing یا Home را با این ایستگاه ها ایجاد کند.

N.D.B ها پیوسته امواجی با فرکانس ۱۰۲۰هرتز منتشر می کنند که باعث بوجود آمدن یک کد سه حرفی برای ایستگاه می شود ، این کد را Morse code میگویند.هر N.D.B بوسیله ی این کد سه حرفی شناسایی می شود ، این کد ها در چارت خلبان وجود دارد.

[1] -non directional beacon
[2] - Vertically Polarized

7-2 اساس A.D.F

A.D.F یک سیستم ناوبری" Theta" می باشد . این سیستم همیشه موقعیت Heading هواپیما را نسبت به ایستگاه یعنی relative bearing را می یابد. به عبارت دیگر این زاویه جهت Heading هواپیما را تعریف می کند ، در برخی مواقع ممکن است heading هواپیما به طرف شمال مغناطیسی باشد.

با جمع بندی تمام اطلاعاتی که تاکنون بدست آوردیم برای درک بیشتر مفاهیم شکل ۲–۵ زیر را بیان کنیم:

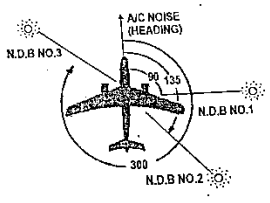
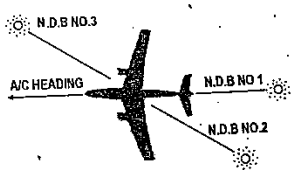


Figure 6



شکل ۲–۵

به دیاگرام فوق توجه کنید N.D.B ها در مکان قبلی خود قرار دارند اما Heading هواپیما تحت زاویه ی ۹۰ درجه به سمت چپ چرخیده است اگر ما قسمت بالای صفحه را شمال مغناطیسی در نظر بگیریم می توانیم به راحتی magnetic bearing هر کدام از N.D.B ها را تعیین کنیم

N.D.B No .1 : 90 m

N.D.B No .2 :135m

N.D.B No .3 :300m

(m یعنی magnetic bearing)

با اضافه یا کم کردن ۱۸۰ درجه از مقدار زوایای فوق می توان مطمئن شد که جواب هرگز از ۳۶۰ درجه تجاوز نمی کند.

(برای زوایای کمتر از ۱۸۰ درجه +۱۸۰ و برای زوایای بیشتر از ۱۸۰ درجه –۱۸۰ خواهیم داشت)

با این عمل در حقیقت به زوایای متقابل دست می یابیم:

N.D.B No 1: (90+180) 270m

N.D.B No 2: (135+180) 315m

N.D.B No 3 : (300-180) 120m

با کم کردن ۹۰ درجه از مقادیر magnetic bearing به زوایای relative bearing دست پیدا می کنیم به خاطر داشته باشید که ما باید nose هواپیما را مرجع در نظر بگیریم پس خواهیم داشت :

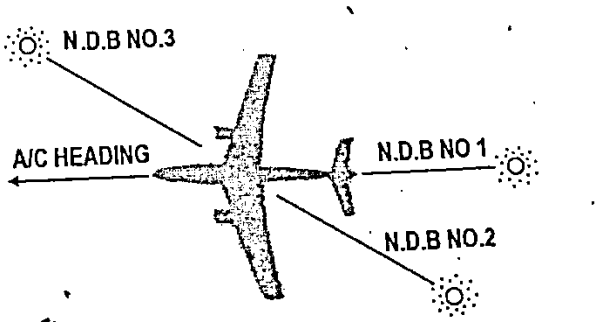
N.D.B No 1 : 180 R

N.D.B No 2: 225 R

N.D.B No 3 : 30R

R مخفف Relative bearing است .

در شکل ۲–۶ مکان ایستگاه ها تغییر نیافته است اما فقط زوایای R را در آن نشان داده ایم.



شکل ۲–۶

NDBهاازلحاظ قدرت وشعاع عملکردی به ۳ دسته اصلی تقسیم میشوند:

Middle Homingیا MH NDB باقدرت خروجی ۵۰ وات وبرد ۲۵ ناتیکال مایل

Homingیا H NDB باقدرت خروجی ۵۰ تا ۱۹۹۹ وات وبرد ۵۰ ناتیکال مایل

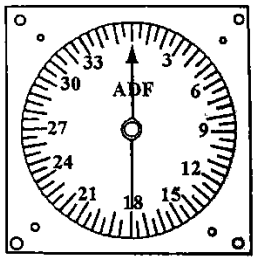
High Homingیا HH NDBباقدرت خروجی ۲۰۰۰ وات وبرد ۷۵ ناتیکال مایل

8-2 نشان دهنده های A.D.F

هر سیستمی باید نشان دهنده ای داشته باشد نشان دهنده های که در اینج معرفی می شود به سه حالت اولیه وجود داشته و سپس تکامل یافته است.گفتیم وقتی A.D.F بخواهد Heading کند زاویه نک هواپیما نسبت به ایستگاه را می سنجد و این زاویه را Relative bearing یا زاویه نسبی نام گذاری کردیم .

به شکل ۲-۷ توجه کنید اصطلاحا به این نوع اشکال که صفحات مدرج دارند Dial Card گفته می شود این Dial Card در A.D.F های اولیه به شکل یک صفحه ی ثابت وجود داشته و فقط عقربه آن حرکت می کرد.این عقربه همیشه از صفر در جهت عقربه های ساعت می چرخید ،صفحه نیز از صفر تا ۳۶۰ درجه بندی شده بود.

راستای صفر را نقطه ی مرجع [1] می نامند و این نقطه همیشه به سمت دماغه ی هواپیما می باشد.



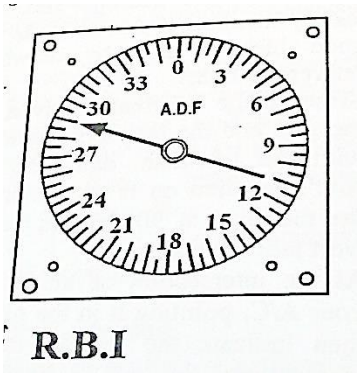
شکل ۲-۷ نشان دهنده ی ADF

به این دسته نشان دهنده ها که دارای صفحه ثابت بودند R.B.I [1] گفته می شود.

[1] - Datum Point

به شکل۸-۲ دقت کنید اگر یک دایره ی مثلثاتی به شکل زیر را در نظر بگیرید خواهید دید که نشان دهنده ی رو به رو عدد ۲۹۰ درجه را نشان می دهد. در سیستم A.D.F به طور کلی نشان دهنده های هواپیما معمولا اعداد را به اختصار روی صفحات مدرج می نویسند در این جا باید اعداد بدست آمده را در ۱۰ ضرب کرد تا زاویه بدست آید.

پس این شکل نشان می دهد که Heading هواپیما ۲۹۰ درجه با ایستگاه زاویه دارد هرگاه عقربه روی صفر قرار گیرد بدین معناست که هواپیما دقیقا به سمت ایستگاه در حال حرکت است.



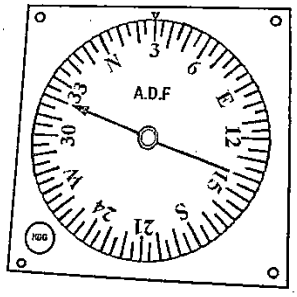
شکل ۸-۲

نام دیگر سیستم A.D.F ، Radio compass است چون می تواند از سیگنال های رادیویی استفاده کرده و جهت خود را نسبت به ایستگاه مشخص کند.

به شکل ۲-۹ دقت کنید صفحه مدرج در این شکل دوار است . این نشان دهنده حاصل پیشرفت های وسیع سیستم های نشان دهنده است و R.M.I[2] نامیده می شود.

پس به ترتیب می توان موارد زیر را از ساده ترین نشان دهنده به پیشرفته ترین آنها طبقه بندی کرد :

[1] -Ralative Bearing Indicator
[2] - Radio Magnetic Indicator



R.M.I

شکل ۲-۹

[1] R.B.I

فقط عقربه حرکت می کند ولی صفحه مدرج حرکت نمی کند.

[2]C.D.I

علاوه بر صفحه مندرج نیز حرکت می کند.

9-2 بلوک دیاگرام A.D.F

این دیاگرام که در بحث های بعدی یکی از آنها را تحلیل خواهیم کرد مراحل کار سیستم A.D.F شامل اعمال تغییرات بر سیگنالهای loop و sense و هدایت آنها به زاویه یاب [3] موتور خروجی جهت نمایش زاویه ی نسبی ایستگاه را نشان می دهد.

همان گونه که از قبل می دانیم آنتن loop یک آنتن سلفی است که به وسیله ی مولفه ی مغناطیسی [4] به آن ولتاژ القا می شود و آنتن sense یک آنتن خازنی است که به وسیله ی مولفه ی الکتریکی [5]ولتاژ القا شده را دریافت می کند.

[1] - Relative Bearing Indicator
[2] - Course Deviation Indicator
[3] - goniometer
[4] - incoming signal
[5] - incoming signal

این دو مولفه باعث می شوند ولتاژهای القا شده در آنتن های sense و loop دارای اختلاف فاز ۹۰ درجه باشند (اما مقدار ولتاژها یکی است).

به همین دلیل بلوک دیاگرام سیگنال لوپ در همان آغاز باید از تقویت ۹۰ درجه تغییر فاز پیدا کند.

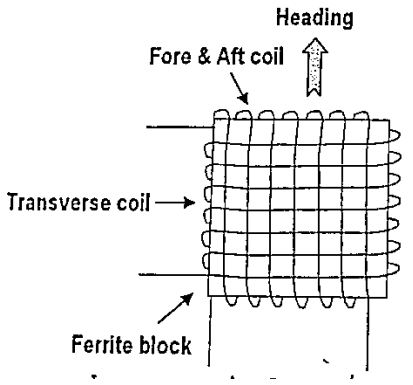
۲-۱۰ آنتن لوپ [1]

نام دیگر آنتن لوپ، سیستم بلینیتوسی [2] (نام دانشمندی که این آنتن را طراحی کرده است) می باشد .در این سیستم از یک آنتن لوپ ثابت برای تمام هواپیماها از جمله نوع سبک[3] تا هواپیماهای بزرگ می توان استفاده کرد.

۲-۱-۱۰ ساختار آنتن لوپ و تئوری عملکرد آن در سیستم A.D.F [4]

این آنتن از دو سیم پیچ با هسته ی آهنی Ferrite که محور های آنها باهم زاویه ۹۰ درجه می سازند تشکیل شده است. سپس آنها را روی هواپیما ثابت می کنند به طوریکه محور هایشان با محور طولی [5]هواپیما به صورت افقی قرار گیرند.

یکی از سیم پیچ ها را Fore & Aft coil و دیگری را Transverse coil می نامند(شکل ۲-۱۰)



شکل ۲-۱۰

[1] - loop aerial
[2] - bellinitosi system
[3] - light general aircraft
[4] - Loop aerial construction & its theory of operation
[5] - longitudinal axis

سیم پیچ Fore & Aft سیم پیچی است که ماکزیمم ولتاژ القایی را داراست این ولتاژ توسط سیگنال دریافت شده از طرف گیرنده ی هواپیما به این سیم پیچ القا شده است (این گیرنده یا در جلو یا در عقب هواپیما قرار دارد)

Transvers coil نیز مشابه این مورد می باشد ولی سیگنال های دریافتی از دو طرف جانبی هواپیما دریافت می کند.

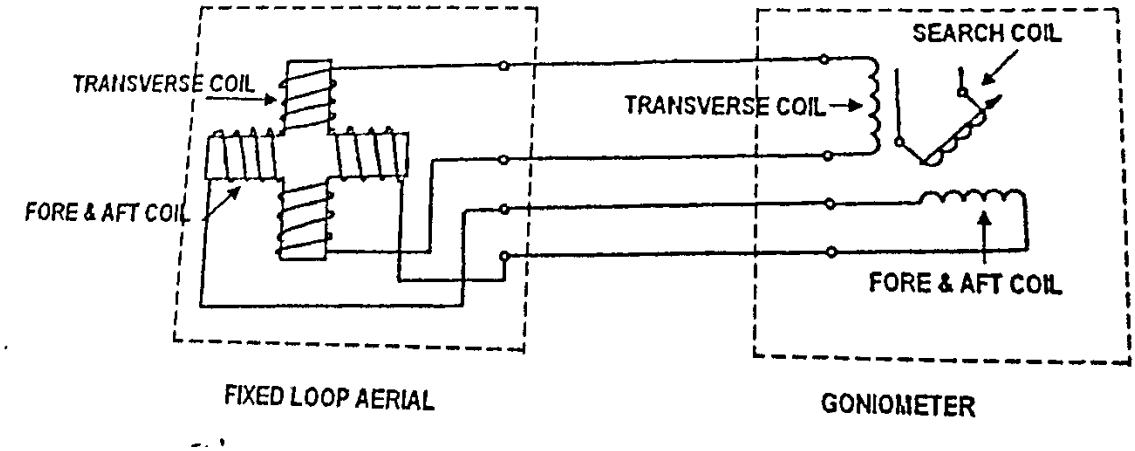
اگر یک سیگنال ثابت داشته باشیم که نه زاویه ی Fore & Aft دارد و نه زاویه ی Transvers ، هیچکدام از سیم پیچ ها در وضعیت null یا ماکزیمم ولتاژ نسبت به موج ورودی قرار نخواهد گرفت.این بدین معناست که در هر دو سیم پیچ،ولتاژ القایی وجود خواهد داشت و دامنه ی آنها به جهت ورود موج ورودی بستگی خواهد داشت.

۲-۱۱ زاویه سنج [1]

گانیومتر یا زاویه یاب ابزاری الکتریکی است که موقعیت زاویه ای N.D.B را نسبت به Heading هواپیما مشخص می کند.

گانیومتر را می توان در هر مکان مناسب و در نزدیکی گیرنده نصب کرد ، مدار یک آنتن لوپ و یک گانیومتر در شکل ۲-۱۱ نشان داده شده است:

[1] - Goniometer



شکل ۲-۱۱

۲-۱-۱۱ ساختمان گانیومتر و نحوه ی عملکرد آن [1]

گانیومتر از دو سیم پیچ که به صورت عمودی نسبت به هم قرار گرفته اند و تشکیل استاتور stator می دهند و نیز سیم پیچ دیگری که در مرکز استاتور قرار گرفته و تشکیل روتور Rotor می دهد تشکیل شده است و روتور می تواند حول محور مرکزی بچرخد.

به عبارت دیگر transverse coil و Fore & Aft coil با هم تشکیل استاتور و search coil تشکیل روتور می دهد.

طبق شکل ۲-۱۱، دو لوپ ثابت به دو سیم پیچ استاتور وصل شده اند و ولتاژ القایی بوجود آمده در روتور به گیرنده منتقل می شود.

خروجی گانیومتر از search coil بوسیله ی یک تقویت کننده ی لوپ [2] تقویت شده سپس ۹۰ درجه تغییر فاز داده و به Balanced modulator اعمال می شود.

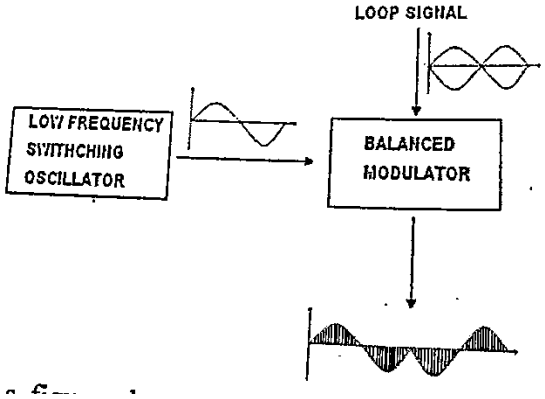
[1] - Goniometer construction and operation
[2] - loop amplifier

گانیومتر مانند یک resolver عمل کرده و مختصات دکارتی را به قطبی تبدیل می کند.در گانیومتر دائما ولتاژ به search coil القا می شود.دو ولتاژ خروجی بدست آمده باعث القا ولتاژ در گانیومتر شده و زاویه Heading هواپیما نسبت به ایستگاه بدست می آید و دیگر نیازی به چرخاندن آنتن نداریم.

Balanced Modulator 12-2

گفتیم خروجی گانیومتر پس از تقویت و تغییر فاز ۹۰ درجه وارد Balanced Modulator می شود.

ساختمان یک Balanced Modulator در شکل۲-۱۲ آمده است:



شکل ۲-۱۲

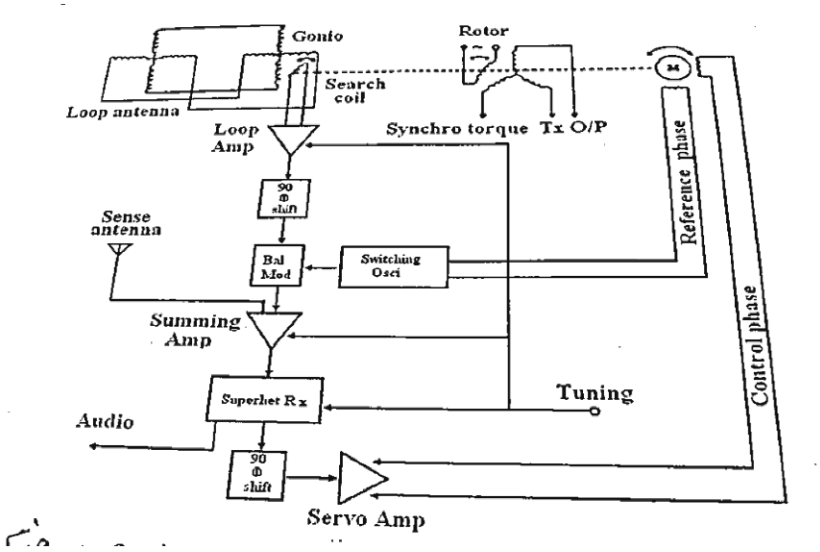
دو سیگنال carrier و info وجود دارند ، که carrier مصرف کننده است. Balance برای حذف کردن carrier استفاده می شود.

Balance modulator از دو ترانسفورمر center tab تشکیل شده است ، که نقطه ی وسط تا کناره ها کاملا اندازه و بالانس می باشد . در پالس مثبت دو دیود مانند سوئیچ عمل می کنند و هنگامی که وصل هستند باعث عبور جریان در هر دو سو می شوند،مقدار جریان در هر دو سو مساوی ولی در خلاف جهت هم می باشند.میدان سیم پیچ بالا و پایین هم اندازه ولی عکس هم است،پس هیچ ولتاژی در سیم پیچ آخر القا نمی شود.به اندازه ی فرکانس مدار دیودها روشن و خاموش می شوند .

پس برای تغییر پلاریته ی یک سیگنال Figure of eight، اتصالات آنتن لوپ در هر پریود باید برعکس شود .بنابراین با معکوس کردن پلاریته ی سیگنال لوپ به کمک یک اسیلاتور سویئچینگ با فرکانس پایین که پلاریته سیگنال را می تواند 100hz-200hz تغییر دهد این کار انجام می پذیرد .

این ترکیب را Balanced Modulator می نامند.

همانطور که در شکل ۲-۱۳ می بینیم سیگنال لوپ در هر نیم سیکل پلاریته ی خود را برعکس می کند.این شکل روند این تغییر را نشان می دهد.



شکل ۲-۱۳ بلوک دیاگرام ADF

Summing amplifier 13-2

عملکرد summing amplifier در یک گیرنده A.D.F ترکیب دو موج خروجی و تشکیل یک موج قلبی شکل است ، به عبارت دیگر موجی که از balance modulator می آید با موج دایره ای شکل آنتن sense ترکیب شده و یک موج قلبی [1] بوجود می آورند.

[1] - cardioid

Summing amplifier از نوع op-amp بوده و هم فاز ها را با هم جمع می کند ، پس یک ماکزیمم ولتاژ داریم و یک صفر .یعنی اگر دو سیگنال مثبت به آن وارد شوند آنها را با هم جمع می کند و اگر یک سیگنال منفی و یک سیگنال مثبت وارد شوند آنها را از یکدیگر تقریق می کند.

در ساختمان balance modulator آنتن sense یک ولتاژ و balance modulator نیز یک ولتاژ می دهد ، زمانی که ولتاژ ها هم فاز باشند با هم جمع می شوند و اگر غیر همفاز باشند از هم کم شده و صفر می شوند (چون ولتاژ ها از نظر مقدار یکسان اند)

Superhet receiver 14-2

Super het receiver سیگنال ورودی را به هر مقدار که باشد گرفته و با سیگنال local oscillator خود ترکیب می کند حاصل این عمل فرکانسی است که باید از فیلتر عبور کند و فقط منفی می تواند از فیلتر رد شود (چون فیلتر پایین گذر است و فقط نیم سیکل منفی را عبور می دهد).

چون سیگنال خروجی ، فرکانسی بین فرکانس سیگنال های ورودی دارد به آن IF[1] گفته می شود.

15-2 موتور القایی دو فاز در A.D.F [2]

از این موتور برای به کار انداختن search coil گانیومتر و انتقال دهنده ی synchro torque که از یک گیرنده و یک نشان دهنده تشکیل شده است استفاده می شود.

این موتور دو فاز است ، فاز Reference آن توسط اسیلاتور سوئیچینگ فرکانس پایین و فاز control (که variable phase نیز نام دارد) آن توسط موج یاب detector گیرنده ی superhet بوجود آمده اند.

این موتور دو فاز از یک روتور تشکیل شده است که سیم پیچی نیست و یک استاتور نیز دارد.دو سیم پیچ با زاویه ۹۰ درجه در کنار یکدیگر قرار گرفته اند و به آنها ولتاژ اعمال می شود.به یکی از آنها یک ولتاژ ورودی (که آن را control phase نامیدیم) و به دیگری phase referenceداده می شود .اگر ولتاژ ورودی هم

[1] - Intermadiat Frequency
[2] - Two phase induction motor

فاز reference باشد موتور در یک جهت می چرخد و اگر مخالف reference باشد عکس جهت قبل می چرخد.

موتور دو فاز باید هر دو ولتاژ را داشته باشد هنگامی که search coil آنقدر بچرخد که دیگر ولتاژ را دریافت نکند ، هیچ کدام از قسمت ها نیز ولتاژی نخواهند داشت.پس control phase قطع شده و موتور می ایستد . عقربه به وسیله ی یک مدار سنکرون جهت را نشان می دهد.

۲-۱۶خطاهای A.D.F

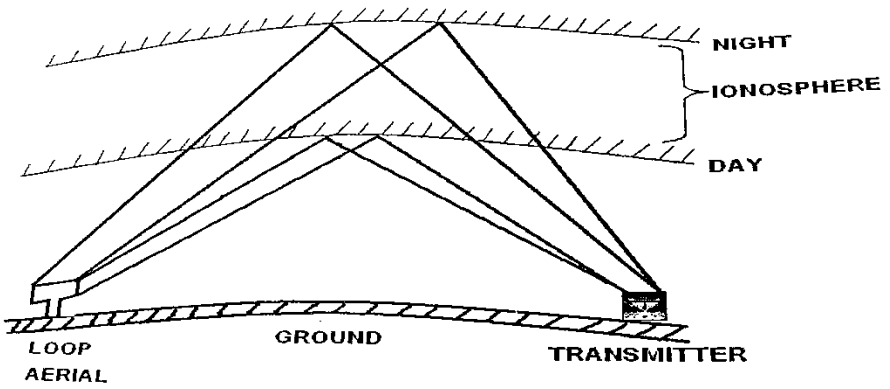
سیستم A.D.F تا سالها تعیین کننده ی ناوبری بوده و به عنوان یک سیستم ناوبری تا به حال از آن استفاده می شود.این سیستم زیاد گیرا و پیشرفته نیست و خطاهایی دارد که باید آنها را شناخت .

خطاهایی که در این مبحث آنها را بررسی می کنیم عبارتند از:

۲-۱- ۱۶ اثر شب [1]

اثر شب یک خطای قطبییت [2] می باشد و بیشتر در هنگام طلوع یا غروب آفتاب یعنی زمانی که لایه ی یونوسفر بیشترین تغییرات را دارد اتفاق می افتد.در سیستم ارتباطی گفتیم امواج به سه صورت زمینی ، هوایی،و فضایی انتشار می یابند .اتمسفر به چهار لایه D,E.F1,F2 تقسیم بندی می شود . امواجی که در لایه های اتمسفر حرکت می کنند امواج هوایی نام دارند این امواج یونیزه هستند یعنی دارای الکترون های آزاد [3] زیادی می باشند.

