



ESCUELA SUPERIOR POLITECNICA DEL LITORAL

Facultad de Ingeniería Eléctrica



"EL SISTEMA DE NAVEGACION INERCIAL COMO UNA
ALTERNATIVA RECOMENDABLE PARA LA
NAVEGACION AEREA DOMESTICA EN EL ECUADOR"

TESIS DE GRADO

Previa a la obtención del Título de:
INGENIERO EN ELECTRICIDAD

Especialización: **ELECTRONICA**

Presentada por:

Roberto Raúl Noriega Medina

Guayaquil - Ecuador

1.989

AGRADECIMIENTO

A mis padres, LUCY y RAUL quienes se esforzaron por darme una educación.

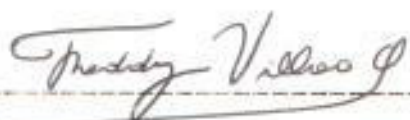
A Ing. FREDDY VILLAD, Director de Tesis, por la colaboración prestada en el desarrollo del presente trabajo.

A Cap. HERNAN CARRERA, por su desinteresado e invaluable apoyo.

A todos mis profesores, compañeros y amigos.



Ing. C. Villafuerte P.
SUB-DECANO



Ing. F. Villao Q.
DIRECTOR DE TESIS



Ing. C. Aviles C.
M. PRINCIPAL



Ing. P. Cario P.
M. PRINCIPAL

DECLARACION

"La responsabilidad por los hechos, ideas y doctrinas expuestos en esta tesis, me corresponden exclusivamente y, el patrimonio intelectual de la misma, a la ESCUELA SUPERIOR POLITECNICA DEL LITORAL".

(Reslamento de Exámenes y Titulos Profesionales de la ESPOL).


.....
RAUL NORIEGA MEDINA

RESUMEN

En el presente trabajo, se pone en consideración otra alternativa de navegación aérea, altamente eficiente y confiable, poco difundido en el ámbito de la aviación civil.

Básicamente lo que se trata de hacer es identificar las razones que obligan al empleo de los "instrumentos" en la navegación, la comparación con las radioayudas ya existentes y el principio de funcionamiento, y finalmente dicho, del navegador inercial, tópicos que se encuentran desglosados de la siguientes forma:

Capítulo I, trata de las normas, leyes y reglamentos vigentes que regulan la actividad aeronáutica en el país.

Capítulo II, es un análisis de la densidad de tráfico aéreo y su proyección.

Capítulo III, describe los principios de funcionamiento de las principales ayudas a la navegación aérea instaladas en el país y de uso internacional.

Capítulo IV, se expone en detalle el principio de funcionamiento del Sistema de Navegación Inercial (SNI)

propriadamente dicho.

Capítulo V, corresponde a la descripción de las pistas existentes con sus respectivas ayudas, indicando además los distintos tipos de habilitación (VFR e IFR) de las aeronaves.

Al final de la obra se pueden apreciar los pro y contra de este nuevo sistema propuesto para nuestro medio, además se incluyen como apéndice de la obra algunos tópicos que por el tema que tratan, se juzgó no necesaria su inclusión en el cuerpo principal.

INDICE GENERAL

	Págs.
RESUMEN	VI
INDICE GENERAL	VIII
INDICE DE FIGURAS	XII
INTRODUCCION	XVI
I. REGLAMENTOS DEL AIRE Y DISPOSICIONES PARA EL TRAFICO AEREO	19
II. ESTADISTICA DE OPERACIONES AEREAS EN LOS PRINCIPALES AERODROMOS DE LA REPUBLICA DEL ECUADOR ...	34
III. DESCRIPCION DE LOS SISTEMAS DE NAVEGACION AEREA MAS EMPLEADOS	43
3.1 TIPOS DE NAVEGACION	43
3.1.1 NAVEGACION POR CONTACTO	44
3.1.2 NAVEGACION A ESTIMA	44
3.1.3 NAVEGACION RADIO-