[1] - Night effect
[2] - polarization error
[3] - Free electron



شکل ۲-۲-۱ خطای اثر شب

در تابستان و خصوصا حوالی ساعت یک بعد از ظهر ضخامت لایه D بسیار بالاست و امواجی که از سطح زمین به این لایه برخورد می کنند بازتابش شده و باز می گردند . اما هنگام غروب و در طول شب لایه ی D از بین رفته و ضخامت لایه های دیگر نیز بسیار کم می شود ، امواجی که از زمین ارسال می شوند با تاخیر به سمت زمین بر میگردند این امر باعث خطا در سیستم A.D.F می شود که در شکل ۲-۲-۱ به وضوح مشاهده می شود، چون این خطا در ساعات شب به وجود می آید به آن اثر شب گفته می شود.

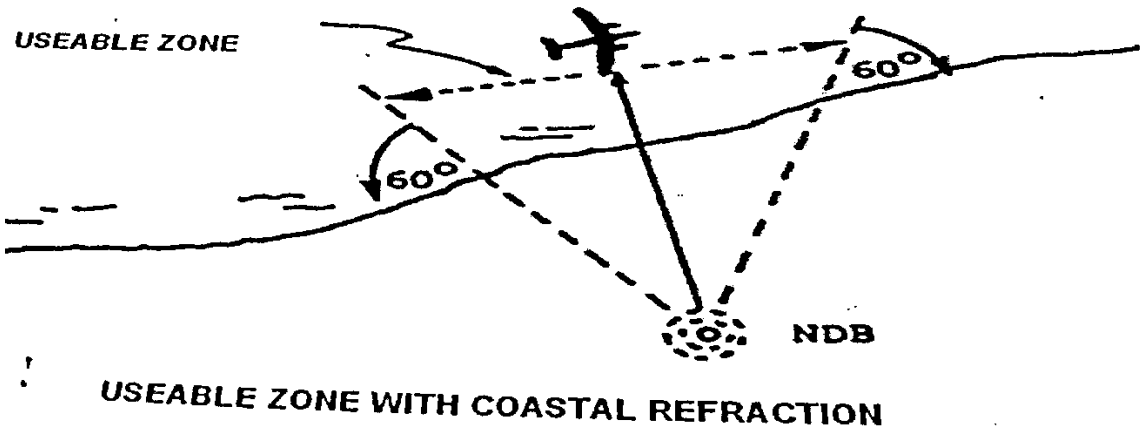
برای تصحیح این خطا امواج را با فرکانس های پایین در روز و با فرکانس های بالا در شب (470khz) می فرستند تا اثر این خطا کمتر شود.

16-2-2 شکست ساحلی [1]

به شکل ۲-۲-۲ توجه کنید ، همانطور که می دانیم امواج وقتی از یک محیط به محیط دیگر وارد می شوند می شکنند . زاویه ای که تحت آن موج می شکند زاویه شکست نام دارد . در ارتفاعات بالا و در زوایای ٦٠ درجه تا ۹۰ درجه نسبت به ایستگاه مسئله ی شکست حل شده و این خطا بسیار کمتر می شود.زاویه شکست در DA تغییر بوجود می آورد .

امتداد خط شکست موج نقطه ای به وجود می آورد که به آن ایستگاه مجازی می نامند.

[1] - coastal refraction



شکل ۲-۲-۲ خطای شکست ساحلی

16-3-2 اثر زمین های مرتفع یا کوهستان [۱]

موج های رادیویی توسط کوهها،تپه ها ، یا ساختمان های بزرگ جذب شده یا منعکس می شوند و ممکن است A.D.F جهت موج انعکاس یافته را محاسبه کند .

به این نکته باید توجه داشت که عامل منعکس کننده ی نزدیکتر به علت موقعیت هندسی خود خطای بزرگتری برای هواپیما ایجاد می کند .

16-4-2 خطای یک چهارمی [۲]

هر سه خطایی که تا بحال توضیح دادیم اهمیت زیادی ندارند مهمترین خطا در A.D.F ، خطای یک چهارمی است .

اگر یک محور طولی و عرضی برای هواپیما رسم شود آن را به چهار قسمت تقسیم می کند ، همانطور که می دانیم بدنه ی هواپیماها از فلز ساخته شده اند،بدنه ی فلز هواپیما در مسیر امواج الکترمغناطیسی تاثیر پذیر است و در آن ولتاژ به وجود می آید و محیط اطراف خود را تحت تاثیر قرار می دهد .یعنی بدنه ی هواپیما شروع به صادر کردن امواج می کند .

[1] - High terrain or mountain effect
[2] - Quadrantal error (Q.E)

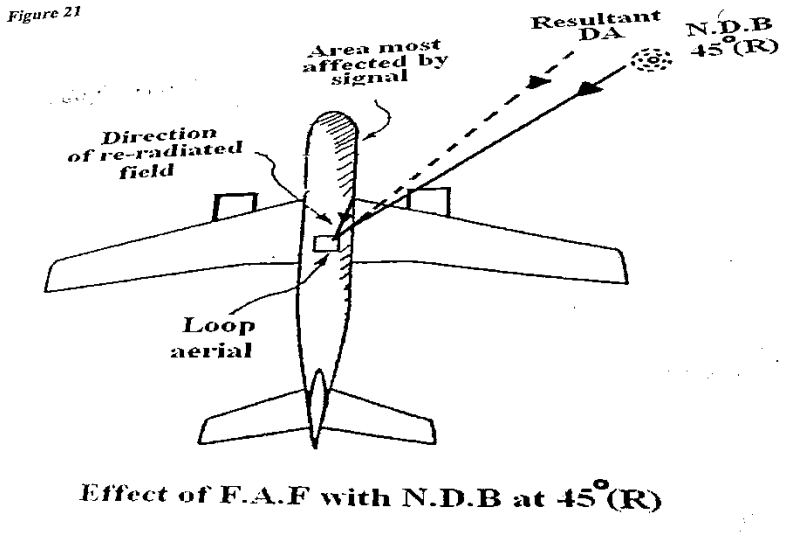
چون بدنه ی هواپیما متقارن است توزیع امواج مغناطیسی در دو طرف هواپیما و نیز در سر و ته هواپیما یکی است . ناحیه ی هاشور زده نشان دهنده ی منطقه ای است که بیشترین میدان را تولید می کند ، امواج این میدان یک ایستگاه مجازی را تولید کرده و باعث ایجاد خطا می شوند(شکل ۲-۲-۳)

چون در سر و ته هواپیما این امواج تاثیر چندانی ندارد این مناطق بدون خطا no error نام گذاری می شوند

خطاها در ربع های هواپیما اتفاق می افتد .

وظیفه ی از بین بردن این خطاها به عهده ی کارخانه ی سازنده است و برای از بین بردن آن از Quadrantal error collector unit استفاده می شود .

امواجی را که از بدنه ی هواپیما ساطع می شوند را F.A.F [1]می نامند.



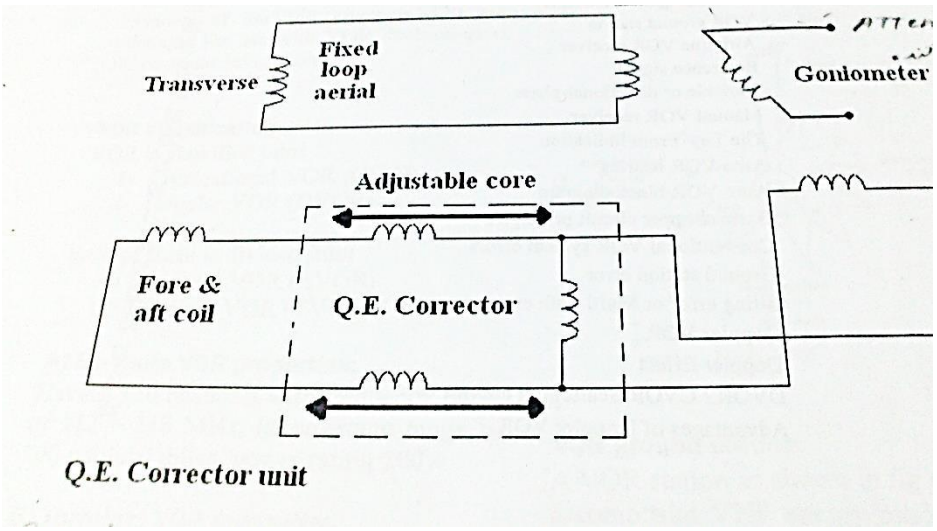
شکل ۲-۲-۳ خطای یک چهرمی

۲-۱۷واحد تصحیح خطای یک چهارمی [2]

[1] - Fuseladge augmented field
[2] - Quadrantal error collector unit

می دانیم امواجی که از ایستگاه زمینی می آیند قوی تر از امواجی هستند که از بدنه هواپیما ساطع می شوند بنابر این برای جبران خطای Q.E [1] می توان در سر راه امواج بدنه از یک تضعیف کننده [2] استفاده کنیم .

تضعیف کننده از سه سلف تشکیل شده است که به شکل ۲-۲-٤ در کنار یکدیگر قرار گرفته اند ، این سلف ها قابل تنظیم آن و با تنظیم آنها خطا به حداقل رسیده و یا از بین می رود .اگر با تنظیم سلف ها خطا از بین نرفت قطعه باید عوض شود تا با قرار دادن BOX جدید و تنظیم آن خطا از بین برود و یا به حداقل برسد.



شکل ۲-۲-٤ مدار تصحیح خطای یک چهارمی

[1] - Quadrantal error
[2] - attenuator

Very High Frequency Omni-Rang System

V.O.R

۳-۱ مقدمه

VOR [1]

سیستم دیگری که پس از A.D.F معرفی می شود V.O.R نام دارد، V.O.R سیستم پیشرفته ای است که در کنار A.D.F استفاده می شود. در A.D.F فرکانس های پایین و متوسط فرستاده می شد در حالی که در V.O.R از فرکانس های بسیار بسیار بالا استفاده می کنیم.

اولین اصل در V.O.R بخش فرستنده آن است که به آن Ground beacon می گویند . در این سیستم گیرنده را Airborne Receiver می نامند.

در مورد V.O.R باید به سه نکته زیر دقت کنیم:

۱-باند فرکانسی آن VHF از Mhz 108-118 می باشد.

۲-دارای پلاریته ی افقی[2] می باشد.

۳-دارای ۲۰۰ کانال می باشد.

۳-۲ طبقه بندی V.O.R

V.O.R به صورت زیر طبقه بندی می شود:

C VOR-[3]

D VOR-[4]

هر کدام از این دو نوع به شکل زیر تقسیم بندی می شوند:

[1] - Very High Frequency omni-rang system
[2] - Horizontally polarized
[3] - Conventional VOR
[4] - Doppler VOR

E VOR [1]

که دارای ۱۲۰ کانال با باند فرکانسی ۱۱۸–۱۱۲مگاهرتز می باشد.برد آن ۲۰۰ ناتیکال مایل می باشد.در حقیقت ایستگاهی است که در مسیر هواپیما قرار گرفته است.و power rating آن ۲۰۰ وات می باشد.

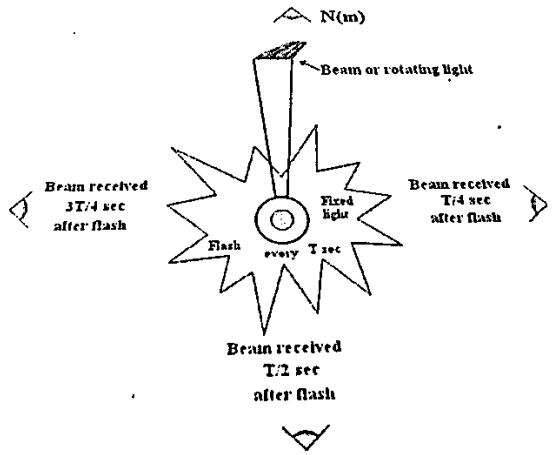
T VOR [2]

دارای ٤٠ کانال با باند فرکانسی ۱۱۲–۱۰۸ مگاهرتز می باشد ، برد آن ۲۵ ناتیکال مایل و توان خروجی ۵۰وات است.در حقیقت این نوع VOR ایستگاهی است که در انتهای پایانه (موقع فرود) قرار گرفته است.

۳–۳ ایده کلی VOR [3]

شکل ۳–۱ اساس کار VOR را نشان میدهد .یک چراغ فلش قرمز را در وسط و یک چراغ گردان (به رنگ سفید) را در اطراف داریم.در شمال مغناطیسی ناظر هم نور قرمز و هم نور سفید را می بینید.چون نور قرمز در تمام جهات پراکنده می شود آن را Omni-directional و چون نور سفید جهت دار است آن را directional می نامند.

سیستم VOR هم از دو موج تشکیل می شود که یکی در حکم نور قرمز و دیگری در حکم نور سفید رنگ است.



[1] - En-route VOR
2 - Terminal V.O.R
[3] - VOR navigation concepts

شکل ۳-۱

در VOR فرستنده دو موج یکی Omni directional (مانند نور ثابت که آن را مرجع reference light می نامند) و دیگری directional (مانند چراغ گردان که به آن نور متغییر variable light می گویند) می فرستد.یکی از این دو موج به شکل Figure of eight و دیگری به شکل دایره است این دو موج در جایی به هم می رسند و با هم تلفیق شد و به شکل cardioid در می آیند.

پس فرق عمده بین یک A.D.F با یک V.O.R در فرستنده ی آنهاست.در فرستنده ی V.O.R دو موج تلفیق شده و سپس به گیرنده می رسد ،اما در A.D.F این ترکیب در گیرنده انجام می شود . به طور کلی آنتن فرستنده ی VOR مشابه آنتن گیرنده ی ADF است.

۳-٤ ایستگاه زمینی V.O.R [1]

این ایستگاه همانطور که در شکل ۳-۲-۱ می بینیم یک VHF مرکب مدوله شده را به همراه یک فاز مرجع که Omni directional است و نیز یک فاز متغییر variable phase انتشار می دهد.

Magnetic bearing هواپیما به اختلاف فاز بین این دو ایستگاه (یعنی $v\phi$ و $R\phi$ بستگی خواهد داشت .

ارسال امواج از ایستگاه Conventional VOR دارای خصوصیات زیر است :

Horizontally polarized

VHF carrier

Amplitude modulation

و دو آنتن یکی جهت دار و دیگری همه جهت سیگنال های زیر را همراهی می کنند:

۳۰هرتز با فاز متغییر

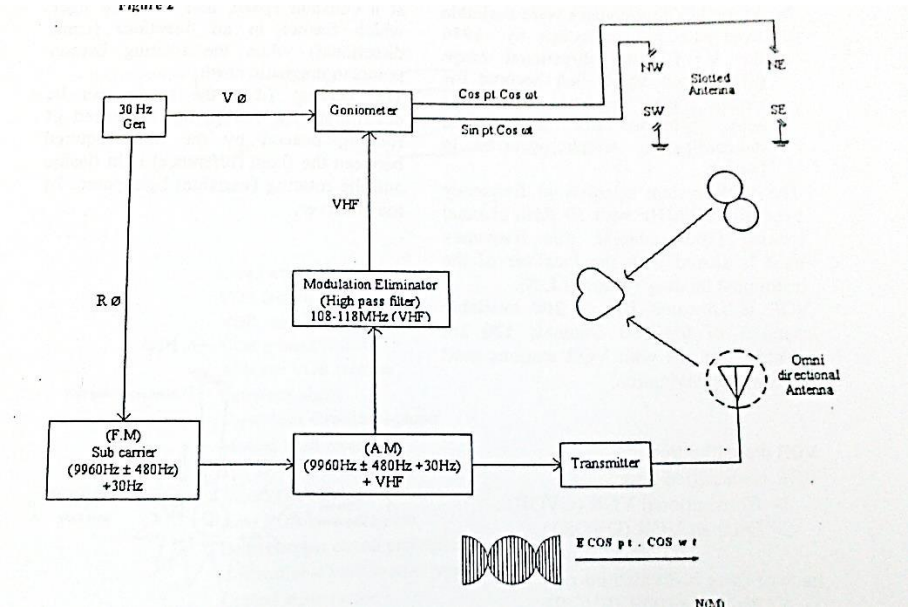
۹۹٦۰ هرتز که خود یک sub-carrier است که با یک VHF جمع شده و تشکیل AM می دهد.

[1] - V.O.R ground station

FM=(9960HZ±480HZ)+30HZ

1020HZ سیگنال هویت

سیگنال کدگذاری شده ی ایستگاه است (طبق MORSE CODE) و می تواند با یک Voice نیز همراه باشد.



شکل ۳-۲-۱ بلوک دیاگرام فرستده ی VOR

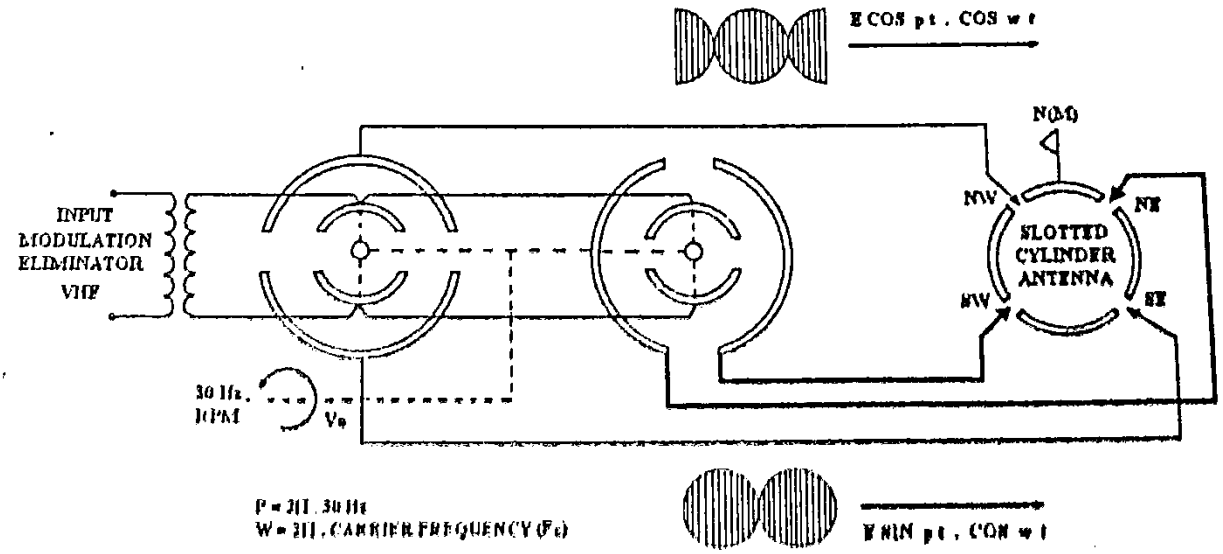
۳-۵ گانیومتر خازنی [1]

دو خازن دارد این دو خازن خلاف جهت هم قرار گرفته اند و دو روتور آنها را می چرخانند.این دو روتور با یک صفحه به هم متصل شده اند که با شفتی به یک موتور که ۳۰ بار در ثانیه می چرخد حرکت می کنند .

وقتی ولتاژ VHF به این دو خازن وارد می شوند در اثر حرکت صفحات دو موج سینوسی و کسینوسی با هم تلفیق شده و موج Figure of eight بوجود می آوردند یعنی یک سیگنال را به دو سیگنال تبدیل می کنند

[1] - the capacitive Goniometer

پلاریته ی eight را آنتن استوانه ای دایره ای شکلی که در چهار جهت شکاف دارد بوجود می آورد که به آن آنتن شکاف دار [1] می گویند.(شکل ۲-۲-۳)



شکل ۳-۲-۲ گانیومتر خازنی

گفتیم در A.D.F گانیومتر از نوع سلفی و در V.O.R از نوع خازنی است.ورودی گانیومتر در V.O.R همان VHF است این موج به وسیله ی دو صفحه ی گردان گانیومتر که به وسیله ی روتوری که ۳۰ هرتز در ثانیه می چرخد داده می شود.

آنتن های شکاف دار در واقع همان آنتن های دو قطبی اند شکل این آنتن به صورت یک استوانه ی شکاف دار است ، می توان دو آنتن را به صورت ضربدری کنار یکدیگر قرار داد .به این آنتن ها Crossed dipole antenna گفته می شود ، کار دو آنتن crossed و slotted یکی است . در مکان هایی که با کمبود جا مواجه ایم بهتر است از آنتن های شکاف دار استفاده کنیم.

[1] - slotted antenna

۳-٦ گیرندهVOR

وظیفه ی هر گیرنده ، گرفتن موج و پردازش آن و تحویل به نشان دهنده می باشد.یک اختلاف عمده بین A.D.F و V.O.R وجود دارد:

A.D.F همیشه موقعیت Heading هواپیما نسبت به ایستگاه یا در حقیقت Relative bearing را می یابد .اما V.O.R مستقل از Heading می باشد و در این سیستم موقعیت ایستگاه نسبت به شمال مغناطیسی یا در حقیقت Magnetic bearing را پیدا می کند.

گیرنده ی V.O.R می تواند به دو قسمت مهم زیر تقسیم شود :

V.O.R 6-1-3 دستی[1]

این نوع انحراف خلبان را طبق یکی از ۳٦۰ خط [2] نشان می دهد ، یک توضیح مختصر در مورد این نوع VOR می دهیم:

اگر موقعیت یک ایستگاه را در مرکز یک دایره در نظر بگیرید می گوییم این ایستگاه نسبت به N دارای یک جهت خاص است.اگر دایره ی مذبور را به ۳٦۰ درجه تقسیم کنیم در حقیقت اطراف ایستگاه ۳٦۰ خط خواهیم داشت این خط شعاعی را Radia lines می نامند.

N(M) در سیستم V.O.R همان Rϕ (reference phase) و Radia lines همان Vϕ (Variable phase) هستند.

در V.O.R دستی اطلاعات باید به صورت دستی وارد سیستم شود ، روی بعضی از اجزاء یک سیستم دستی سلکتور هایی وجود دارند که به آنها O.B.S [3] گفته می شود.

خلبان از قبل به وسیله ی سلکتور درجه ای به سیستم به صورت دستی می دهد و سیستم معلوم می کند :

الف:خلبان در جهتی که می خواهد قرار گرفته است یا خیر؟

[1] - Manual V.O.R
[2] - Bearing line
[3] - omni bearing selector

ب: آیا از جهت مورد نظر دور می شود یا به آن نزدیک می گردد؟

به عبارت دیگر خلبان ایستگاهی را مکان یابی کرده و radial آن را به سیستم می دهد (مثلا ٤٢ درجه).اگر سیستم واژه ی To را نشان دهد یعنی به طرف ایستگاه می رویم و اگر From روی نشان دهنده ظاهر شد یعنی در حال دور شدن از ایستگاه هستیم .

نکته ی قابل توجه این است که در V.O.R دو آنتن مفهومی ندارد و فقط از یک آنتن به نام VOR antenna که معمولا VHF را نیز در بر می گیرد استفاده می شود.

6-2-3 بلوک دیاگرام V.O.R دستی

در شکل ۳-۳-۱ دیاگرام مذبور آمده است ، به وسیله ی این دیاگرام می توانیم زاویه ی یک Radial دلخواه و نیز پیام To/From را ببینیم ، هم چنین می توان پرچم اخطار [1] را در مواقعی که سیگنال از بین رفته یا بسیار ضعیف شده را دید.

در ابتدا سیگنال ها بعد از tune شدن به آنتن VOR/ILS می رسند و پس از طی مراحل خاصی که در Superhet انجام می شود موج بازرسی یا اکتشاف detection خواهد شد.

پس از این مرحله در حقیقت موج به سه قسمت مدوله شده ی جدا توسط فیلتر ها تقسیم می شود ، سه دسته فرکانس صوتی که بوجود می آیند عبارتند از:

30Hz variable phase (vϕ)

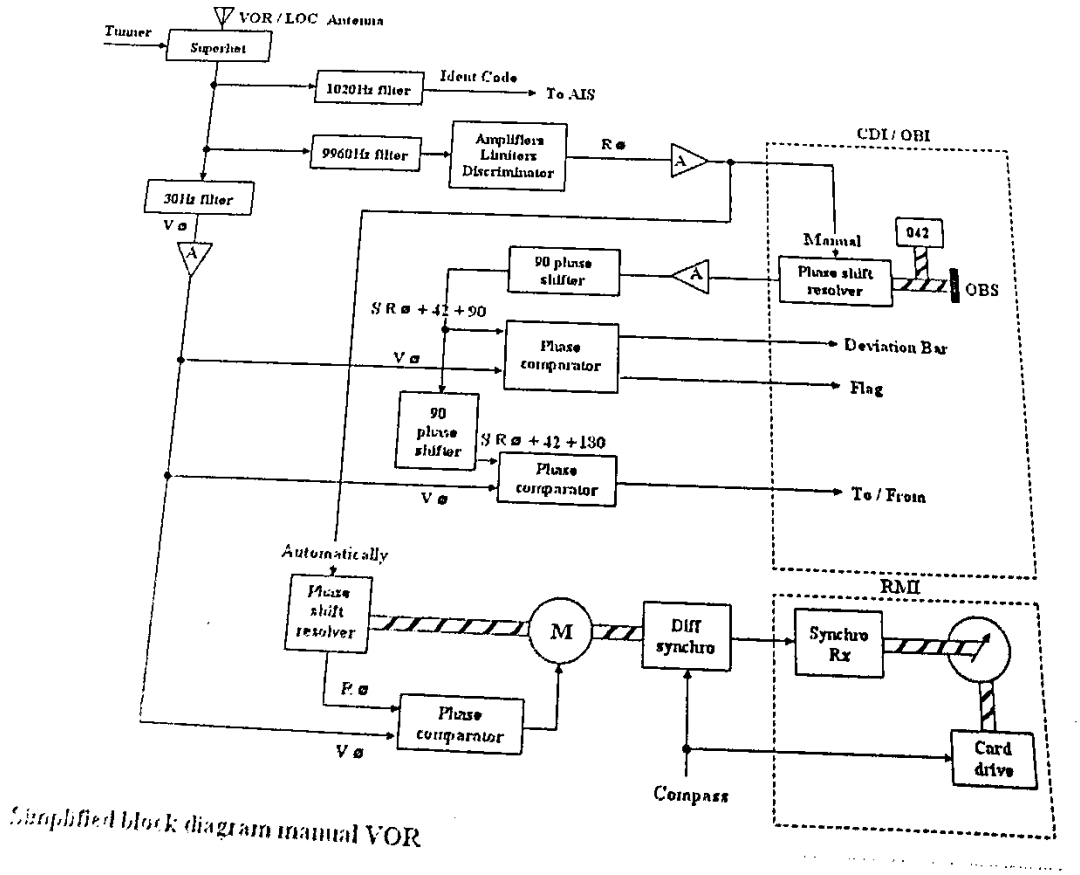
9960Hz sub – carrier , Frequency modulated (F.M) by 30Hz reference phase ,Rϕ with deviation of ±480Hz

[1] - warning flag

1020Hz morse code identification signal

FM=(9960Hz ± 480Hz) + 30 Hz

AM=(9960Hz ± 480Hz + 30 Hz) + VHF



شکل ۳-۳-۱ بلوک دیاگرام manual VOR

در شاخه ی ❋ ، Reference وارد C.D.I یا همان نشان دهنده می شود.

Phase shift resolver یک سوئیچ معمولی نیست ، کار آن سنجیدن فاز متغیر [1] نسبت به فاز مرجع [2] است.

[1] - variable phase
[2] - reference phase

چون resolver از دامنه ی سیگنال کم می کند در خروجی آن با استفاده از یک amplifier آن را دوباره تقویت می کنند.در اینجا resolver باعث شده به موج ٤٢ درجه اضافه شود.

مقایسه کننده ی فاز اولی phase comprator ، فاز دو موج vϕ و Rϕ تغییر یافته یا SRQ+42+90 را مقایسه میکند و اختلاف فاز را نسبت به ۹۰ درجه می سنجد.

مقایسه کننده ی فاز دومی ، فاز دو موج Vϕ و Rϕ تغییر یافته یعنی SRQ+42+180 را مقایسه می کند اگر دو فاز نسبت به خم کمتر از ۹۰ درجه اختلاف فاز داشته باشند To و اگر بیشتر از ۹۰ درجه اختلاف داشته باشند From روی نشان دهنده پدیدار می شود.

فیلتر ۹۹٦۰ هرتز در FMمدولاسیون Carrier اتفاق افتاد یعنی فرکانس موج به اندازه ی ٤۸۰ هرتز کم یا زیاد شود.

در اینجا FM نسبت به AM مزیت دارد زیرا نسبت به نویز مصونیت دارد .

Discriminator یعنی تشخیص دهنده و در سیستم FM تغییرات فرکانس را به تغییرات سیگنال تبدیل می کند در کل کار این قسمت محدود کردن دامنه ی FM برای جلوگیری از نویز است.

گفتیم موج اصلی به سه قسمت (سه فرکانس صوتی) تقسیم بندی می شود:

۳۰ هرتز ۹۹٦۰ هرتز ۱۰۲۰ هرتز

۱۰۲۰ هرتز یا سیگنال هویت یک سیگنال کد گذاری شده است که ثابت است و فیلتر شده به سمت AIS یا سیستم یک پارچه ی صوتی می رود.

۳۰ هرتز یا Variable phase (vϕ) تقویت شده به عنوان ورودی برای مقایسه گر فاز [1] جهت مقایسه فاز بین خود و Rϕ وارد این بخش می شود.

۹۹٦۰ هرتز نیر بعد از فیلتر شدن وارد تقویت کننده[1]، محدود کننده ها[2]، و نیز تشخیص دهنده ها [3] می شود تا ۳۰ هرتز Rϕ از آن جدا شود.

[1] - phase comparator

این ۳۰ هرتز Rϕ جدا شده،به سمت روتور Resolver synchro واقع در نشان دهنده و مانند یک phase shift عمل می کنند

فاز این سیگنال را می توانیم به وسیله ی OBS که به صورت ساعت گرد می تواند حرکت کند قابل تغییر بسازیم.

یعنی اگر OBS ، Θ درجه تغییر کند فاز Rϕ نیز Θ درجه تغییر می کند . در شکل OBS برابر ٤٢ درجه انتخاب شده پس Rϕ برابر است با:

S R Q + 42

Shifted reference phase

SRQ دوباره به وسیله ی یک Shifter ، ۹۰ درجه تغییر فاز پیدا کرده است و داریم:

S R Q +42 + 90

اجازه ندهید این مساله شما را گیج کند این کار فقط برای تسهیل مقایسه ی فاز بین سیگنال ها صورت می گیرد ، وقتی آنها نسبت به هم ۹۰ درجه اختلاف داشته باشند محاسبه به مراتب آسان تر از زمانی است که هم in-phase فاز باشند .

سیگنال SRQ+42+90 به Phase comparator وارد شده پس از مقایسه شدن فاز جهت حرکت دادن deviation bar مورد استفاده قرار می گیرد.

7-3 نشان دهنده To/From

حرکت deviation مانند حرکت میکرو آمپر متراست همانطور که انتظار داریم این نشان دهنده می تواند یکی از سه حالت زیر را نمایش دهد.

پرواز به سمت چپ پرواز به سمت راست پرواز مستقیم

---

[1] - Amplifier
[2] - limiters
[3] - discriminators

در To-From indicator اگر اختلاف فاز سیگنال هایی که به مقایسه گر مربوطه وارد می شوند نسبت به هم کمتر از ۹۰ درجه باشد واژه ی To و اگر اختلاف فاز ها بیشتر از ۹۰ درجه باشد واژه ی From ظاهر می شود.

برای اینکه بتوانیم از نشان دهنده ی To/From استفاده کنیم قبل از اینکه سیگنال SRQ +42+90 را به مقایسه گر فاز دوم بفرستیم باید یک اختلاف فاز ۹۰ درجه دیگر در آن ایجاد کنیم در این صورت خواهیم داشت :

SRQ+42+180

حال این موج تغییر یافته جدید به همراه همان Vϕ (دقت کنید که ۳۰ هرتز است) با هم به مقایسه گر فاز وارد شده تا فازشان با هم مقایسه شود و طبق پاراگراف فوق یکی از دو واژه ی To یا From را خواهیم دید اگر SRQ+180 و Vϕ هم فاز باشند هیچ کدام از واژه های To و یا From دیده نخواهد شد و در این حالت پرچم ظاهر نمی شود

.قبل از اینکه به شرح مابقی مدار بپردازیم لازم است تا اینجا با ساختمان یک phase comparator آشنا شویم.

در صورتی که بین دو فاز اختلاف وجود داشته باشد (یعنی کمتر یا بیشتر از ۹۰ درجه باشد) دو حالت زیر پیش می آید:

الف) اگر اختلاف فاز کمتر از ۹۰ درجه باشد deviation bar به سمت راست حرکت می کند و خلبان باید به سمت راست برود تا عقربه نیز رفته رفته به وسط برگردد.

ب)اگر اختلاف فاز بیشتر از ۹۰ درجه باشد deviation bar به سمت چپ حرکت می کند و خلبان باید به سمت چپ برود تا عقربه نیز رفته رفته به وسط برگردد.

اگر در سیستم مقایسه گر مشکلی ایجاد شود ولتاژ به اندازه کافی نیست تا بتواند پرچم اخطار را از دید دور کند پس اگر پرچم دیده شود یعنی سیستم دچار مشکل شده است و مدار از اعتبار ساقط می شود و باید از سیستم دیگری استفاده کرد.

هنگامی که نسبت به ایستگاه می گوییم مثلا Rϕ+42 یعنی ٤٢ درجه نسبت به Rϕ درجه را تغییر داده ایم،

موقعیت هواپیما فاز متغیر(Vϕ) است و Rϕ فاز مرجع ما می باشد.

راحت ترین راه برای تشخیص پرواز به سمت چپ یا راست بر اساس مرجع هواپیمایی کشوری به شرح ذیل است:

اگر Rϕ،Vϕ را lag کند پرواز به سمت راست است.

اگر Rϕ،Vϕ را lead کندپرواز به سمت چپ است.

در ناوبری مهم تریم مساله موقعیت یابی است . وقتی خلبان ایستگاهی را انتخاب کرد سیستم باید پیوسته در هر موقعیتی ، موقعیت هواپیما نسبت به ایستگاه را بیان کند. به همین دلیل از VOR اتوماتیک استفاده می کنیم.

V.O.R 8-3 اتوماتیک [1]

اگر به شکل ١-٤-٣ توجه کنیم در قسمت auto می بینیم که Rϕ را بدون هیچ تغییری به resolver در سیستم اتوماتیک رسانده است (resolver اتوماتیک است و با دست کار نمی کند) ٩٠ درجه اختلاف فاز توسط resolver روی Rϕ اعمال شده و Rϕ به مقایسه گر می رود و Vϕ نیز بدون هیچ تغییری به همین واحد وارد می شود.

هر مقایسه گری ابتدا موج را به DC تبدیل کرده سپس فاز را مقایسه می کند پس از آن موج را به یک Chopper amplifier می دهد تا موج DC را به موج AC برای ورود به موتور تبدیل کند.

موتور با شفت به یک Diffrenitalsynchro وصل می شود.

[1] - Auto VOR bearing

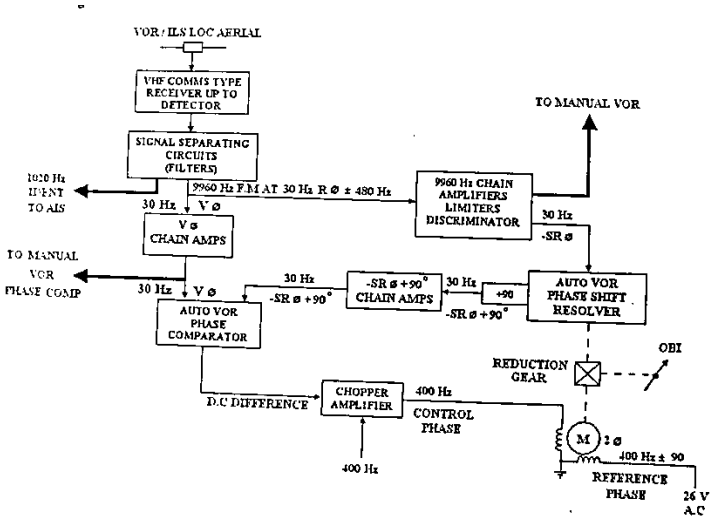
8-1-3 بلوک دیاگرام V.O.R اتوماتیک

به شکل ۱-٤-۳ دقت کنید ، این شکل یک دیاگرام Auto VOR را نشان می دهد .نشان دهنده ی magnetic bearing در Auto VOR را O.B.S [1] می نامند.و امروزه کمتر کاربرد دارد .گفتیم با پیشرفت نشان دهنده ها R.M.I بوجود آمد و امروزه بیشتر از این وسیله استفاده می شود.

در Auto VOR از زاویه معکوس reciprocal استفاده می کنند.

با توجه به شکل۳-٤-۱می بینیم هنگامی که 30hz –Rϕ از 9960Hz sub-carrier استخراج می شود مانند آنچه در manual VOR اتفاق می افتد به سمت روتور Phase shift resolver رفته و در resolver ، ۹۰ درجه تغییر فاز پیدا کرده تا خروجی SRϕ+90 حاصل شود .یادآوری می کنیم که یک resolver دارای روتور و استاتوراند و دو سیم پیچ روتور و دو سیم پیچ استاتور دارد.

نکته ی بسیار مهم در مورد منفی بودن زاویه در Auto VORوجود دارد،Manual VOR، magnetic bearing هواپیما را نسبت به ایستگاه نشان میدهد ، در حالی که auto VOR ، Magnetic bearing ایستگاه را نسبت به هواپیما نشان می دهد و به این دلیل از یک منفی استفاده می کنیم که بگوییم Rϕ در Auto VOR عکس Rϕ در Manual VOR است.



[1] - -omni bearing indicator

شکل ۳-٤-۱ بلوک دیاگرام Auto VOR

در واحد جداکننده سیگنال مدار Signal separating circuit فیلتر هایی قرار دارندکه سیگنال ها را از هم جدا میکنند در اینجا خلبان سیستم VOR را انتخاب Tune(108-118Mz) می کند . فرض می کنیم خلبان ۱۰۹ را انتخاب می کند با این انتخاب از فیلتر به بعد سیستم فقط ۱۰۹ را بررسی می کند و بقیه سیگنال ها را فیلتر می کند.

در واحد discriminator ، ۳۰ هرتز از موج جدا می شود (کار آن تبدیل تغییرات فرکانس به سیگنال الکتریکی است).

خروجی resolver که به صورت 30hz-SRϕ+90 است پس از تقویت وارد یک Phase comparator شده و فاز آن با ورودی 30HZ Vϕ مقایسه می شود . این واحد تغییرات فاز را به تغییرات ولتاژ DC تبدیل می کند.یعنی خروجی آن ، ولتاژ متغیر DC می باشد (یعنی ولتاژ گاهی مثبت است . گاهی منفی)، این ولتاژ متغیر DC به Chopper amplifier وارد می شود .

یک فرکانس ٤۰۰ هرتز از منبع تغذیه هواپیما به chopper وارد می شود و فاز خروجی chopper با توجه به پلاریته ی DC ورودی تعیین می شود.به طوری که وقتی ولتاژ DCمتغیر صفر باشد خروجی chopper نیز صفر است و دو ورودی مخالف (از نظر پلاریته) یک خروجی غیر همفاز ٤۰۰ هرتز تولید می کند.

سیگنال خروجی ٤۰۰ هرتز که از chopper خارج شده به عنوان فاز کنترل به موتور دو فاز AC وارد می شود ، فاز دیگر موتور که فاز ثابت یا فاز مرجع نامیده می شود از طریق برق هواپیما که 26 V,400Hz می باشد به استاتور موتور داده می شود.

در موتور این دو فاز یعنی فاز کنترل و فاز مرجع با یکدیگر مقایسه می شند،اگر هم فاز باشند موتور هیچ حرکتی نمی کند . برای حرکت کردن موتور این دو فاز باید غیر همنام باشند .

اگر Rϕ از فاز کنترل ، ۹۰ درجه جلوتر باشد موتور راست گرد است .

اگر Rϕ از فاز کنترل ، ۹۰ درجه عقب تر باشد موتور چپ گرد است.

در همان حال شفت موتور با resolver ارتباط دارد و آن را آنقدر می چرخاند تا حالت null پیدا کند ، در این موقع سمت ایستگاه پیدا شده است ، اگر قرار بود موتور دائما بچرخد ، زاویه ی روی نشان دهنده مرتبا بین صفر و ۳۶۰ درجه تغییر می کرد.

Auto VOR chopper amplifier 8-2-3

این مدار ساده چیزی جز یک مدار ایجاد و از بین بردن DC نیست ، که می توان آن را بر مبنای عملکرد دیود ها شرح داد . در نیم سیکل مثبت دیود های یک و سه روشن و دیودهای دو و چهار خاموش اند.و در نیم سیکل منفی قضیه بر عکس است.این مدار شبیه Balance modulator عمل می کند . آمپلی فایر استفاده شده در این نوع مدار از نوع تقویت کننده های class C می باشد ، و کار آن تبدیل سیگنال پریودیک به سیگنال AC کامل است .و این سیگنال AC کامل به موتور داده می شود.

9-3 خطاهای سیستم Conventional VOR

خطای ایستگاه زمینی

گفتیم یک ایستگاه زمینی باید دو سیگنال 30HZ Rϕ و 30HZ Vϕ را بفرستدواین دو سیگنال باید آنقدر هماهنگ و همزمان ارسال شوند که در یک لحظه گیرنده بتواند آنها را دریافت کند. در تئوری می توان این قضیه را تصور کرد .اما در عمل ممکن است ارسال هماهنگ دو سیگنال تاخیر یا تقدم فاز پیدا کند،این خطا بوجود می آید این خطا زیاد قابل توجه نیست اما خطای دوم بسیار مهم است که آن را شرح می دهیم.

9-1-3 خطای محل استقرار [1]

وجود این خطا در C VOR بسیار اهمیت دارد و حتما باید اصلاح شود . گفتیم انتشار سیگنال ها در تمام جهات می باشد .قسمتی از امواج به سمت بالا رفته و بخشی دیگر به زمین برخورد کرده منعکس می شود.اما بیشتر امواج به صورت مستقیم حرکت می کنند تا به آنتن گیرنده برسند.

آنتن گیرنده باید متناسب با فرستنده انتخاب شود یعنی مثلا انقدر بلند باشد که در معرض امواج فرستاده شده قرار گرفته و آنها را دریافت کند.

[1] -Siting error or Multi-path error

امواج مستقیم مانند امواج زمینی انحنا پیدا نکرده و تغییر جهت نمی دهد بلکه کاملا صاف و در راستای یک خط راست به سمت جلو می رود و اگر مانعی در سر راه آنها قرار گیرد امواج در برخورد با آنها منعکس شده از مسیر خود منحرف می شود و بعد از مدتی ممکن است به گیرنده برسند و باعث خطا در سیستم شوند پس محل نصب VOR برای ایستگاه زمینی محدودیت دارد و باید در محل هایی که کمترین موانع قرار دارند نصب گردد.

نصب در محل نا مناسب باعث تولید خطا می شود .پس محل استقرار VOR از اهمیت ویژه ای برخوردار است.در اینجا D VOR معرفی می شود که تقریبا مصون از خطا های فوق(خطای محل استقرار) می باشد.

10-3 اثر داپلر[1]

پایه و اساس Doppler VOR ، اثر داپلر است که در سال ۱۸٤۲ میلادی توسط دانشمند اتریشی[2] بر اساس عملکرد امواج صوتی کشف شد . اثر داپلر می تواند به صورت زیر شرح داده شود:

فرکانس (بسامد) موقعی که یک منبع صوتی به شخص نزدیک شود فشرده شده و وقتی منبع صوتی از شخص دور می شود از هم باز می گردد.

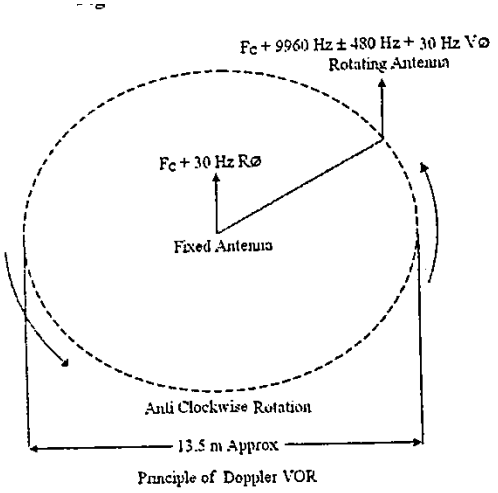
اگر منبع صوتی و ناظر هر دو ساکن باشند در فرکانس تغییری حاصل نمی شود وقتی هر دو حرکت کنند فرکانس دو برابر می شود .تغییرات در فرکانس را Doppler shift نیز می نامند.این قضیه می تواند برای امواج الکترمغناطیسی نیز تعمیم یابد.

کل تغییرات روی آنتن چرخان که همان Vϕ است اتفاق می افتد.این آنتن ۱۸۰۰ بار در دقیقه می چرخد.

منبعی که حرکت دارد فرکانس را نسبت به یک ناظر در جایی کمتر و در جایی بیشتر می فرستد.

در Rϕ یک 480 ± 9960HZ داشتیم که اینجا آن را به Vϕ داده اند.یعنی Vϕ را FM کرده اند به عبارت دیگر جای Vϕ و Rϕ با هم عوض شده است و هم چنین در مقابل 30 هرتز مربوط به Vϕ را به Rϕ داده اند.

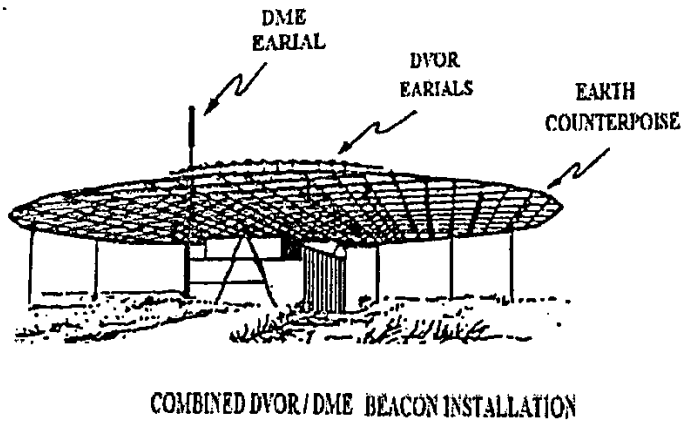
[1] - Doppler effect
[2] - Chiristian Doppler



شکل 3-5 اساس عملکرد دابلر VOR

این سیستم تئوری که شرح داده شد در عمل قابل نصب و راه اندازی نمی باشد از نظر عملی و با توجه به این ایده حدودا از ۵۲ عدد آنتن ثابت که دور تا دور هم قرار گرفته اند و سیگنال ها را دایره وار به هم میفرستند استفاده شده است.

هرکدام از این آنتن ها ۳۰ بار در ثانیه ارسال جهت دار دارند ، هر جا بخواهیم آنتن ها را عمودی پلاریزه کنیم باید یک سیم گراند نیز داشته باشیم،اگر بخواهیم از زمین حقیقی استفاده کنیم باید چاه کنده و آن را با موادی پر کنیم در نتیجه برای سهولت کار از زمین مجازی [1] استفاده می شود که از یک سیم مشبک ساخته شده است.



شکل 3-۵-1 آنتن دابلر VOR

[1] - Counter poise

10-1-3 مزیت D VOR [1]

D VOR نسبت به C VOR دارای مزیت زیر است:

حساس نبودن D VOR نسبت به خطای محل نصب و استقرار که در C VOR اتفاق می افتد.

[1] - Advantage of Doppler VOR

Instrument Landing System

I.L.S

٤-١ مقدمه

ILS [1]

سیستم دیگری که در اینجا بررسی می کنیم ILS نام دارد که در اواخر جنگ جهانی دوم گسترش یافته و در امریکا به عنوان یک سیستم استاندارد استفاده شد.

از آن هنگام تا کنون اساس این سیستم تغییر نیافته و فقط دقت و اعتبار آن افزوده شده است . ILS به خلبان اجازه می دهد تا یک تصویر سه بعدی از موقعیت هواپیمای خود در زمان تقرب برای فرود [2] در اختیار داشته باشد.

٤-٢ طبقه بندی عملکرد ILS

علیرغم اینکه سیستم های NDB و VOR با قابلیت راهنمایی و ناوبری افقی به راحتی شما را به هدینگ صحیح باند [3] هدایت می کنند و قابلیت اطمینان بالای این دستگاه ها حائز اهمیت است، اما نبود هدایت کننده ی عمودی باعث می شود که شما حتما نیاز به میزانی دید برای فرود داشته باشید و همین باعث به وجود آمدن سیستم مدرن و مطمئن ILS شد. این سیستم علاوه بر هدایت کننده افقی(هدینگ)، هدایت کننده ی عمودی(ارتفاع) را هم نمایش می دهد که کمک شایانی برای فرود در شرایط دید بسیار کم فراهم کرد.

سابقه پیدایش روش‌های مختلف جهت راهنمایی کشتی‌ها و هواپیماها را کم و بیش می‌دانیم. در صنعت هوانوردی از شیوه‌های گوناگونی جهت بوجود آوردن مسیرهای هوایی استفاده می‌گردد که البته این شیوه‌ها بنا به نوع دستگاه‌هایی که در آن استفاده می‌شود، گوناگون هستند و سرویسی هم که از طریق مراقبت پرواز (کنترل ترافیک هوایی) در این مسیرها داده می‌شود، متفاوت می‌باشد.

اما زمانی‌که یک پرواز مسیر خود را طی نموده است، (معمولاً) جهت راهنمایی به سمت فرودگاه مقصد و نشستن در آن فرودگاه نیازمند دستگاه‌هابی می‌باشد که وی را به سمت باند هدایت نماید؛ دستگاه‌هایی که

[1] - **Instrument landing system**
[2] - Approach to land
[3] - Runway

می‌توانند وی را – بالاخص در شرایط بد آب و هوایی – تا ارتفاع و فاصله نزدیکی از سطح باند فرودگاه راهنمایی نمایند.

یکی از مهم‌ترین و متداول‌ترین دستگاه‌هایی که امروزه در سراسر جهان برای نشستن هواپیما در فرودگاه‌های پرترافیک از آن استفاده می‌شود، سیستم نشستن بوسیله دستگاه، (بدون دید – کور) یا همان ILS می‌باشد

بر اساس اطلاعات بدست آمده اولین دستگاه ILS برای انجام تست‌های اولیه در فرودگاه ایندیانا پلیس در سال ۱۹٤۰ میلادی نصب شده است.

تا به امروز راه حل‌های دیگری نیز برای نشستن هواپیماها – مانند سیستم نشستن بوسیله امواج بسیار کوتاه رادیویی یا MLS[1] اختراع شده و تکامل یافته اند؛ همچنین سیستم‌های ماهواره‌ایِ منطبق برسیستمِ موقعیت‌یابیِ جهانی GPS[2] نیز برای آینده در حال برنامه‌ریزی و طراحی می‌باشند؛ اما امروزه از ILS برای ۹۹٪ از طرح‌های تقرب دقیق و استاندارد [3]در سراسر جهان استفاده می‌گردد.

قبل از اینکه سیستم ILS را به طور کامل بررسی کنیم به به موارد زیر که بر اساس استانداردهای ICAOاست دقت کنید

D.H [4] نشان می دهد که خلبان تا چه ارتفاعی می تواند تصمیم بگیرد که بنشیند یا از نشستن صرف نظر کند [5]

RVR [6] نیز مخفف است و نشان می دهد که از نظر ظاهری خلبان باید بتواند چه مسافتی از باند فرود را روئت کند.

در طبقه بندی اول داریم D.H=60M (200FT) یعنی خلبان تا ٦۰ متر می تواند تصمیم بگیرد Go around کند یا به پرواز خود ادامه دهد ، هم چنین RVR=800M است یعنی خلبان تا ۸۰۰ متر باند را باید بتواند ببیند

[1] - Microwave Landing System
[2] - Global Positioning System
[3] - Standard Precision Approach
[4] - Decision Height
[5] - Go around
[6] - Runway Visual Rang

هواپیماهایی که جزء این دسته بندی هستند قدیمی محسوب می شوند و همه جا نمی توانند به درستی پرواز کنند.

در طبقه بندی دوم داریم: D.H=30M(100FT) و R.V.R=400M(1200FT) به این نکته باید دقت کرد که هر هواپیمایی که قادر باشد در ارتفاع پایین مجددا اوج گیری کند دارای قدرت موتور بیشتری است.

دسته بندی سوم خود به سه بخش تقسیم می شود ، این دسته بندی D.H ندارد و کافی است خلبان بتواند R.V.R را برای نشستن ببیند(See RVR to land)

در طبقه بندی سوم بخش(آ)،RVR=200M برای نشستن مناسب است یعنی داریم:

RVR 200m See to land

در طبقه بندی سوم بخش (ب) هواپیما روی زمین در حالت تاکسی کردن است ،یعنی ارتفاع مهم نیست ،خلبان در حال تاکسی کردن باید بتواند تا ۳۰ متر اطراف خود را ببیند بنابراین داریم:

30m See to taxi RVR

در طبقه بندی سوم بخش(ج) از سیستم Auto land هواپیما که توسط خلبان انتخاب می گردد استفاده می شود .در اینجا نه ارتفاع مهم است و نه RVR و هواپیما می تواند به صورت اتوماتیک روی زمین بنشیند و داریم:

RVR Zero Auto land

در گذشته این اندازه گیری ها اکثرا به صورت چشمی انجام می گرفت اما امروزه می توان از نشانه های متعددی برای اندازه گیری مسافت ها استفاده کرد (مانند چراغ های باند،نوشتن اعداد به صورت درشت روی باند فرودگاه و ....)

امروزه باپیشرفت سیستم ها ، Radio altimeter بوجود آمده است ، این ارتفاع سنج می تواند به صورت بسیار دقیقی ارتفاع هواپیما را از زمین به وسیله ی فرستاده امواج رادیویی و برگشت آنها به سمت حس گر ها اندازه بگیرد.

بنابراین طبقه بندی جدول ICAO [1] بر اساس عملکرد هواپیماهای ساده تا هواپیماهای مجهز و پیچیده صورت گرفته است .پس سیستم ILS هواپیما را فرود راهنمایی و آماده می کند.

یکی هواپیما را بصورت عرضی (از یک PA [2] می‌تواند فقط برای یک باند، طرح تقرب دقیق ILS یک سیستم طرف به طرف دیگر) و دیگری بصورت عمودی راهنمایی می‌کند (مانند یک قیف مکعب شکل) . دو سیستم اصلی ذکر شده عبارتند از

فرستنده ای بنام LLZ [3] بمعنی مشخص کننده موقعیت عرضی – که این فرستنده بر روی فرکانس VHF کار می‌کند و معمولاًدر فاصله ۱۰۰۰ پا (۳۰۰ متر) بعد از انتهای باندِ مورد استفاده نصب می‌گردد و از فاصله ۱۸ مایلی (حدود ۳۳ کیلومتری) هواپیمای در حال نشستن را در عرض راهنمایی می کند. دستگاه گیرنده‌ای نیز در کابین خلبان با گرفتن سیگنال از LLZ به خلبان یا خلبان اتوماتیک [4] اعلام می‌کند که نسبت به خط مرکزی باند چه مقدار در چپ یا راست قرار دارد؛ البته این راهنمایی با شیب خاصی صورت می‌گیرد که باید آن شیب نیز در نظر گرفته شود تا کم کردن ارتفاع هواپیما کاملاً دقیق و به سوی نقطه مشخصی در ابتدای باند باشد.

بعضی لوکالایزرها برای باند مخالف (اگر هواپیما از سمت دیگر باند در حال نشستن باشد) نیز سیگنالهایی می‌فرستند، تا خلبان توجه داشته باشد که از این باند برای طرح تقرب دقیق نمی‌توان استفاده نمود. اما LLZ های موجود در ILS های جدید این سیگنال را نمی‌فرستند .

دومین جزء اصلی تشکیل دهنده ILS بنام GP [5] فرستندهٔ گلایـد پـَث معرفی می‌شود . اما این دستگاه در فاصله‌ای حدود ۱۰۰۰ پا (۳۰۰ متر) از ابتدای باند مورد استفاده، نصب می‌گردد و تا همان فاصله حدود ۳۳ کیلومتری عمل می‌نماید. دستگاه گیرنده دیگری نیز در کابین خلبان با گرفتن سیگنالهای گلاید پّث (GP) پائین یا بالا بودن موقعیت هواپیما نسبت به شیب مناسب را نشان می‌دهد.

شیب مناسب ذکر شده در این نوع طرح‌های تقرب معمولاً ۳ درجه نسبت به افق در نظر گرفته شده است؛ یعنی هواپیما با کمک این دستگاه با شیب بسیار ملایم ارتفاع کم می‌کند تا به نزدیکی سطح باند برسد. (لازم به ذکر

[1] -international civil aviation organization
[2] - Precision APP
[3] - Localizer
[4] - Auto Pilot
[5] -: Glide Path Transmitter

است این شیب راهنما قابل برنامه‌ریزی بوده و می‌توان آن را تا میزان اندکی تغییر داد؛ بعنوان مثال شیب موجود در دستگاه ILS فرودگاه بین‌المللی مهرآباد، ۳/۳ درجه واین شیب در فرودگاه بین‌المللی تبریز، ۳ درجه نسبت به سطح افق می‌باشد.)

ILSدر اکثر مواقع با دستگاه‌های دیگری که فاصله را از فرودگاه نشان می‌دهند ادغام می‌شود تا علاوه بر نشان دادن شیب مناسب، فاصله را نیز هم‌زمان به هواپیما اعلام نماید، یکی دیگر از ملزومات جهت استفاده یک فرودگاه از ILS نصب چراغ‌های مناسب در ابتدای باند می‌باشد (البته بدون سیستم روشنایی نیز امکان‌پذیر است، اما خیلی مشکل)، اما انواع پیشرفته دستگاه ILS نیاز بیشتری به سیستم روشنایی دارند.

ILSانواع مختلفی دارد که با توجه به شرایط دید در محیط فرودگاه { میزان دید جلوی هواپیما از داخل کابین در نزدیکی باند} به شرح زیر دسته‌بندی می‌گردند:

ILS که در اواخر جنگ جهانی دوم گسترش یافته و در امریکا به عنوان یک سیستم استاندارد معرفی شد.

از آن زمان تا کنون اساس این سیستم تغییر نیافته وفقط دقت واعتبار آن افزوده شده.

ILS به خلبانها اجازه میدهد تا یک تصویر سه بعدی از موقعیت هواپیما خود در زمان تقرب در فرود

این سیستم دارای سه catagory میباشد که cat ۳به سه سیستم cat a.b.c تقسیم بندی شده است.

DH مخفف کلمه desision height می باشد ونشان میدهد که خلبان تا چه ارتفاعی می تواند تصمیم بگیرد بنشیند[1] یا از نشستن صرف نظر کند[2].

سیستم(I.L.S)دارای این زیر شاخه ها میباشد

localizer

glide slop

[1] - landing
[2] - go around

marker beacons

localizer (loc) system

این سیستم شامل یک ایستگاه فرستنده زمینی در انتهای باند فرود و یک گیرندۀ رادیویی در کابین خلبان می باشد . که به کمک یکدیگر محل و موقعیت هواپیما را نسبت به امتداد خط میانی باند فرود به خلبان نشان می دهد

این سیستم با ارسال سیگنال به گیرنده خاص ILS در هواپیماآن را به طور کنترل جانبی (عرضی) [1]در خط مرکزی قرار داده تا هواپیما بتواند به راحتی آمادگی برای فرود داشته باشد.[2]

[1] - laterally
[2] - touch down

3-4 بخش های سیستم ILS

3-1-4 مکان یاب [1]

به شکل زیر 4-1 دقت کنید خط مرکزی در شکل نشان داده شده است ، اگر خط مرکزی را روی هواپیما امتداد دهیم آن را Extended center line می نامیم ، هواپیما باید دقیقا در خط مرکزی قرار گیرد.

این امر به وسیله ی localizer انجام می شود . localizer با ارسال سیگنال به گیرنده ی خاص ILS در هواپیما آن را به صورت جانبی یا عرضی در خط مرکزی قرار داده تا هواپیما بتواند به راحتی برای فرود آماده شود.

3-2-4 خط شیرجه[2]

Glide slope خلبان را قادر می سازد تا مسیر کم کردن ارتفاع [3] را اصلاح کرده و به درستی فرود آید .Glide slope هواپیما را عمودی هدایت کرده یعنی به pitch فرمان می دهد.

سیستم شامل یک ایستگاه فرستنده زمینی مستقل در ابتدای سمت چپ باند فرودگاه و یک گیرنده رادیویی داخل هواپیما می باشد. تجهیزات فوق به کمک یکدیگر محل و موقعیت هواپیما را نسبت به شیب مسیر پرواز که هواپیما باید طی کند تا در ابتدای باند فرود به زمین بنشیند به خلبان نشان می دهد . زاویهٔ شیب مسیر پرواز معمولاً ۲ الی ۳ درجه می باشد.

این سیستم خلبان را قادر میسازدتا مسیر کم کردن ارتفاع را اصلاح کرده وبه درستی در اول باند بنشیند Glide slope هواپیما را به صورت عمودی هدایت می کند.

هویت ایستگاههای زمینی (MB) بصورت مورس ازطریق سیستم ارتباطی هواپیما به سمع خلبان می رسد.

[1] - Locolizer
[2] - Glide Slope
[3] - Desent

Marker Beacons 3-3-4

در مسیر تقرب (نزدیک شدن هواپیما به فرود)approach path ایستگاه های زمینی خاصی به نام marker beacons وجود دارند که به فواصل معینی از هم قرار گرفته اند ،این ایستگاه ها مرتبا سیگنال هایی را به صورت مخروطی شکل انتشار می دهند ،جایی که هواپیما این امواج را دریافت کند نشان دهنده ی فاصله ی آن تا انتهای باند است.(امواج انتهای باند را outer beacon می فرستد که بعدا در مورد آن شرح می دهیم).

این beacon ها هواپیما را به صورت طولی هدایت می کنند یعنی نشان می دهند که از نظر طولی چقدر تا آستانه ی فرود فاصله داریم).

اصول کار این سیستم بر پایهٔ ارسال سه موج با فرکانس های مختلف توسط سه ایستگاه زمینی در فواصل مشخص و معین از ابتدای باند فرود می باشد.

به عبارت دیگر : سیستم MARKER BEACON دارای سه فرستنده مستقل به نامهای

INNER MARKER، MIDDLE MARKERو OUTER MARKER می‌باشد که در یک ردیف و در امتداد خط میانی باند فرود نصب شده اند . محل نصب این فرستندها بترتیب درفاصله ۰/۳ ناتیکال مایل (تقریباً یک کیلومتری) ، ۰/٦ ناتیکال مایل و ٤/٦ ناتیکال مایل(تقریباً ۷/٤ کیلومتری) قرارگرفته اند.

نشانگرسیستمmarker beacons هواپیما ، دارای سه لامپ به رنگهای ، آبی و یا ارغوانی زرد و سفید می باشد .

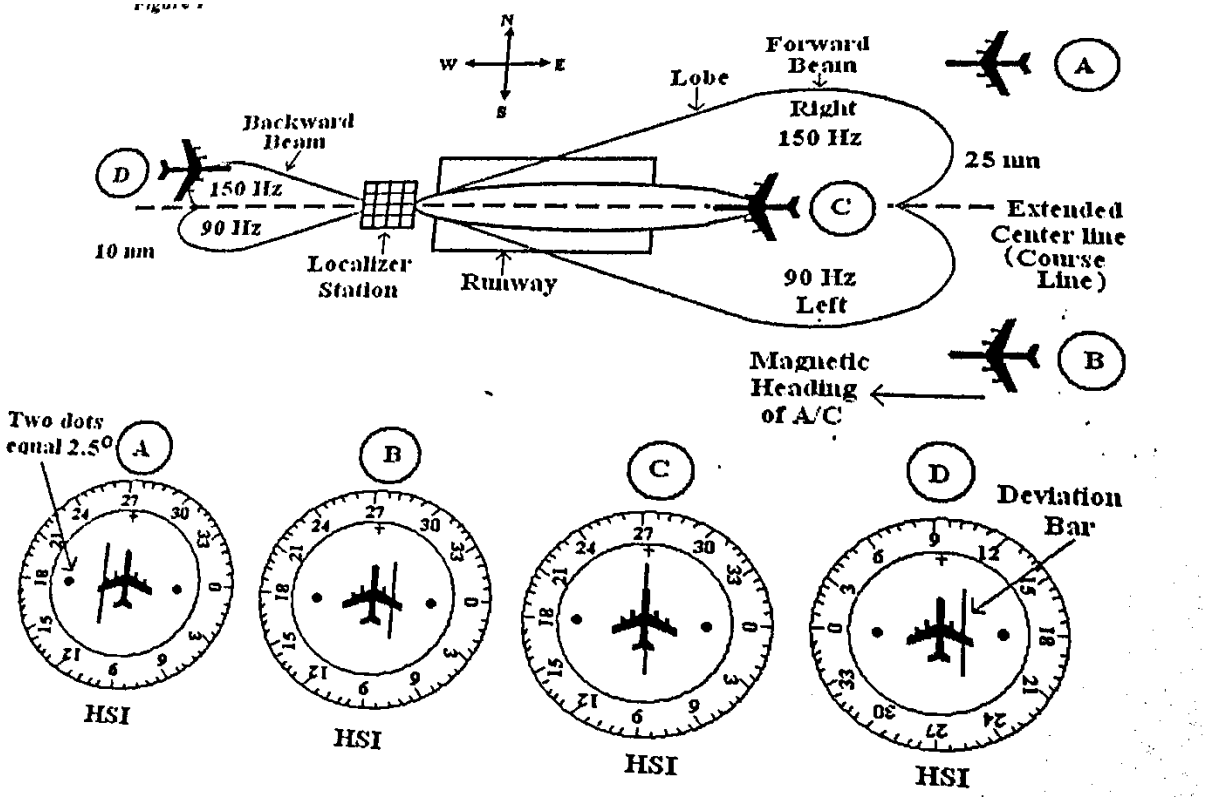
پس از این شرح مختصر حال به تفضیل راجع به این سه مورد بحث می کنیم

Localizer 5-4

قبل از اینکه به شرح کامل localizer بپردازیم یادآوری می کنیم که در مطالب قبل گفتیم سیستم VOR در باند VHF یعنی فقط (108-118MHz) کار می کند و ۲۰۰ کانال دارد ، گفتیم ۱۲۰ کانال از این مجموعه En-route VOR و ٤٠ عدد به T VOR [1] و ٤٠ عدد دیگر به Localizer اختصاص دارد .

از فرکانس ۱۰۸ مگاهرتز تا ۱۱۲ مگاهرتز را به T VOR و Localizer اختصاص داده اند . در اینجا این مسله پیش می آید که چطور متوجه شویم کدام کانال مربوط به T VOR و کدامیک مربوط به Localizer می باشد؟

می توانیم فاصله ی 108-112MHZ را به ٤٠ کانال ۵۰ کیلوهرتزی تقسیم بندی کرد .دهم های زوج را به T VOR و دهم های فرد را به Localizer اختصاص داده اند.



[1] - Terminal VOR

شکل 4-1

در رابطه با localizer به دو مورد اشاره می کنیم :

الف) فرستنده: که روی زمین است و باید modulator و oscillator و در نهایت آنتن داشته باشد.

ب)گیرنده: که روی هواپیما نصب شده است.

در مورد فرستنده می توان به موارد زیر اشاره کرد:

- باند فرکانسی آن 108-112MHZ همراه با دهم های فرد است.
- سیگنال های مدوله شده ی آن شامل دو سیگنال ۱۵۰ و ۹۰ هرتزی است ، که سیگنال های ۹۰ هرتزی برای هدایت به سمت چپ و سیگنال های ۱۵۰ هرتزی برای هدایت هواپیما به سمت راست می باشد.
- قطبیت آن افقی است.
- ماکزیمم رنج آن ۲۵ ناتیکال مایل می باشد.
- عمق مدولاسیون آن معادل ۲۰ درصد است.
- و اختلاف عمق مدولاسیون آن ۱۵/۵ درصد است.D.D.M[1]

موقعی که فرستنده با مشخصات فوق امواج را بوجود آورد به وسیله ی دو آنتن در انتهای باند فرود که به صورت جهت دار دو Lobe (اشعه باریکی از سیگنال ها می فرستد ، سیگنال ها ارسال می شوند یکی از آنتن ها در سمت راست approaching line و دیگری در سمت چپ این خط قرار دارند.

اگر به شکل توجه کنیم در خط مرکزی D.D.M صفر است ، عمق مدولاسیون نیز ۲۰ درصد می باشد.تقاضل عمق مدولاسیون نیز ۱۵/۵ درصد می باشد.

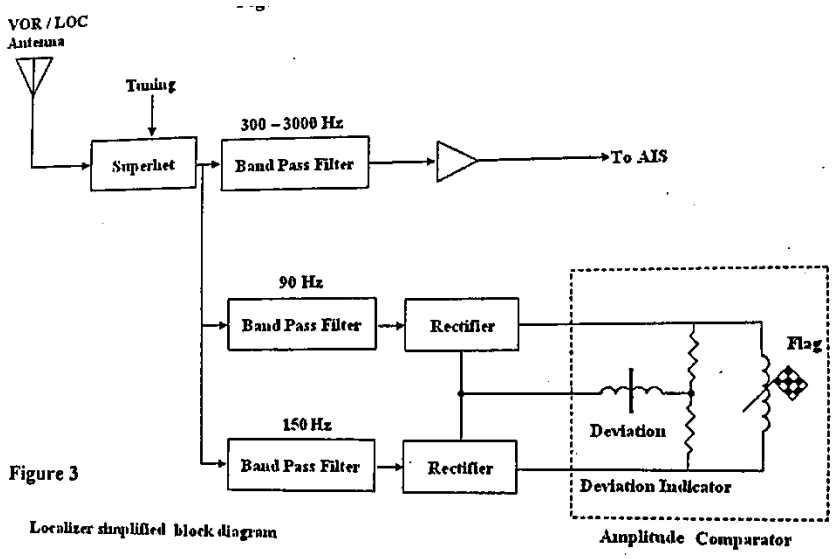
[1] - Deference in depth of modulation

از نظر فلسفه ی کاری می توانیم شکل را مانند Manual VOR شرح دهیم . در Manual VOR از فاز صحبت کردیم اما در اینجا فاز مطرح نیست و دامنه ی ولتاژ از اهمیت خاصی برخوردار است . در حقیقت دامنه ی دو سیگنال ۱۵۰ هرتزی و ۹۰ هرتزی را در مقایسه گر دامنه [1] مقایسه می کنیم ، اگر دامنه ی دو موج مساوی باشد نشان دهنده در صفر می ایستد ،یعنی هواپیما دقیقا در خط وسط در حال حرکت است .

مقایسه کننده ی دامنه وسیله ای است که شبیه مقایسه گر فاز کار می کند با این تفاوت که در آن دامنه ی دو سیگنال را با هم مقایسه می کنیم و به فاز سیگنال ها کار نداریم.

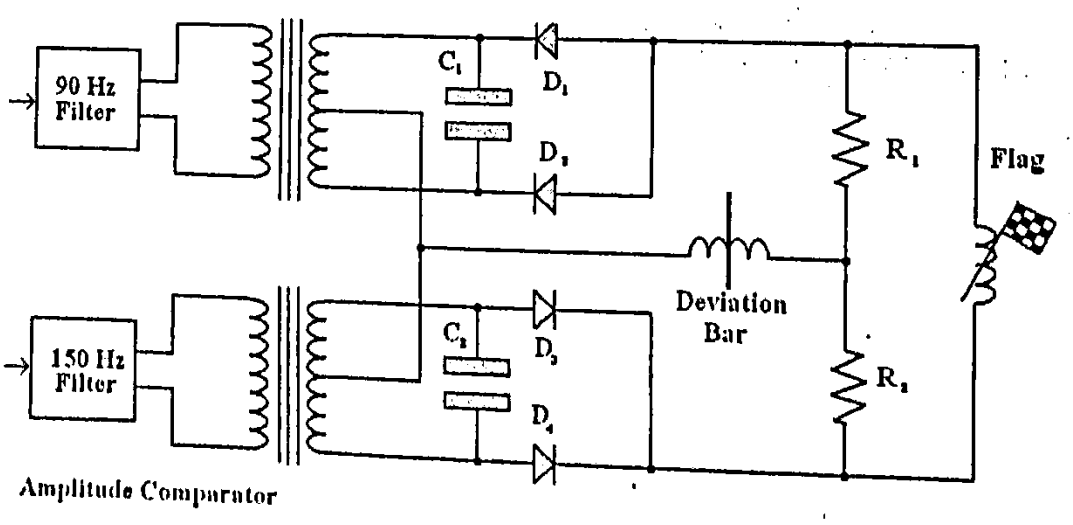
6-4 بلوک دیاگرام یک مقایسه کننده ی فاز

قبل از اینکه مدار ساده ی یک localizer را شرح دهیم ابتدا مدار یک مقایسه کننده ی دامنه را بررسی می کنیم. شکل (٤-٢-١)



شکل ٤-٢-١ بلوک دیاگرام لوکولایزر

[1] - Amplitude comparator



شکل٤ -٢-٢ مقایسگر دامنه

هر کدام از امواج که فیلتر شدند به یک ترانسفورمر اعمال می شوند . اگر دو موج دارای D.M یکسان باشند خروجی صفر شده و Deviation bar حرکتی نمی کند . چانچه عقربه به سمت راست حرکت کند یعنی موج ۱۵۰ هرتزی را دریافت کرده ایم و اگر ۹۰ هرتز را گرفتیم عقربه به سمت چپ می رود.و به عبارت دیگر اگر بخواهیم به وسط بر گردیم در ۱۵۰ هرتزی باید fly to left و در ۹۰ هرتزی fly to right را advise کنیم.

نشان دهنده ی localizer از نوع عمودی است و به سمت راست یا چپ حرکت می کند .

بعد از اینکه با مدار مقایسه گر دامنه آشنا شدیم مدار ساده ای به نام گیرنده ی localizer معرفی می شود.

5-1-4 گیرنده ی localizer [1]

وقتی در مدار زیر سیگنال خاصی tune شد به superhet وارد می شود و با سیگنال local آن mix می شود و IF [2]حاصل می شود.سیگنال حاصله به سه قسمت تقسیم می شود و وارد سه فیلتر می شود:-150HZ 90HZ-audio

[1] - Localizer airborne receiver
[2] - Intermediate frequency

سیگنال صوتی ۱۰۲۰ هرتز از طریق یک تقویت کننده ی صوتی [1] به یک هدفون [2]وارد شده و می تواند به شکل صوت شنیده شود.(معمولا برای Identification یک ایستگاه به کار می رود).

سیگنال های ۹۰ هرتز و ۱۵۰ هرتز پس از تقویت وارد amplitude comparator می شود و قبل از ورود به آن هر دو از یک rectifier تمام موج می گذرند .

Amplitude comparator اختلافD.M دو موج سنجیده می شود و باعث حرکت Deviation Bar می شود.

Glide Slope 7-4

باند فرکانسی Localizer در VHF قرار دارد اما باند فرکانسی Glide Slope در UHF واقع است،مانند Localizer، Glide Slope نیز دارای یک فرستنده و یک گیرنده است.در مورد گیرنده آن بعدا شرح می دهیم اما در مورد فرستده آن باید گفت:

- باند فرکانسی آن UHF است یعنی از محدوده ی ۳۲۸/٦ تا ۳۳۵/٤ مگا هرتز می باشد.
- فاصله ی کانال[3] آن ۱۵۰ کیلوهرتز می باشد.
- عمق مدولاسیون [4] آن ٤۰ درصد است و این مدولاسیون از نوع AM است.
- تقاضل عمق مدولاسیون ۱۷/۵ درصد است.
- سیگنال های مدوله شده ی ۹۰ هرتز بالای Glide path و ۱۵۰ هرتز پایین Glide path هستند.

[1] - audio amplifier
[2] - AIS
[3] - Channel spacing
[4] - Depth of modulation

دقت کنید که جای دو سیگنال در Glide slope نسبت به localizer عوض شده است ، به جدول4-3 دقت کنید هرجا localizer برای هواپیما تعیین شده همزمان Glide Slope نیز برای آن معین شده است.

Table 2 (in mega hertz)

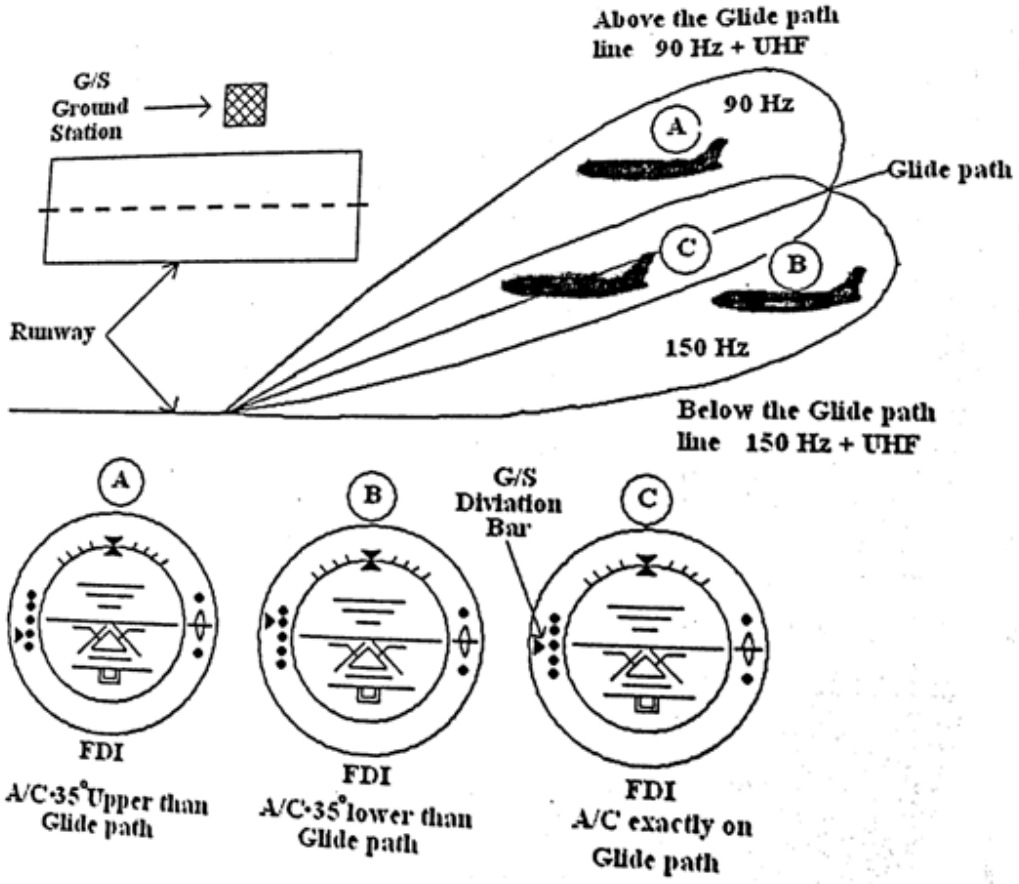
Localizer	Glide Slope	Localizer	Glide Slope
108.10	334.70	110.10	334.40
108.15	334.55	110.15	334.25
108.30	334.10	110.30	335.00
108.35	333.95	110.35	334.85
108.50	329.90	110.50	329.60
108.55	329.75	110.55	329.45
108.70	330.50	110.70	330.20
108.75	330.35	110.75	331.05
108.90	329.30	110.90	330.80
108.95	329.15	110.95	330.65
109.10	331.40	111.10	331.70
109.15	331.25	111.15	331.55
109.30	332.00	111.30	332.30
109.35	332.30	111.35	332.15
109.50	332.60	111.50	332.90
109.55	332.35	111.55	332.75
109.70	333.20	111.70	333.50
10975	333.05	111.75	333.35
109.90	333.80	111.90	331.95
109.95	333.65	111.95	330.95

شکل 4-3

Localizer و Glide Slope تعیین شده در جدول فوق هیچ تداخلی با هم ندارند ، تنها موردی که در آن احتیاج به دوگانگی نداریم بخش tuning است یعنی برای این دو باید همزمان کانال یابی کرد.

اگر به شکل ٤-٤ توجه کنیم ، ایستگاه در یکی از دو طرف خط وسط قرار دارد (یا سمت چپ یا سمت راست) چون ۹۰ هرتز و ۱۵۰ هرتز از یک فرستنده ارسال می شوند از نظر دامنه یکی هستند،بسته به این که هواپیما نسبت به Glide path بالا یا پایین باشد ممکن است ۹۰ هرتز بیشتر یا ۱۵۰ هرتز بیشتر باشد در این صورت می توان محاسبه کرد که D.D.M کدام سیگنال بیشتر است ،مثلا:

برای هواپیماهای بالای خط D.DM برابر با ۹۰ هرتز و برای هواپیماهای پایین خط D.D.M برابر با ۱۵۰ هرتز است.



شکل٤–4 نشان دهنده ی Glide slope

در مورد F.D.I[1]ها می توان گفت ، اگر نشان گر بالای خط باشد advise هواپیما Fly To up و در صورتی که نشانگر پایین خط باشد advise هواپیما Fly To Down خواهد بود .

نشان دهنده ی Glide Slope از نوع افقی[2] است و به سمت بالا یا پایین می تواند حرکت کند.

اگر دو lobe را مانند دو کف دست در نظر بگیریم و این دو کف دست را در بالای هم قرار دهیم در حقیقت Glide slope و اگر دو کف دست را کنار یکدیگر قرار دهیم localizer را شبیه سازی کرده ایم.

پس می بینیم که با رعایت کردن Glide Slope و localizer می توان هواپیما را در محل مناسب فرود آورد.

[1] - Flight Directional Indicator
[2] - Horizontally

Marker Beacons 8-4

در ILS از سه ایستگاه زمینی استفاده می شود.که وقتی هواپیما از بالای هریک از آنها عبور می کند.خلبان متوجه می شود که تا مقصد چقدر فاصله دارد .می توانیم این Marker beacon ها را به سه دسته تقسیم کنیم:

Outer Marker (O.M) 8-1-1-4

فاصله ی این ایستگاه تا آستانه باند فرودگاه ٤/٥ مایل می باشد .هم چنین سیگنال اطلاعات ٤٠٠ هرتزی موج را مدوله کرده است پس داریم:

Frequency rang is 75Mhz + 400hz

یعنی توسط یک سیگنال ٤٠٠ هرتزی AM شده است .رنگ لامپ چشمک زن مربط به Outer Marker آبی می باشد.

Middle Marker (M.M) 8-1-2-4

فاصله این ایستگاه تا آاستانه باند ۳۵۰۰ فوت می باشد و داریم:

Frequency Rang is 75Mhz+1300hz

یعنی توسط یک سیگنال ۱۳۰۰ هرتزی AM , شده است.رنگ لامپ چشمک زن مربوط به Middle Marker کهربایی[1] مایل به نارنجی می باشد.

Fan or Z Marker8-1-3-4

امروزه دیگر نیاز به این ایستگاه احساس نمی شود و کمتر مورد استفاده قرار می گیرد . Z Marker ها را در مسیر راه هایی که باند فرود ندارند استفاده می کنند و داریم:

Frequency Rang is 75Mhz + 3000Hz

[1] - Amber

که ۳۰۰۰ هرتز سیگنال اطلاعاتی است که موج را AM کرده است .

رنگ مربوط به این ایستگاه (چراغ چشمک زن) سفید

هر نشان دهنده ای در هواپیما به یک تک زنگ [1] متصل است تا خلبان متوجه دریافت سیگنال شود ،وقتی هواپیما از روی هر کدام از این ایستگاه ها رد می شود صدای تک زنگی به صدا در می آید و لامپ مربوط به هر ایستگاه به اندازه ی ۱۲–۸ ثانیه شروع به فلاش زدن می کند.سپس Outer Marker و Middle Marker اندازه گیری فاصله را انجام می دهند ، یعنی اگر در هواپیما چراغ چشمک زن آبی روشن شد خلبان می فهمد که تا آستانه ی باند ٤/٥ ناتیکال مایل فاصله دارد.

8-2-4 بلوک دیاگرام Marker beacon

در مارکر بیکنز سیگنال از آنتن به طرف گیرنده ی supperhet می رود ، خروجی superhet خود به سه فیلتر منتهی می شود ، بسته به اینکه فرکانس سیگنال چه باشد از طریق یکی از فیلتر ها وارد شده و لامپ مربوطه را روشن می کند هم چنین همین سیگنال به AIS رفته و Singel chain را به صدا در می آورد.

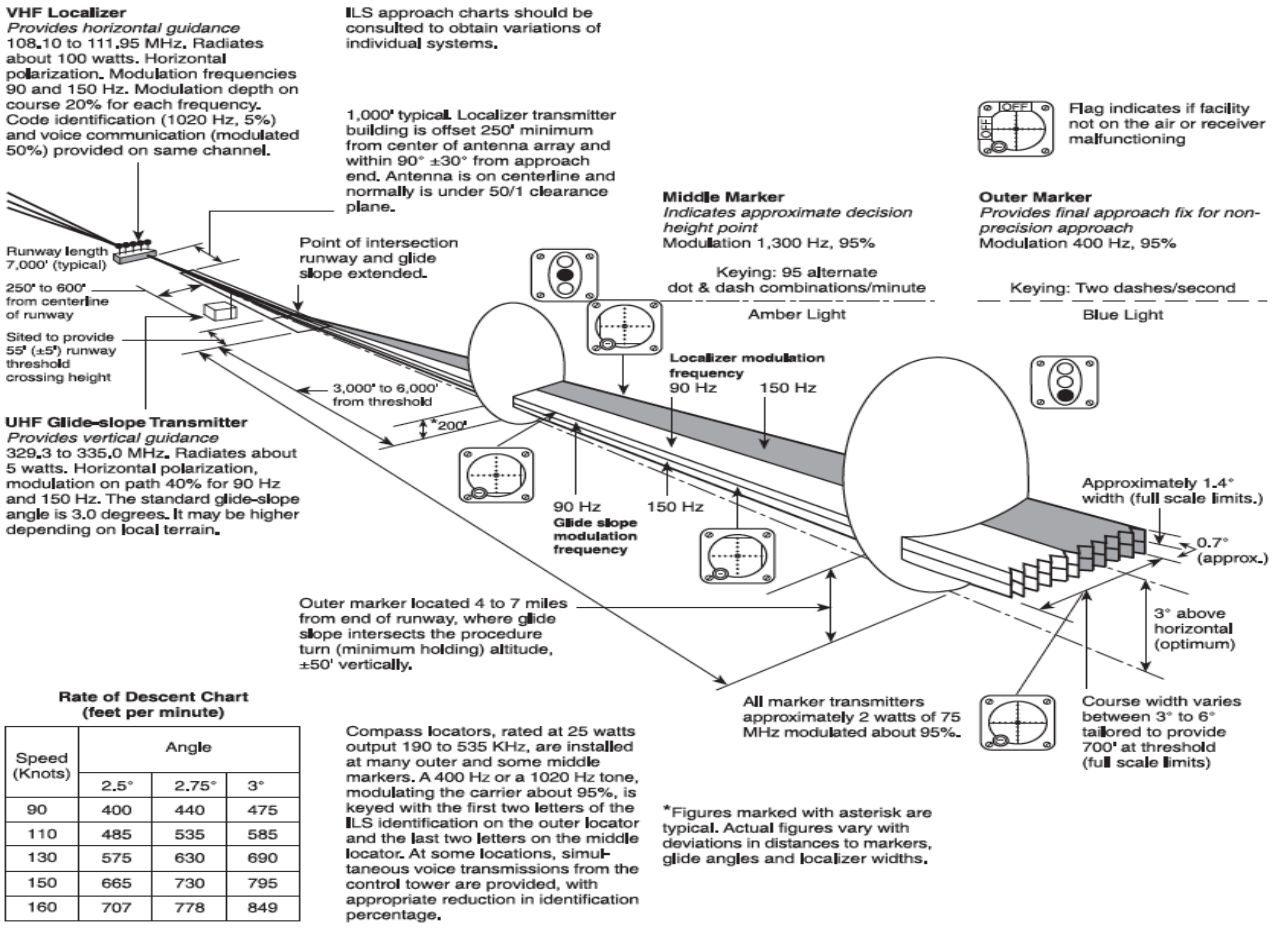
به عبارت دیگر وقتی ۳۰۰۰ هرتز از فیلتر عبود کرد و ولتاژی را به لامپ سفید که به Z Marker مربوط است داده و آن را روشن می کند.به همین صورت وقتی ٤۰۰ هرتز از فیلتر مربوط به Outer marker است و اگر ۱۳۰۰ هرتز از فیلتر عبور کرد لامپ کهربایی رنگ که مربوط به Middle Marker است روشن می شود.

همانطور که گفتیم چراغ چشمک زن مربوط به به هر کدام از Marker beaconها حدودا بین ۸ تا ۱۲ ثانیه چشمک زده و سپس خاموش می شود.

[1] - single chain

در بسیاری از مواقع اتفاق می افتد که هواپیما در ارتفاع پایین تر از ۱۰۰۰ فوت در حال فرود می باشد ، در ارتفاع پایین ممکن است هواپیما هر دو سیگنال مثلا سیگنال Outer marker و سیگنال مربوط Middle marker را همزمان بگیرد در این حالت سوئیچ را به طور دستی می توانند در حالت low قرار دهند ، با این کار دامنه و توان سیگنال ها توسط یک تضعیف کننده [1] به مقدار db۱۰ تضعیف می شود.

در نتیجه گیرنده ی هواپیما سیگنالی را می گیرید که پس از تضعیف همچنان قوی باشد به این ترتیب سیگنال ضعیف تر به هواپیما نخواهد رسید و در روی پنل جلوی خلبان فقط یک چراغ شروع به چشمک زدن می کند.به شکل زیر دقت کنید این شکل localizer ,Glide slope و انواع marke beacon ها را نشان می دهد.در شکل ٤-٥ آنچه راجع به سیستم ILS گفتیم را به طور خلاصه مشاهده می کنید.



[1] - attenuator

فصل پنجم

Distance Measuring Equipment

D.M.E

۵-۱ مقدمه

D.M.E [1]

بعد از سیستم ILS سیستم دیگری به نام DME شرح داده می شود، همانطور که از نام این سیستم معلوم است یک وسیله ی اندازه گیری می باشد .

در D.M.E یک سیستم airborne مربوط به هواپیما که اصطلاحا به آن سوال کننده ی سیگنالی [2] گفته می شود و یک ایستگاه زمینی [3] که در اصطلاح پاسخ دهنده ی سیگنالی [4] نامیده می شود وجود دارد.

دامنه ی فرکانسی Interrogator بین ۱۰۴۱ تا ۱۱۵۰ مگاهرتز و Transponder بین ۹۷۸ تا ۱۲۱۳ مگاهرتز می باشد.

2-5 اساس عملکرد DME

در DME هواپیمای در حال پرواز به ایستگاه زمینی سیگنال ارسال می کند ، سیگنال ارسالی را Interrogator می نامیم .ایستگاه پس از دریافت سیگنال ، با تاخیر زمانی 50Ns و افزدون یا کم کردن 63Mhz به سیگنال دریافتی با همان فاز یک پاسخ سیگنالی می دهد که به آن Reply گفته می شود.

فرستنده سیگنال خود را به صورت مایل به هوا می فرستد تا هواپیمای در حال پرواز بتواند سیگنال را دریافت کند .نتیجه ی سیگنال در حقیقت اندازه گیری فاصله ی مایل بین فرستنده و گیرنده(هواپیما) می باشد که به آن اصطلاحا Slant Range گفته می شود.با پیشرفت دستگاه های کامپیوتری ، دستگاه های اندازه گیری هواپیما می توانند از راه دور روابط ریاضی فاصله ی زمینی یا ارتفاع را محاسبه کنند.

باید توجه داشت که هر چقدر فاصله ی هواپیما دورتر و ارتفاع پایین تر باشد ، خطا کمتر است .

[1] - Distance Measuring Equipment
[2] - Interrogator
[3] - Ground beacon
[4] - Transponder

در DME می توان به موارد زیر دست یافت:

- فاصله ی مایل بین فرستده و گیرنده [1]

- زمان رسیدن به ایستگاه [2]
- سرعت زمینی پرواز [3]

پس به طور خلاصه می توان گفت :

سیستمی که روی هواپیما قرار می گیرد و به آن Interrogator گفته می شود وظیفه ی فرستادن پالس های interrogation از طریق یک آنتن بدون جهت [4] ثابت می باشد.

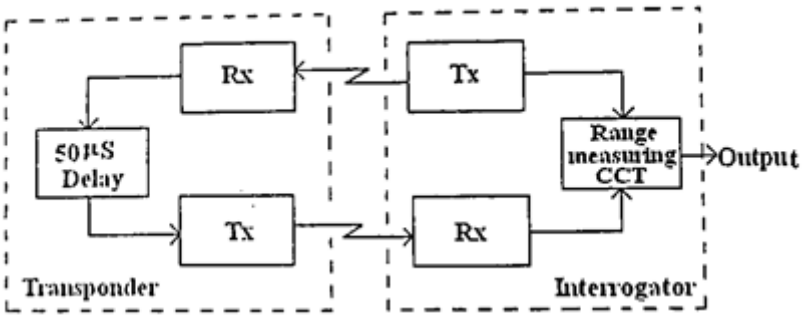
ایستگاه زمینی که به آن فرستنده ی زمینی [5] می گویند و در کانالی کار می کند که در هواپیما انتخاب کرده اند . وظیفه ی این دستگاه دریافت پالس های interrogation و پاسخ به آنها پس از یک تاخیر ۵۰ میکروثانیه ای می باشد،که به این سیگنال پاسخی Reply گفته می شود.آنتن آن نیز مانند آنتن interrogator بدون جهت است.

Reply توسط interrogator دریافت می شود و عمل چک صحت [6] روی آن انجام می شود.

زمان دریافت سیگنال پاسخ با زمان ارسال سیگنال پرسش در مدارات Range measuring مقایسه می شود.

[1] - Slate range
[2] - time to station
[3] - Ground speed
[4] - omni-directional
[5] - Beacon transponder
[6] - validity checking

می توان بلوک دیاگرام ساده ای را به شکل زیر توضیح داد :



شکل ۵-۱ دیاگرام ساده DME

Elapsed time

زمان رفت و برگشت سیگنال هاست که 50NS زمان تاخیر از آن کم می شودیعنی خواهیم داشت:

Elapsed time -50NS

و اگر عبارت فوق را بر 12/36 تقسیم کنیم ، فاصله ی اریب بین ایستگاه و هواپیمای در حال پرواز بدست می آید.

هر Transponder ای باید یک زمان تاخیر بین دریافت سیگنال و پاسخ به آن در نظر بگیرد ، در اینجا طبق استاندارد عدد اختیاری 50µS برگزیده شده است.

D.M.E در باند فرکانسی L-Band عمل می کند.

در درس رادار خوانده ایم که رادار ها به دو دسته یcontinuous radar و pulses radar طبقه بندی می شوند.هر رادار یک عرض پالسی دارد که به آن pulse width گفته می شود.فاصله ی یک پالس تا پالس بعدی pulse spacing نام دارد. interrogator از نوع پالس رادار ها می باشد .

3-5 مود های سیستم DME

سیستم D.M.E از نظر ایستگاه یابی دارای دو Mode می باشد.

- Search mode

ابتدا سیگنال به دنبال ایستگاه می گردد،یعنی سیگنال به سمت ایستگاه فرستاده می شود به محض اینکه مشخص شد این سیگنال مربوط به این ایستگاه است وارد مرحله ی بعد می شود.

-Track mode

یعنی پیگیری ایستگاه توسط سیگنال .وقتی وارد این مرحله شدیم search mode رفته رفته کم شده و به Track mode افزوده می شود.

همیچنین DME از نظر ارسال سیگنال نیز دارای دو mode است:

Mode X و mode Y

در هر مود می توان تا حدود ۱۰۰ کانال را کانال یابی کرد ، یعنی به مقدار ۱۰۰ هواپیما سرویس دارد .اگر در حال استفاده از mode X به تعداد بیشتری کانال احتیاج پیدا کردیم می توانیم مود Y را نیز به کار بگیریم.توسط یک Selector switch می توان مود X یا Y را ختیار کرد.

با استفاده از این نکات می توان جداول ۵-۲ را شرح داد:

4-5 مشخصات سیگنالی DME

مشخصات سیگنالی برای Interrogator و transponder در دو جدول زیر بررسی شده است.

Table 1

Interrogation	Mode	Time
Pulse Width	——	3.5 μs
Pulse Spacing	X	12 μs
	Y	36 μs
P.R.F Average	Search	40 – 150 PRF
	Track	10 – 30 PRF
R.F	ICAO	1041 – 1150 MHz
	TACAN	1025 – 1150 MHz
Channel Spacing	——	1 MHz

Table 2

Transponder	Mode	Time
Pulse Width	——	3.5 μs
Pulse Spacing	X	12 μs
	Y	30 μs
R.F	ICAO	978 – 1213 MHz
	TACAN	962 – 1213 MHz
Channel Spacing	——	1 MHz

شکل ۵-۲ مشخصات سیگنالی DME

نکات جدول:

Pulse width عرض پالس است.pulse spacing فاصله ی پالس تا پالس بعدی. P.R.F Average[1] یعنی چند بار در واحد زمان درخواست ارائه می شود ، ابتدا تعداد دفعات پرسیدن زیاد است و سپس کم می شود تا هواپیماهای دیگر نیز بتوانند درخواست خود را مطرح کنند.

در RF دو دسته طبقه بندی داریم.

- ICAO که مربوط به تمام هواپیماهای غیر نظامی است.
- TACAN[2] که مربوط به تمام هواپیماهای نظامی می باشد ، از برخی باند های TACANنمی توان استفاده کرد . هواپیماهای غیر نظامی می توانند از ایستگاه های TACAN استفاده کنند به شرطی که در رنج فرکانس خودشان یعنی (1041-1150MHZ) باشد.

5-5 طبقه بندی سیستم DME

بر این اساس DME را می توان به دو دسته تقسیم کرد:

I.C.A.O DME

T.A.C.A.N DME

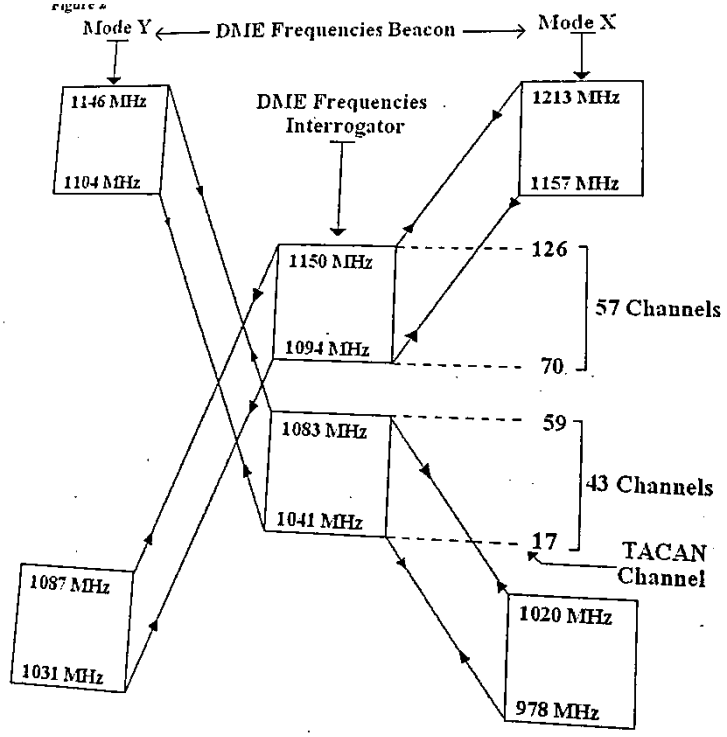
تعداد کانال های قابل دسترس در TACAN DME ، ۵۲ عدد بیشتر از نوع TACAN آن می باشد.در برخی هواپیماهای CIVIL ممکن است DME ای که بتواند از تمام رنج های فرکانسی TACAN استفاده کند وجود داشته باشد.

[1] - Pulse Repetition Frequency
[2] - Tactical Air Navigation

سیستم D.M.E ، ۱۲۶ کانال در هر یک از مود های خود دارد .کانال های ۱۷ تا ۵۹ و نیز ۷۰ تا ۱۲۶ که جمعا ۱۰۰ کانال هستند (در هریک از مودها) مربوط به ICAO DME می باشند.

به شکل ۵-۳ دقت کنید اگر Interrogator پالس ها را در mode x و با استفاده از کانال های بالا 70-126 ارسال کند،ایستگاه ۶۳ مگاهرتز به سیگنال افزوده و با یک تاخیر 50µs با همان مود به interrogator ارسال می کند.

اگر interrogator در مود Y عمل کند ، پاسخ سیگنال نیز در مود Y خواهد بود با این تفاوت که این بار ۶۳ مگاهرتز از سیگنال کم شده و سپس ارسال می شود شکل ۵-۳ گویای این مساله است.



شکل ۵-۳

فرض می کنیم کانال مورد نظر جزء کانال های بالا (70-126) می باشد .مثلا اگر در کانال ۷۰ و در مود X باشیم پاسخ سیگنال در همان مود داده می شود ، اما قبل از ارسال پاسخ ۶۳ مگاهرتز به سیگنال اولیه اضافه

کرده و و سپس آن را می فرستد . اگر همان کانال در مود Y باشد ، ایستگاه زمینی پس از دریافت سیگنال ارسالی ٦٣ مگاهرتز از سیگنال کم کرده و پس از تاخیر ٥٠ میکروثانیه ای پاسخ را ارسال می کند.

حال فرض می کنیم کانال مورد نظر جزء کانال های پایین (17-59) باشد.اگر در مود X سیگنال توسط Interrogator فرستاده شود ایستگاه سیگنال را دریافت کرده و با کم کردن ٦٣ مگا هرتز از آن و با تاخیر 50µs به آن پاسخ می دهد . در مود Y عکس قضیه اتفاق می افتد یعنی ایستگاه ٦٣ مگاهرتز به سیگنال دریافتی اضافه کرده و سپس به آن پاسخ می دهد.

Squitter

Squitter ها پالس های نامرتبی هستند که عمدا در تمام جهات ارسال می شوند و حضور beacon ها را در رنجی که airborne DME موجود است اعلام می کنند.

Jitter

Jitter ها پالس های نامرتبی هستند که عمدا در تمام جهات ارسال می شوند و حضورinterrogator را در رنج فرکانس انتخاب شده برای یک beacon اعلام می کنند.

6-5 بلوک دیاگرام DME

در شکل ٥-٤ دیاگرام یک Airborne DME هر نشان داده شده است.می بینیم که یک فرستنده و گیرنده داریم.

قبل از ادامه ی بحث باید به یک نکته در مورد فرستنده راداری توجه کنیم

در یک فرستنده راداری یک Modulator داریم . modulator یکsynchronize یا trigger دارد که می گوید چند بار on شو و چند بار off شو. modulator سیگنال را بسته به مقدار R.F تغییر می دهد.

حال باید فرکانسی به این موج داده شود و این کار توسط Magnetron انجام می شود.

حال به بحث ادامه می دهیم موقعی که خلبان کانالی را tune کرد ، سیستم آماده می شود تا ایستگاه زمینی را بگیرد یعنی در حالت Auto standby قرار می گیرد،پس از اینکه به ایستگاه مورد نظر رسیدیم سیستم در حالت Enable قرار گرفته و مدار Jitter gen را فعال می کند.

اگر بخواهیم مساله را ساده تر بیان کنیم به این صورت خواهد بود که پالس های squitter که از طرف ایستگاه فرستاده می شوند وقتی به هواپیما می رسند چون دارای P.R.F حدود 500-400 بار در ثانیه هستند مدار Jitter را فعال می کنند ، پالس های interrogated نیز از هواپیما به سمت ایستگاه زمینی فرستاده می شوند و در همان لحظه به jitter فرمان می دهد که PRF را کم کن.

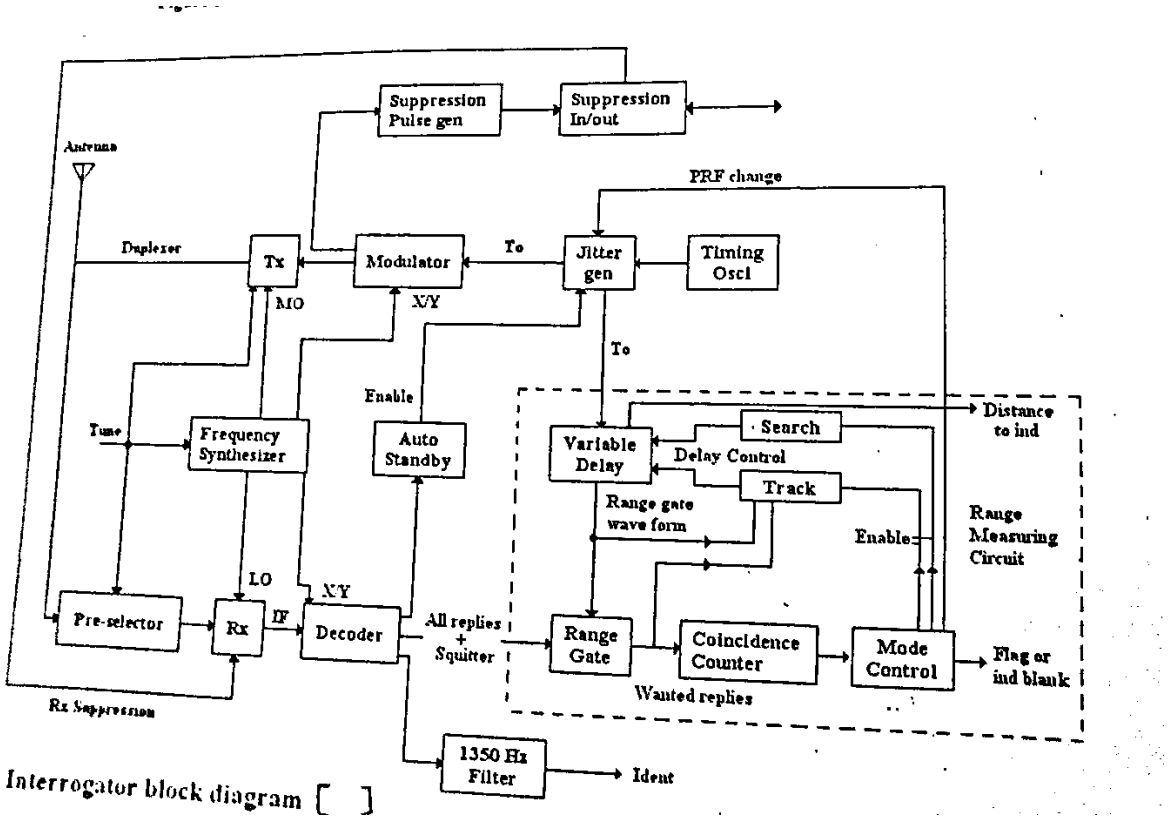
مشخصه ی ایستگاه [1] یا به صورت صوت است یا به صورت کد مورس

در Rnge gate سیگنال ورودی با سیگنال sample شده مقایسه می شود .این دو سیگنال باید هماهنگ باشند تا gate باز شود و این gate مانند یک and عمل می کند.

Coincidence counter، PRF هر دو سیگنال را می شمرد ، اگر PRF ها همان PRF هایی باشند که فرستاده شده بودند راه را باز می کند در غیر این صورت اجازه عبور سیگنال را نمی دهد.پس در حقیقت چک اعتبار [2] انجام می دهد.

Mode control قسمتهای search و track را کنترل می کند یعنی به search mode می گوید از تعداد دفعاتی که سیگنال می فرستد کم کند (کم کردن PRF) اما توقف نکند و به Track mode می گوید که شروع به شمردن کند و رفته رفته PRF اش را زیاد کند.(وقتی کار Search کم شد کار track زیاد می شود)

[1] - Ident code
[2] -Validity check



شکل ٥-٤ بلوک دیاگرام Interrogator

Duplexer 7-5

در مسیر یک device ، switching وجود دارد که به آن Duplexer می گویند.این Device یک سوئیچ الکترونیکی است که راه مسیر سیگنالی را به آنتن باز کرده و مسیر سیگنال ارسالی گیرنده را مسدود می کند و اجازه عبور آن را به گیرنده نمی دهد (به عبارت دیگر سیگنال حتما باید از طریق آنتن بیرون رود)

در گیرنده مدار پیش انتخاب[1] وجود دارد ، این مدار فرکانس مورد نظر ایستگاهی که کانال یابی شده را انتخاب می کند . در حقیقت یک فیلتر پیش انتخاب است که فقط فرکانس کانال خاصی را عبور می دهد.

رمز گشا [1] ، پالس را رمز گشایی می کند و سیگنال را به سه قسمت تقسیم می کند:

[1] - pre-selector

مدار jitter پالس های نمونه ای را به مدار variable delay ارسال می کند.وقتی ایستگاه زمینی interrogated pulse ها را دریافت می کند یک سری پالس های پاسخی synchronized را بعد از 50µs تاخیر به هواپیما ارسال می کند (بنابر مود x یا Y بودن و نیز کم یا زیاد کردن ٦٠ هرتز)

این پالس های پاسخی توسط گیرنده ی DME روی هواپیما دریافت می شوند.

و عمل MIX کردن و demodulating روی پالس ها انجام می گیرد ، تمام سیگنال های پاسخ و squitter به مدار Rang gate اعمال می شوند در این gate که مانند یک and gate عمل می کند ، actual interrogated و reply pulses به کمک مدار variable delay کنترل و مقایسه می شوند به عبارت دیگر در این gate سیگنال ورودی با سیگنال sample شده مقایسه می گردد ، این دو سیگنال باید با هم هماهنگ باشند تا gate به سیگنال اجازه ی عبور دهد.

سیگنال های موافق coincidence pulse به قسمتی به نام coincidence counter وارد می شوند این قسمت عمل validity check را انجام می دهد و PRF این سیگنال ها را چک میکند.

در قسمت Mode control ، بخش های search و track کنترل می شوند زمانی که search mode کم می شود ، track mode فعال می شود و نشان دهنده aircraft rang را نشان می دهد.

دقت کنید که وقتی در search mode هستیم نشان دهنده blanked است.

وقتی که track mode فعال است ، search mode متوقف شده و mode control سیگنالی را به مدار jitter جهت تغییر PRF اش در طول زمان فعالیت Track ارسال می کند .(یعنی jitter باید PRF اش را کم کند). Load ایستگاه زمینی هم کم می شود تا ایستگاه بتواند به هواپیماهای بیشتری پاسخ دهد.

[1] - Decoder

Area Navigation

R-Nav

٦-١ مقدمه

قبل از اینکه وارد بحث R-Nav شویم باید به یک نکته توجه کنیم.

Track mode و search mode حافظه ای دارند که اگر بنا به دلایل جوی و یا هر دلیل دیگری سیگنال را گم کردند ، به مدت پنج ثانیه سیگنال قبلی در این حافظه بماند و اگر بعد از پنج ثانیه ایستگاه پیدا نشد دوباره از نو search mode با rate بالا شروع شده تا زمانی که دوباره ایستگاه را پیدا کند. پس از پیدا کردن ایستگاه PRF در search کم شده و track mode شروع می شود .

ایستگاهی که هر دو سیستم VOR و DME را پشتیبانی می کند Co-locate VOR/DME نامیده می شود .با رشد و افزایش ترافیک هوایی نیاز به یک سیستم ناوبری که بتواند منطقه ی بزرگی را تحت پوشش قرار داده و در عین حال به ایستگاه های زمینی ثابت وابسته نباشد احساس شد.

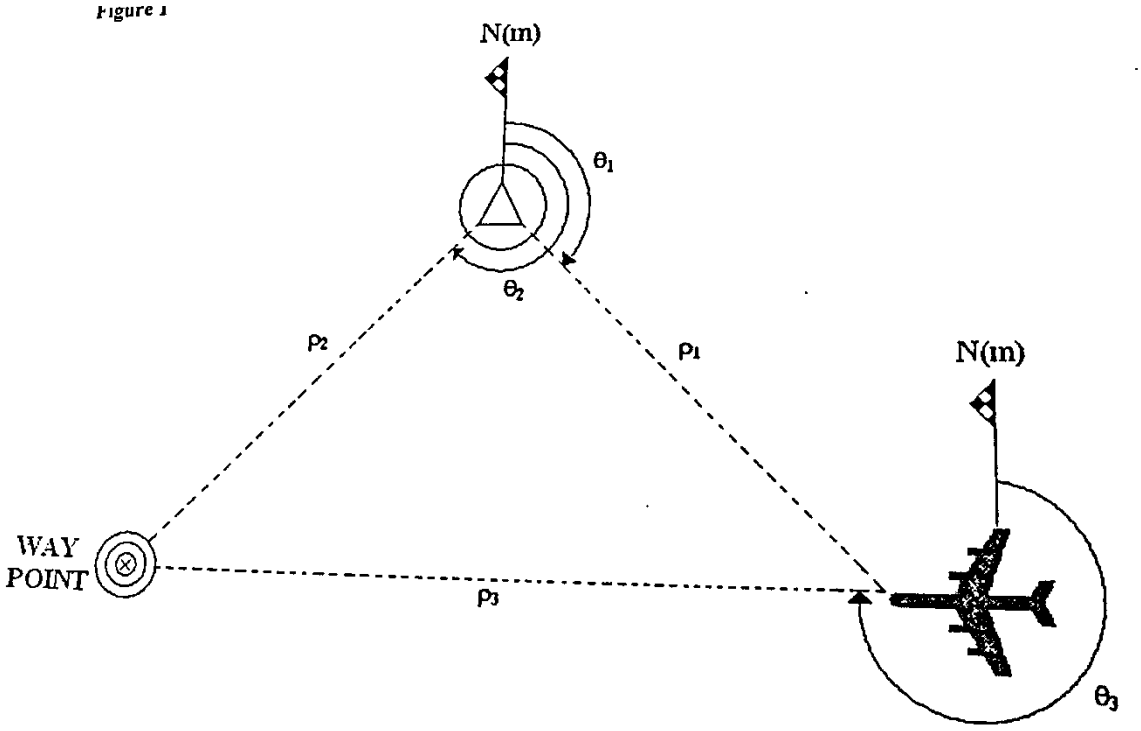
٦-٢ نحوه ی عملکرد Area Navigation

با به کار گیری تجهیزات محاسبه پیشرفته این نیاز را بر آورده و کار را آسان کرده است.نام دیگر این سیستم $\rho\theta$ (Rho-Teta) می باشد یعنی در آن زاویه و فاصله تعیین می شوند.

اساس کار Area-Navigation بر سیستم های DME و VOR مبنا نهاده شده است.امروزه ظهور کامپیوتر های پیشرفته روی هواپیما، استفاده از سیستم های پیچیده ی ناوبری مانند R-Nav را ممکن ساخته است .این سیستم به خلبان اجازه می دهد تا از یک ایستگاه co-located VOR/DME به یک نقطه ی دیگر تغییر موقعیت داده و یک Phantom beacon یا way point را بوجود می آورد.در این مرحله خلبان کار با ابزار استاندارد سیستم های VOR/DME را ادامه داده و در تماس فرمانها با توجه به ایستگاه مجازی صادر می شود.

3-6 اساس سیستم R-NAV

به شکل ٦-١ دقت کنیدفرض کنید هواپیما می خواهد از محل قرار گرفتن خود به به نقطه ی way point برود در این نقطه نه ایستگاه VOR وجود دارد و نه ایستگاه . DME. هواپیما می تواند از نزدیک ترین ایستگاه



شکل ٦-١

VOR/DME استفاده کرده و نقاط بعدی را بدست بیاورد . یعنی ایستگاه های اصلی را Reference قرار می دهد . در نتیجه مثلثی را بوجود می آورد که به آن مثلث R-Nav می گویند.

این سیستم موارد زیر را در اختیار خلبان قرار می دهد:

فاصله به صورت ضلع مثلث بین هواپیما و ایستگاه

زاویه بین هواپیما و ایستگاه

فاصله یway point تا ایستگاه بعدی

زاویه بین ایستگاه اصلی و نقطه ی مورد نظر

فاصله ی هواپیما تا نقطه ی مورد نظر

زاویه بین نقطه مورد نظر و هواپیما

همانطور که می بینید VOR زاویه و DME فاصله را تعیین می کند.در این مثلث دو ضلع و دو زاویه مشخص و یک ضلع و یک زاویه مجهول خواهیم داشت،یعنی:

یعنی ρ و θ با توجه به عملکرد عادی VOR/DME معلوم اند و هم چنین ρ وθ , با کمک نقشه ی راه که در دسترس خلبان است به سیستم وارد می شود. و در نتیجه ρ و θ کمیت های مجهول می باشند حل مثلث با کمک دو روش آنالوگ و دیجیتال امکان پذیر است.

ارتفاع سنج رادیویی

Radio Altimeter

۷-۱ مقدمه

Radio Altimeter

Radio altimeter فاصله ی عمودی هواپیما تا زمین را را اندازه گرفته و ارتفاع مطلق [1] را به خلبان نشان می دهد یعنی این وسیله مستقل از فشار است و مانند barometric altimeter به فشار بستگی ندارد ارتفاع مطلق، ارتفاع هواپیما در هر منطقه نسبت به سطح زمین می باشد.

۷-۲ اساس عملکرد ارتفاع سنج رادیویی

ارتفاع سنج رادیویی ، یک سیستم گیرنده و یک سیستم فرستنده ی خاص خود را دارد ،بنابراین در حقیقت یک transciever دارد که قسمتی از آن به عنوان فرستنده و قسمتی دیگر به عنوان گیرنده عمل می کند.

این transciever سیگنال های رادیویی را از طریق آنتن فرستنده عمود بر زمین می فرستد .امواج به هدف که در اینجا زمین است برخورد کرده و منعکس می شوند که اصطلاحا به آن امواج echo می گوییم.

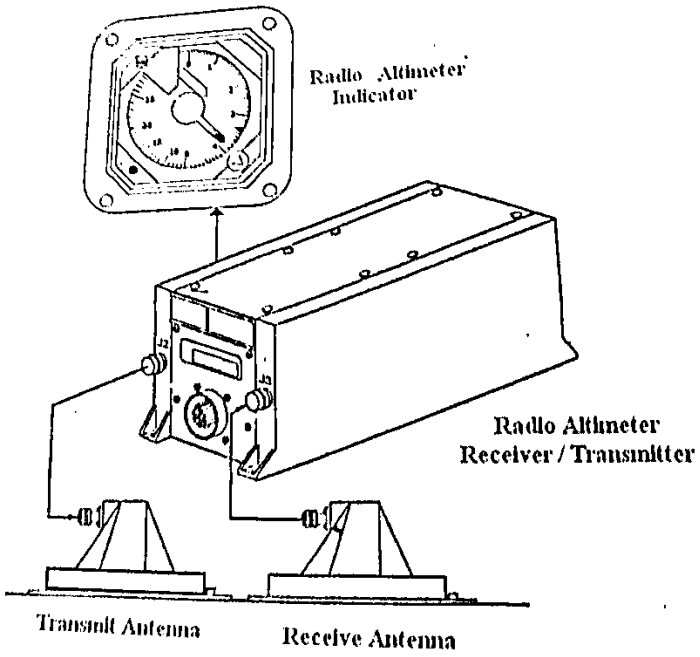
وقتی امواج echo بر میگردند از طریق آنتن reciever وارد قسمت گیرنده می شوند،و گیرنده این سیگنال را باسیگنال local osillator ، mix کرده و طی مراحلی ارتفاع محاسبه می شود .

[1] - absolute altimeter

۷-۳ فرستنده و گیرنده ارتفاع سنج

در زیر بدنه ی هواپیما دو آنتن مخصوص یکی برای فرستنده و دیگری برای گیرنده ی radio altimiter وجود دارد .گفتیم که وقتی echo به سمت هواپیما بر می گردد ، از طریق آنتن reciver وارد قسمت گیرنده می شود.شکل (۷-۱)

فلسفه ی وجودی این سیستم این است که در هر شرایطی هواپیما می تواند ارتفاع سطح زمین زیر خود را تشخیص دهد.

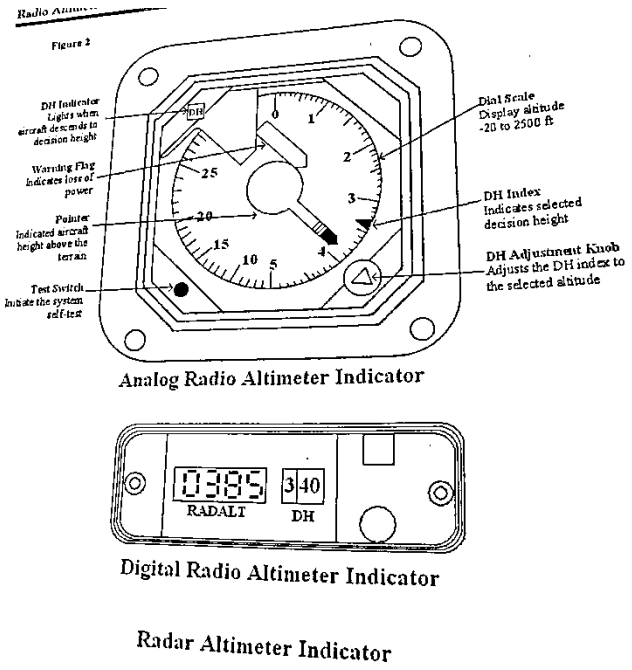


شکل ۷-۱ فرستنده و گیرنده ی Radio Altimeter

٤-٧ نشان دهنده ی ارتفاع سنج

Indicator می تواند به صورت آنالوگ(عقربه ای) یا دیجیتالی باشد . سطح indicator عقربه ای از زمانی که ارتفاع هواپیما 75ft ازسطح زمین است تا حداکثر 2500ft از سطح زمین کار کرده و بعد از آن به زیر mask می رود ، یعنی دیگر نمی توان ارتفاع را ازروی آن خواند . در نوع دیجیتالی این نشان دهنده ها در ارتفاع بالای 2500ft صفحه blank می شود و تا زمانی که ارتفاع کم نشود اعداد دوباره ظاهر نمی شوند .

شکل (٧-٢)



شکل ٧-٢ نشان دهنده ی Radio Altimeter

امواج ارسالی radio altimiter از نوع امواج راداری پیوسته می باشند و دامنه ی ثابت دارند .fd برابر با ±50MHZ و دارای carrier معادل 4300MHZ می باشند.

پس Transmission به طور پیوسته بین 4250 MHZ تا 4300MHZ متغییر می باشد.

عیب رادار هایی که بر مبنای Continuse wave ساخته می شوند این است که نمی توانند range را اندازه گیری کنند ، چون آنقدر سیگنال ها پیوسته و سریع اند که نمی توان تشخیص داد پاسخ گرفته شده مربوط به سیگنال فرستاده شده است یا خیر.

برای رفع این مشکل باید سیگنال ها کد گذاری شوند modulation. این سیستم از نوع Continuse CW wave است و ما آن را توسط F.M کد گذاری میکنیم.

Modulation =CW-FM

پس در پرواز از Radio altimiter جهت تعیین absolute altitude تا رنج max در نشان دهنده (معمولا 2500 ft) استفاده می شود.هم چنین از این سیستم جهت نمایش ground separation و climb condicions (پستی ها و بلندی های زمین) در شب و یا زمان تقرب برای فرود نیز استفاده می شود.

بیشتر radio altimeter ها Decision Height Control دارند که به خلبان امکان می دهد تا ارتفاع از پیش محاسبه شده را انتخاب کند ،وقتی هواپیما به ارتفاع مورد نظر که قبلا خلبان آنرا توسط D.H Control انتخاب کرده بود رسید ، radio altimiter به صورت اتوماتیک یک نشان دهنده را فعال می کند که به صورت light و audio tone خلبان را اگاه می کند

۷-۵ توصیف سیستم ارتفاع سنج

همانطور که در شکل ۷-۲ دیدیم ، یک سیستم radio altimiter نشان داده شده است.این سیستم شامل یک recivier/transmiter ، دو آنتن (یکی برای فرستده و دیگری برای فرستده) ، و نیز یک نشان دهنده می باشد ، که به صورت آنالوگ و یا دیجیتال می باشد.این نشان دهنده دارای یک warning flag نیز می باشد ، و زمانی که سیستم معیوب می باشد ظاهر می گردد، در زمانی که بالاتر از 2500 ft قرار می گیریم عقربه زیر

mask پنهان شده و warning flag ظاهر می شود و اگر خلبان ارتفاع را کم کند عقربه دوباره ظاهر شده و پرچم پنهان می شود .

در نوع دیجیتال ، وقتی ارتفاع از ft 2500 بیشتر می شود و یا در سیستم عیبی بوجود می آید از warning flag استفاده نمی کنیم و بجای آن روی صفحه ی نمایش دهنده ، خطوط صاف کوچک [1] مشاهده می شوند.

در هر دو نوع نشان دهنده یک self test switch ، و یک knob برای وارد کردن Decision Height مورد نظر و نیز یک چراغ نشان دهنده D.H وجود دارد.

فشار دادن دکمه ی Test باعث می شود نشان دهنده ارتفاع از پیش محاسبه شده را خوانده و اگر ارتفاع هواپیما کمتر از مقدار D.H انتخاب شده باشد ، چراغ D.H روشن می شود.

در self test رنج خاصی برای دستگاه از قبل تعریف شده و با فشار این دکمه عقربه دستگاه عدد خاصی را نشان می دهد و می فهمیم که دستگاه درست کار می کند.

خلبان پیش از approach باید سیستم را تست کرده و DH knob راروی عدد مورد نظر تنظیم کند.زمانی که هواپیما در حال نشستن در D.H انتخاب شده است ، چراغ D.H و نیزیک مدار صوتی خارجی فعال شده و خلبان را آگاه می کند .در این زمان است که خلبان یا appeoach می کند و یا تصمیم به go-around می گیرد.

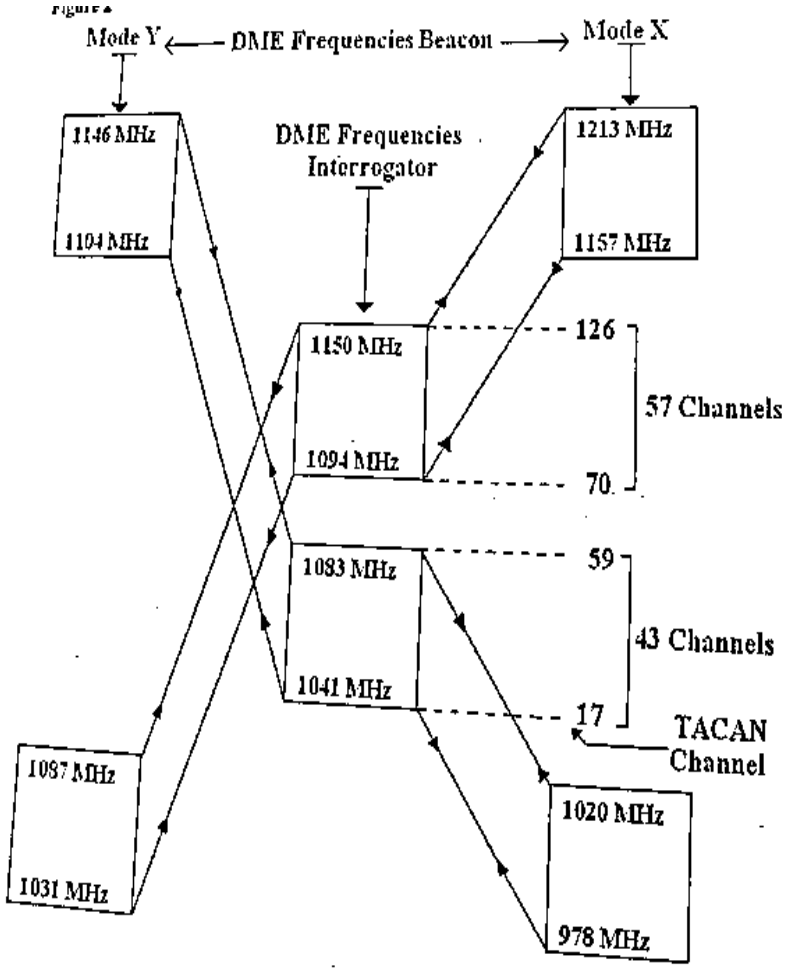
۷-٦ بلوک دیاگرام یک ارتفاع سنج رادیویی

یک ارتفاع سنج رادیویی در شکل ۷-۳ نشان داده شده است . فرستنده سیگنال mix شده ای را به آنتن TX می فرستد .این سیگنال وقتی به زمین برخورد می کند توسط آن منعکس شده و آنتن گیرنده آن را دریافت می کند.این سیگنال فیلتر شده و به mixer خروجی اعمال می شود .خروجی mixer ،اختلاف بین فرکانس سیگنال فرستاده شده و فرکانس سیگنال منعکس شده [2] یعنی (که توسط آنتن گیرنده دریافت می شود) می

[1] - dashes
[2] - reflected transmitted

باشد .پس می بینید که خروجی mixer با زمان مورد نیاز برای رفت و برگشت و نیز با فاصله هواپیما تا زمین نسبت مستقیم دارد .

این اختلاف فرکانس محاسبه شده و به یک ولتاژ DC تبدیل می شود .این ولتاژ می تواند موتور عقربه نشان دهنده را حرکت داده و ارتفاع را نشان دهد.



شکل ۷-۳

Microwave Landung System

M.L.S

۸-۱ مقدمه

MLS [1]

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 می دهد.تقرب در مسیر منحنی این امکان را فراهم می نماید که از تقرب مستقیم در نواحی مسکونی شهر جلوگیری به عمل آمده و نتیجتا باعث کاهش زمان تاخیر،سر و صدا و افزایش استاندارد های 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.

MLS در سال ۱۹۷۰ بنیان گذاری شد MLS . سیستم اپروچ و هدایت فرود دقیقی است که اطلاعات دو بعدی یا سه بعدی را به وجود می آورد و استاندارد سازی بین المللی T.R.S.B [2] در مورد MLS در سال ۱۹۷۸ توسط I.C.A.O انجام شد .

نماینده شرکت های حمل ونقل هوایی وشرکت های سازنده دیگرسیستمهای ناوبری درچهاردهمین نشست I.A.W.O.P [3] برضرورت سیستم جدید ناوبری MLS تاکید کردند.

MLS ازطرفICAO به عنوان یک سیستم ناوبری دقیق برای جایگزینی ILS معرفی شده است.

به استثناء DME/P تمام سیگنال های MLS از طریق TDM در یک فرکانس خاص فرستاده می شوند.

۲۰۰ کانال دررنج فرکانسی MHZ 5090/6- 5031 و مدولاسیون DPSK [4] ازمشخصاتMLS است.

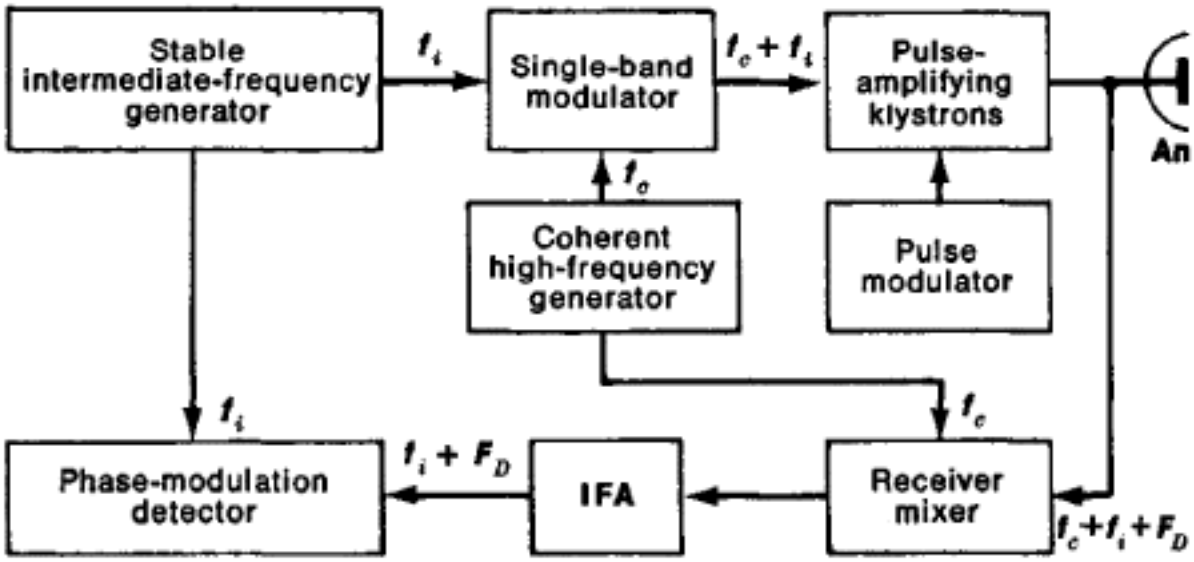
[1] - Microwave Landung System
[2] - Time Refrence Scannig Beam
[3] - Icao All Weather Opproach Panel
[4] - Differential Phase-shift keying

2-8 اساس عملکرد سیستم MLS

یک دستگاه MLS از ٤ فرستنده تشکیل شده است که دوتای آنها آزیموت را می فرستند , که در دو انتهای باند نصب می شوند که یکی به عنوان آزیموت اپروچ ودیگری به عنوان BAZ [1] استفاده می شود که بستگی به جهت باند دارد.

زمانی که آزیموت اپروچ پوشش زاویه ای را از راست به چپ sweep می کند آنرا To Scan گویند و زمانی که آزیموت اپروچ پوشش زاویه ای را از چپ به راست sweep می کند آنرا FRO Scan گویند .که زمان To Scan بیشتر ازFro Scan است , که گیرنده هواپیما آزیموت را به وسیله اندازه گیری این فاصله زمانی نشان می دهد .

شکل ۸-۱ بلوک دیاگرام ساده ی یک MLS را نشان می دهد.



شکل ۸-۱ بلوک دیاگرام **MLS**

[1] - Back Azimuth

3-8 وظیفهٔ سیستم ناوبریMLS

به منظور فرود سالم و ایمن هواپیماها در شرایط بدون دید ، لازم است اطلاعات دقیق موقعیت هواپیما نسبت به باند فرود ، بطور مستمر در اختیار خلبان قرار داده شود .

بنابراین وظایف اصلی سیستم راهنمای فرود مایکرویو (MLS) همانند سیستم ILS عبارت است از:

۱ - تعیین موقعیت هواپیما نسبت به امتداد خط میانی باند فرود.

۲ - تعیین موقعیت هواپیما نسبت به شیب صحیح فرود جهت نشستن در ابتدای باند.

۳ - تعیین فاصله هواپیما تا ابتدای باند فرود.

٤ - ارسال اطلاعات آب و هوایی (هواشناسی) فرودگاه.

٥ - ارسال کد معرفی ایستگاه. (ID)

٦ - زمان Flare

4-8 اجزاء اصلی سیستم راهنمای فرود مایکرویو MLS

سیستم راهنمای فرود مایکرویو (MLS) شامل دو ایستگاه فرستنده زمینی ، گیرنده رادیویی داخل کابین خلبان و نشانگر می باشد.

ایستگاه فرستنده زمینی ، امواج کریر را در باند فرکانسی SHF و رنج فرکانس MHZ 5013 الی MHZ 5090 مگاهرتز در ۲۰۰ کانال و با فواصل KHZ 300 در فضا پخش می کند.

محل نصب ایستگاه فرستنده MLS در فاصلهٔ ft 1000 انتهای باند و در امتداد خط میانی باند فرود می باشد . توسط فرستنده MLS امکان ارسال اطلاعات هواشناسی و فرودگاهی وجود دارد و نام ایستگاه توسط سه یا چهار حرف بصورت مورس همراه سایر اطلاعات ارسال می گردد.

5-8 اصول کار سیستم راهنمای فرود مایکرویو MLS

اصول کار سیستم راهنمای فرود MLS بر پایه TRSB [1] استوار می باشد . در این سیستم ، ایستگاه فرستنده زمینی پالس هایی را بصورت بیم باریک با مبنای زمانی مشخص در فضا منتشر می کند.

پالسهای منتشر شده ، فضای ٤٠ درجه دو طرف خط میانه باند فرود را با سرعت زاویه ای ثابت ، از منتهی الیه یک طرف باند فرود به سمت دیگر باند ، بطور افقی [2] اسکن می کند . امواج رادیویی پس از رسیدن به انتهای دیگر باند مجدداً با همان سرعت زاویه ای یکنواخت ، مسیر فوق را جاروب کرده تا به نقطهٔ اول برسد

6-8 مزایای سیستم MLS نسبت به ILS

1 - امکان تعیین موقعیت و دسترسی به باد فرود در محدودهٔ وسیعتر و حذف محدودیت زوایای فرود.

۲ - حذف خطای ناشی از دریافت امواج از مسیرهای چندگانه.

۳ - افزایش دقت فرود.

٤ - افزایش کانالها (حدود ۲۰۰ کانال)

۵ - استفاده از فرکانس مشترک جهت تعیین موقعیت عمودی و افقی هواپیما نسبت به باند فرود .

[1] - Time Reference Scaning Beam
[2] - Azimuth

Inertial Navigation System

I.N.S

۹-۱ مقدمه

INS [1]

INS سیستمی است که به طور مرتب و پیوسته شتاب وسیله نقلیه را اندازه گیری می نماید و از این اطلاعات سرعت و در صورت نیاز فاصله از محل شناخته شده را محاسبه می کند ، در مقایسه با سایر روش های ناوبری که تا به حال خوانده ایم ، INS دارای مزیت های زیر است:

نشان دهندگی آن پیوسته و لحظه به لحظه است یعنی قطع شدگی نداریم.

کاملا خود کفاست ، چون این سیستم مبتنی بر اندازه گیری شتاب است که بوسیله ی خود نقلیه به دست می آید ، هم چنین تشعشع نداریم و پارازیت نمی تواند روی آن سوار شود. [2]

اطلاعات ناوبری از جمله اطلاعات فوق نمایی در تمام شرایط طول و عرض جغرافیایی و نیز در مناطق قطبی و درتمام شرایط آب و هوایی قابل دسترسی است و در آن به ایستگاه زمینی نیازی نیست .

اطلاعات ناوبری آن اساسا مستقل از مانور های هواپیما است.و فقط تابع شتاب هواپیما می باشد.

خروجی های INS مربوط به موقعیت هواپیما ، سرعت زمینی هوپیما ، سرعت افقی و سرعت عمودی است . و بنابراین دقیق ترین وسیله ی اندازه گیری سرعت های افقی و عمودی هواپیماست .

[1] - Inertial Navigation System
[2] - non-jammable

2-9 اساس عملکرد INS

در سیستم INS از قانون نیوتن استفاده می شود این سیستم هیچ ارتباطی به سیستم های قبلی ندارد (یعنی سیگنالی نیست) و نه از زمین سیگنال می گیرد و نه به زمین سیگنال می فرستد. INS روی هواپیما نصب می شود ، وقتی هواپیما پرواز می کند در حقیقت دارای حرکت لحظه ای می باشد ، پس دارای سنسور هایی هست که لحظه به لحظه این حرکت و شتاب را بررسی می کنند . زمانی که می خواهیم شتاب را اندازه بگیریم از وسیله ای به نام شتاب سنج [1] استفاده می کنیم .شکل ۹-۱ ساختار یک شتاب سنج را نشان می دهد . همان طور که می بینیم یک جرم در محیط کم اصطحکاکی جابجا می شود ، با جابجایی جرم برای پتانسومتر مقدار در نظر گرفته می شود . جابجایی یک حرکت مکانیکی است و این حرکت باعث variable resistor می شود و مقاومت متغییر می تواند این حرکت مکانیکی را به تغییرات ولتاژ تبدیل کند ، با مشتق گرفتن از شتاب ، سرعت و با مشتق گرفتن از سرعت ، مسافت بدست می آید

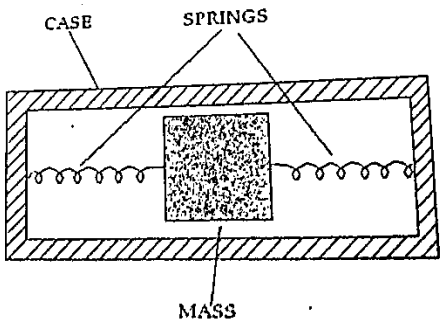
۹-3 معایب INS

این سیستم در حالی که دارای مزایایی می باشد دارای معایبی نیز است که در اینجا به برخی از آنها اشاره می کنیم :

قیمت قطعات و دستگاه های این سیستم در مقایسه با سیستم های دیگر بسیار گران است و تعمیر و نگهداری این سیستم بسیار هزینه بر و مشکل است.

INS به تنظیمات اولیه نیاز دارد یعنی باید ابتدا این سیستم را تنظیم کرد و یک سری اطلاعات وارد سیستم شود.این کار باید هر بار تکرار شود، این تنظیمات باید زمانی انجام شود که هواپیما درروی زمین ثابت بوده و طول و عرض جغرافیایی آن قابل تحمل باشد.

[1] - accelerometer



شکل ۹-۱

پس در این سیستم از حرکت خود هواپیما استفاده شده و سرعت و مسافت بدست می آید .

برای یافتن مسافت و جهت حرکت می توان شتاب سنج ها نسبت به هم با زاویه ۹۰ درجه بست .

4-9 مشخصات شتاب سنج

آستانه پایین حساسیت (یعنی کمترین شتاب روی instrument را احساس می کند)

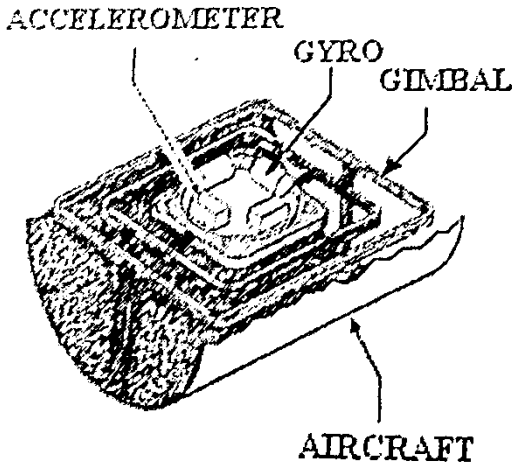
حساسیت فوق العاده (از کمترین تا بیشترین شتاب را احساس می کند)

خروجی خطی (خروجی آن مستقیما متناسب با ورودی تغییر می کند)

۹-۵ صفحه پایدار جایروسکپی [1]

جایروسکوپ ها در سیستم INS شتاب سنج را در تمام شرایط پروازی پایدار نگه می دارند.در شکل ۹-۲ دو شتاب سنج نشان داده شده اند ، دو جایرو نیز داریم که باعث می شوند سکوی زیر شتاب سنج ها به یک طرف کج و منحرف نشود.

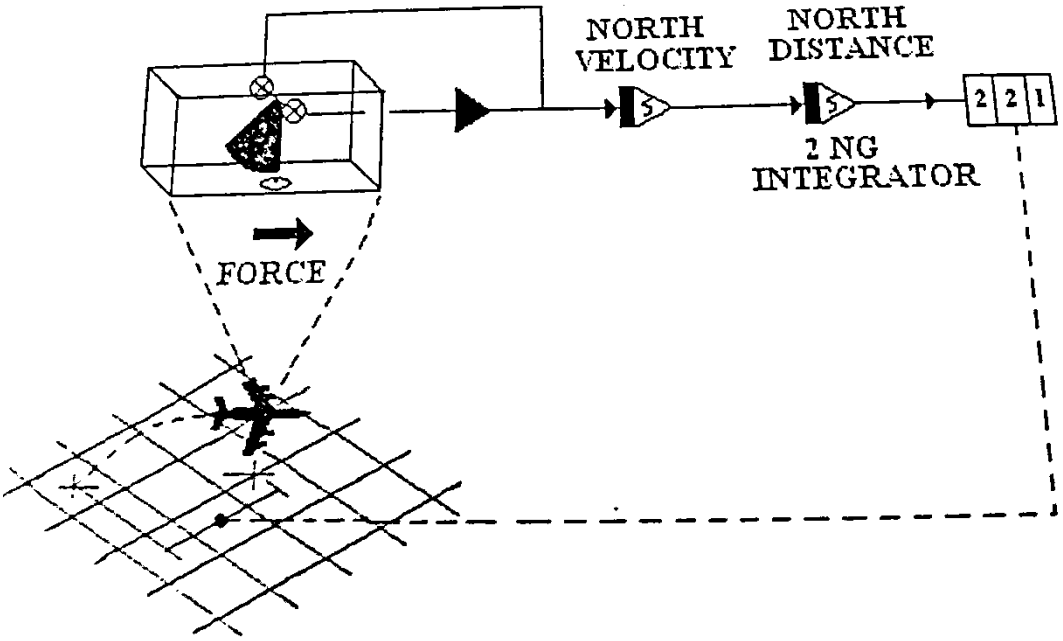
[1] - the stable platform gyroscopes



شکل ۹-۲ صفحه ی بایدار جایروسکوب

۹-٦ جایروسکوپ داینامیکی

در شکل ۹-۳ شتاب سنج دیگری نشان داده شده هست. هواپیما نیر در یک فضای اینرسی در حال حرکت است، هواپیما سه مولفه حرکتی دارد ، مولفه ی افقی ، عمودی و جانبی .لذا برای اینکه در یابیم بر حسب طول و عرض جغرافیایی در کجا قرار داریم باید سه شتاب سنج یکی در جهت مولفه ی عمودی و دیگری در جهت مولفه ی جانبی به کار ببریم.



شکل ۹-۳

هواپیما نیز می تواند حول yaw,pitch, وroll بدون مزاحمت صفحه ی پایدار بچرخد . مهم ترین وظیفه ی stable platform نگه داشتن gyro و شتاب سنج است .

شتاب سنج ها باید درون سیستم نصب شوند . جای نصب آنها مهم است و آن را istalling platform می نامند.محل نصب باید طوری باشد که تحت تاثیر مانور های هواپیما قرار بگیرد از این رو آن را stable platform می نامند . برای فراهم سازی آن مجبوریم این platform را روی gyro نصب کنیم که در شکل ۹-۲ آن را نشان دادیم.

۹-۷ معرفی فضای اینرسی [۱]

برای یک سیستم INS یک فضای اینرسی مطرح می شود ، شکل کروی زمین را نمی توان به راحتی مجسم کرد اگر روی یک صفحه ی مسطح نقطه ای مشخص شود می توان یک صفحه ی مشبک را در نظر گرفت و محور طولی و عرضی نقطه را یافت .یعنی مختصات دکارتی نقطه را پیاده سازی کنیم .سرعت، فاصله نسبت به مبدا فاصله نسبت به مقصد و مکان یابی در این سیستم مشخص می شود.

جایروسکوپ ها طوری قرار گرفته اند که محور ها هم مشخص اند.وقتی موقعیت هواپیما تغییر می کند ، جایروسکوپ نیز تغییر می کند.برای برگرداندن جایروسکوپ به وضعیت اولیه یک tourqe motor به کار می رود و گشتاوری را در جهت عکس حرکت جایرو اعمال کرده و آن را به وضع عادی بر می گرداند .

این سیستم رفته رفته پیشرفته تر شده و به سیستم IRS [۲] تغییر نام داد،علت این تغییر نام بوجود آمدن جایروسکوپ جدیدی به نام R.L.G [۳] یا می باشد.

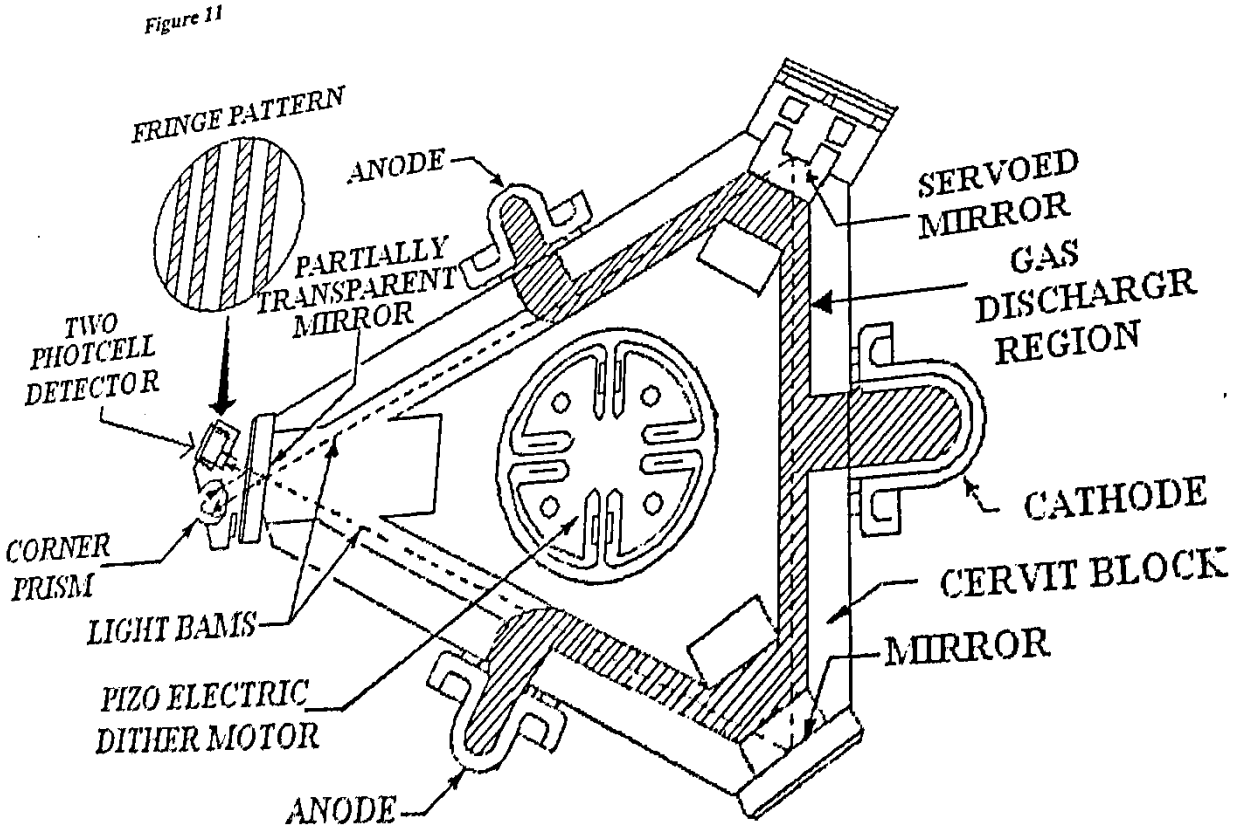
۹-۸ جایروسکوپ های لیزری [۴]

این جایروسکوپ یک محفظه ی شیشه ای بسیار سخت است ، در هر یک از اضلاع این مثلث شیار های بسیار باریکی به نام cavity به وجود آمده اند ، در داخل این شیارها گاز هلیوم قرار دارد و آن را پوشش داده اند ، قبل از شرح چگونگی عملکرد ابتدا یک لامپ الکترونی را مورد مطالعه قرار می دهیم

می دانیم که لامپ الکترونی [۵] یک محفظه ی شیشه ای است که در یک طرف کاتد و در طرف دیگر آند قرار دارد ،کاتد را حرارت می دهند ، هرچه بیشتر آن را گرم کنند الکترونهای ظرفیت به الکترون های هدایت تبدیل می شوند . یعنی الکترون ها در سر کاتد جمع شده و ابر الکترونی را ایجاد می کنند .بین آند و کاتد میدان الکتریکی بوجود می آید و این میدان نیرویی ایجاد می کند و باعث حرکت الکترون ها از کاتد به آند می گردد.الکترون ها از آند نیز به سیم جریان پیدا می کنند.

---

1 - inirtial space
2 - Inertial Refrence System
3 - Ring Laser Gyro
4 - Ring Laser Gyro
5 - vacume tube



شکل ۹-٤ یک Ring Laser Gyro

اساس کار لامپ خلا با دیود است .اگر محفظه ی شیشه ای از گاز نجیب پر شود به دلیل زیاد بودن نیروی الکتریکی ،این نیرو بر گاز اثر گذاشته و باعث فشرده شدن اتم های آن و روشن شدن گاز می شود ، معمولا گاز هلیوم برای این کار استفاده می شود . شکل ۹-٤ دیاگرام یک جایرو لیزری را نشان می دهد .در شکل دو لامپ الکترونی مشخص اند ، از بیرون به لامپ ها ولتاژ می دهند ،بلافاصله یک اختلاف ولتاژ بین آند ها و کاتد های هر یک از لامپ ها بوجود آمده و باعث اثر گذاری روی گاز موجود در شیار ها می شود و نور لیزری (یا نور پلاسما:حالتی بین جامد و مایع) پدید می آید .این نور می تواند تحت تاثیر قرار گیرد ، یعنی اگر

آن را خم کنیم به راحتی تغییر حالت می دهد .دو آینه در انتهای دو ضلع و یک آینه در راس اصلی مثلث قرار دارند.

نور لیزری در حرکت به آیینه ها برخورد کرده و هر آینه طبق شکل نور را منعکس می کند .دو نور در مثلث به هم می رسند و با هم هماهنگ یا در اصطلاح coincident می باشندوالبته شرط هماهنگ بودن آنها ، تراز بودن محفظه ی مثلثی شکل است.

همچنین منشور ها و آینه های خاصی در انتهای محفظه قرار گرفته اند که می توانند نور را تجزیه کرده و آن را به صورت بارکدی در آورند ،خروجی جایرو که به صورت بارکدی است باید به یک بارکد خوان وارد شود تا امکان خوانده شدن آن فراهم گردد.

زمانی که محفظه تحت یک تغییر وضعیت بچرخد،فرکانس نور لیزری در یک طرف مثلث بیشتر و در طرف دیگر آن کمتر می شود ، وقتی فرکانس زیاد باشد اصطلاحا می گویند نور فشرده شده و اگر فرکانس کم شود در اصلاح نور را stretched می گویند.

این سیستم دیگر نیازی به stable platform ندارد و در آن از نوع دیگری به نام strapped-down platform استفاده می شود که به سختی در جای خود محکم و ثابت می باشد به همین دلیل سیستم را strap down inertial navigation system نامگذاری کرده اند.

جایرو های لیزری به عنوان یک سیستم مرجع پذیرفته شده است ، این سیستم مساله intial alignment که در سیستم INS عیب محسوب میشد را مرتفع ساخته است.

Traffic Alerting & Collision Avoidance System

T.C.A.S

۱۰-۱ مقدمه

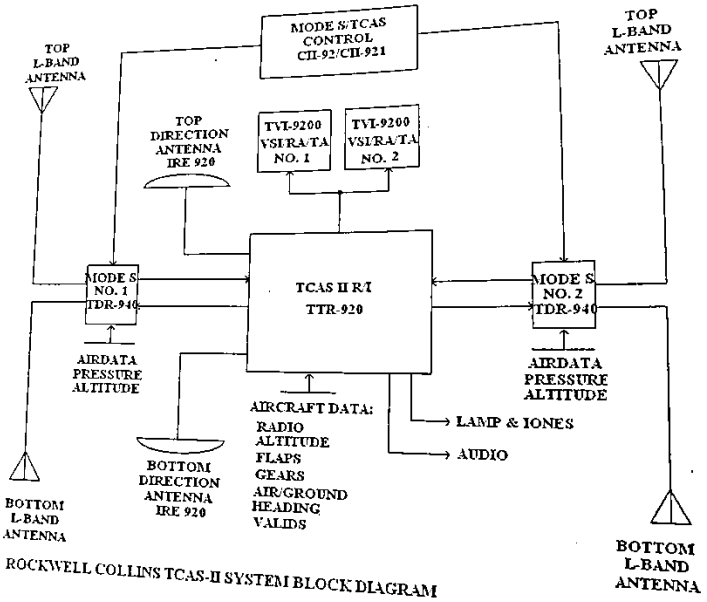
TCAS [1]

با افزایش تعداد هواپیماها فضا محدود شد و در نتیجه ترافیک هوایی بوجود آمد . و این سوالات مطرح شد که آیا هواپیما در یک نقطه ی مورد نظر مجاز به بالا رفتن یا پایین آمدن است یا خیر؟آیا هواپیما باید ادامه ی مسیر بدهد؟آیا هواپیما می تواند گردش به چپ یا راست داشته باشد یا خیر؟

با توجه به مطالب فوق و با افزایش هواپیماها و محدود شدن فضا به سیستم دیگری نیاز پیدا کردیم که بتواند از برخورد هواپیماها در اثر تراکم ترافیکی جلوگیری کند این سیستم را TCAS نام گذاری کردند.

اساس عملکرد TCAS

TCAS در حال طی مراحل پیشرفت است و تاکنون TCAS 2 نیز بوجود آمده است.در TCAS 1 فقط علائم هشدار دهنده وجود داشت اما در TCAS 2 نه تنها به هواپیما هشدار داده می شود بلکه هواپیما در مسیر صحیح هدایت می شود.هواپیما توسط این سیستم متوجه می شود که در بالا و پایین خود هواپیمای دیگری در حال حرکت است . تمام هواپیماهای موجود در فضا باید دارای این سیستم باشند .شکل ۱۰-۱ بلوک دیاگرام یک سیستم TCAS است.



[1] - Traffic Alerting & Collision Avoidance System

بلوک دیاگرام TCAS 2

TCAS یک سیستم سیگنالی است و از نوع مکالمه ای نمی باشد.

قبلا با سیستم ATC آشنا شدیم سیستم TCAS در حقیقت نوع پیشرفته ی ATC است.این سیستم علاوه بر اینکه می تواند از مود های ATC استفاده کند ، مود جدید S را نیز به کار می برد ، مود S در مورد سرعت هواپیما سوال می کند . در سیستم TCAS بیشتر از دو مود C و S استفاده می شود، که مود C در مورد ارتفاع و مود S در مورد سرعت سوال می کنند.

امروزه به هواپیماهایی که دارای سیستم TCAS نمی باشند اجازه پرواز در مسیر های بین المللی داده نمی شود.

همچنین سیستم TCAS اطلاعات زیر را در اختیار خلبان قرار می دهد:

ارتفاع هواپیما نسبت به هواپیمای دیگر

نرخ نزدیکی هواپیما به هواپیماهای دیگر

مسیر پروازی برنامه ریزی شده (خلبان اجازه انتخاب مسیر پروازی دیگری جز مسیر برنامه ریزی شده را ندارد)

برای این سیستم نقطه ای به نام CPA [1] تعریف می شود ، این نقطه نزدیک ترین نقطه ای است که دو هواپیما می توانند به هم نزدیک شوند.

نشان دهنده های سیستم TCAS

RA/TA VSI

هر سیستمی دارای یک نشان دهنده می باشد ، سیستم TCAS نیز دارای نشان دهنده RA [1] و TA [2] است.

[1] - Closet point of approach

قبل از اینکه هواپیما به CPA برسد هشدار دهنده فعال شده و صدای زیر به گوش می رسد:

traffic-traffic-…

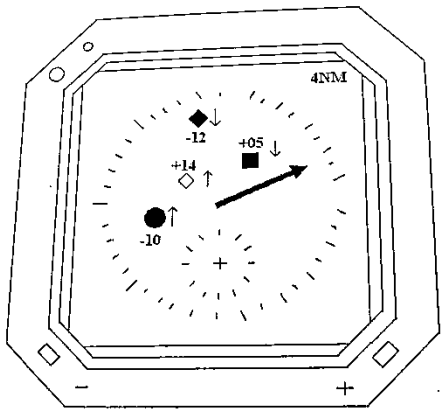
[3]TA

نشان می دهد حداقل ۲۰ ثانیه و حداکثر ٤٨ ثانیه ی دیگر احتمال برخورد دو هواپیما با هم وجود دارد ، در اینجا خلبان یا سرعتش را کم می کند ، یا بر آن می افزاید،عدم رعایت TA باعث بروز RA می شود.

[4]RA

این سیستم هشدار می دهد که حداقل ۱۵ و حداکثر ۳۵ ثانیه ی دیگر احتمال برخورد دو هواپیما وجود دارد.

Resolusation یعنی تفکیک دو هواپیما به صورت ارتفاعی، و دو هواپیما باید ارتفاعشان را کم یا زیاد کنند و از هم فاصله بگیرند. نشان دهنده ی TCAS در آمده است.



RA/TA VSI

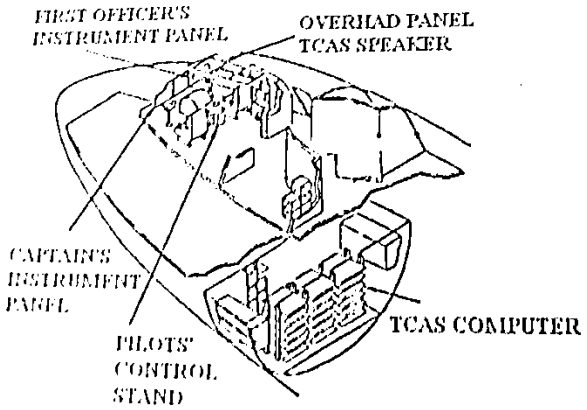
نشان دهنده ی TCAS

[1] - Resolution Advisory
[2] - Trafiic Advisory
[3] - Trafiic Advisory
[4] - Resolution Advisory

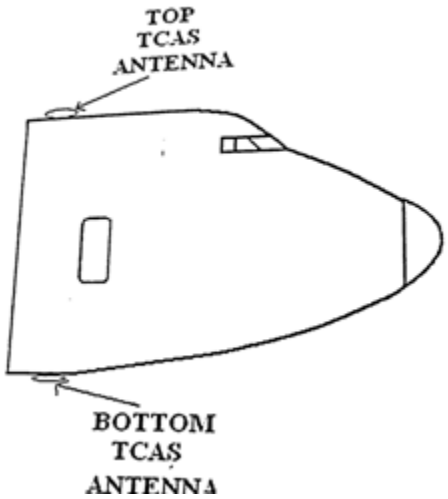
با توجه به این دو advisor ، این سیستم باید دارای دو آنتن یکی در بالای هواپیما و دیگری در زیر بدنه ی هواپیما باشد ،همچنین لازم است سیستم دو گانه باشد تا در صورت خرابی یک سیستم ، از سیستم دیگر به عنوان جایگزین استفاده کرد.

هشدار ها در این سیستم بصورت بصری و شنیداری است،

توجه به این نکته لازم است که در هشدار های صوتی کسی صحبت نمی کند بلکه اصوات از قبل به صورت کامپیوتری مصنوعی سازی شده اند . در اشکال زیر محل قرار گیری کامپیوتر ، و آنتن TCAS مشاهده می شود.



محل قرار گیری کامبیوتر TCAS



حال به شرح هر یک از انواع هشدار ها می پردازیم:

هشدار های سیستم TCAS

Other traffic

زمانی که این هشدار دهنده به صدا در می آید other traffic-other traffic به گوش می رسد و نشان می دهد که هواپیمایی به عنوان متجاوز در بالا یا پایین هواپیما با فاصله ی ٦ ناتیکال مایل در حال پرواز است.علامت بصری این هشدار یک چهار وجهی فیروزه ای رنگ است که روی نشان دهنده ظاهر می شود.

Other traffic یک تهدید نیست و فقط نشان می دهد که هواپیمای دیگری نیز در فضا و در فاصله ی مذبور وجود دارد .ارتفاع نسبی هواپیمای متجاوز بیشتر از 1200ft± می باشد.

Proximity traffic

این اخطار به خلبان هشدار می دهد که هواپیمایی که ارتفاع آن کمتر از 1200ft± و فاصله ی آن نیز کمتر از ٦ ناتیکال مایل است به ما نزدیک می شود .علامت این هشدار یک چهار وجهی فیروزه ای رنگ توپر است که بر روی نشان دهنده ظاهر می شود، این هشدار نیز اعلام تهدید نمی کند.

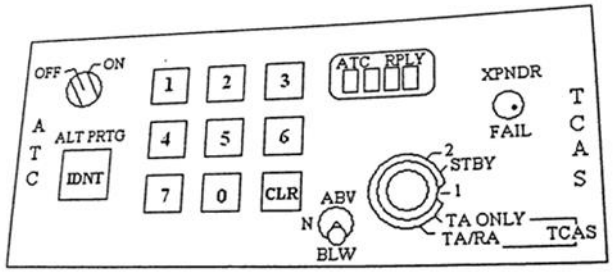
TA [1]

با این هشدار قبلا آشنا شده ایم و گفتیم زمانی رخ می دهد که هواپیما در حال نزدیک شدن به نقطه ی CPA [2] بوده و حداقل تا ۲۰ ثانیه و حداکثر تا ٤٨ ثانیه دیگر احتمال برخورد با یک هواپیمای دیگر وجود داشته باشد ، علامت این هشدار روی نشان دهنده ی TA/RA VSI یک دایره ی زرد رنگ توپر است، وقتی این حالت رخ می دهد صدای مصنوعی سازی شده ای که هشدار traffic traffic را می دهد در کاکبیت هواپیما به گوش می رسد.

RA [3]

چنانچه به هشدار traffic Advisory توجهی نشود زمان رسیدن به CPA کمتر شده و به حداقل ۱۵ تا حداکثر ۳۵ ثانیه می رسد، در این حالت یک عکس العمل سریع از طرف خلبان ضروری است،مربع قرمز رنگ توپر روی صفحه نشان دهنده ظاهر شده و نوارهای قرمز و سبز رنگی نیز روی VSI نمایان می گردد که هم به خلبان هشدار می دهند و هم مقدار climb یا descent مورد نیاز را برای رفع خطر به او توصیه می کنند.

در شکل یک کنترل پنل مشاهده می شود ، همانطور که می بینیم در این پنل هر دو سیستم ATC و TCAS وجود دارند.



ATC/TCAS CONTROL UNIT

واحد کنترل TCAS و ATC

[1] - Traffic Advisory
[2] - Closet point of approach
[3] - Resolution Advisory

Ground Proximitly Warning System

G.P.W.S

۱۱-۱ مقدمه

GPWS [1]

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

کامپیوتر سیستم GPWS

کامپیوتر GPWS دارای پنج ورودی به شرح ذیل است:

Radio Altimiter

Glide Slope

C.A.D.C [2]

Flap Position

Landing gear position

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

گفتیم 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.

با توجه به ورودی هایی که گفته شد می خواهیم مود های آن را نیز بررسی کنیم

[1] - Ground Proximitly Warning System
[2] - Central Air Data Computer

مود های GPWS

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:

Outer boundary

که به آن upper boundary 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 دهید به زمین برخورد خواهید کرد ، در همین لحظه pull up lamps نیز این حالت را نشان داده و روشن می شوند.اگر خلبان پرواز به این اخطار توجهی نشان ندهد وارد مرز دوم می شویم.

Second boundary

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

''whoop , whoop , pull up''

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

Mode 2 closure rate

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

Mode 2 A 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.

Mode 2 B:Flaps-Down

در این مورد به خلبان اخطار داده می شود که فلپ ها باز هستند ، وقتی هواپیما به ارتفاع ft 789 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.

Mode 3:Descent after take-off or altitude loss after after take-off

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 ft 65 به بالا و تا ft 700 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[1] وارد سیستم می شود ، البته یک سری از اطلاعات نیز از Radio altimeter گرفته می شود.

Mode 4:unsafe terrain clearance

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:

Mode 4 A:Gear – up

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.

Mode 4 B:Flaps-up

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

مود ٤ از ورودی های CADC,landing gear, flap position و نیز radio altimeter بهره می گیرد.

[1] - Central Air Data Computer

Mode 5:Glide slope warning

قبلا با glide slope آشنا شدیم ، 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 slope,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.

Mode 6:descent below decision height

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.

مود جدیدی به نام مود ۷ در حال تعریف است که بتواند تشخیص دهد چه مانعی جلوی هواپیما وجود دارد ،زیرا با مود های امروزی تنها موانع زیر و بالای هواپیما قابل تشخیص است.

Abstract

As in many other fields , electronic has made a revolutionary impact in field of navigation.

Although,at the earlier days,navigation was almost entirely an art.this art which is started with the use of a few instrument such as magnetic compass and the sextant followed by manual calculation has now developed to such an extent that the navigator involves with modern instrument and computers which automatically present his craft position,distance and all other information that he needs to direct him to travel to his desired destination.

All this has been made possible by the advent of electronics.

Nowadays,the navigation in one of the major applications of electronic and electro magnetic technology.modern technology then in playing a significant and essential role in navigation. the navigation system technician,engineer,whether user or designer,who is concerned with the practical application of newly developed navigation technologoy and for the readers who wishes to learn about the navigatin.

Reference

*[1]Sukkarieh, S., "Low Cost, High Integrity, **Aided Inertial Navigation Systems** for Autonomous Land Vehicles," Ph.D. Thesis, University of Sydney, March 2000.*

*[2] Myron Kayton and Walter R. Fried **Avionics Navigation Systems**,chapter 5.page75 (Apr 1997)*

*[3] Clausing, Donald J.- Aviator's Guide to Navigation- Chapter 2,5. **VOR Navigation Fundamentals, VOR/DME Area Navigation**,- (November 1, 2006)*

[4]JAMES WOLPER- Understanding Mathematics for Aircraft Navigation- Navigation in Airplane-CHAPPTER 9-2001

*[5]Len Buckwalter-**avionic traning system**-chappter 5- Jun 30, 2005)*

*[6] united airlines-**Avionics Fundamentals**-chapter 5.7-8- 2007 Edition*

*[7] Scott Kenney-Avionics: **Fundamentals of Aircraft Electronics**-chappter 2- – August 19, 2011*

*[8] Ian Moir, Allan Seabridge, Malcolm Jukes- **Civil Avionics Systems** (Aerospace Series)-chappter 4- October 14, 2012*

*[9] Tom Rogers, Ph.D.- **DME Basics**-PAGE 12- September 6, 1998*

[10]" VOR as a Course Instrument- Dr. Andrew Sarangan Oct 2003 . Unpublished article available from - http://www.campbells.org/Airplanes/VOR/vor.html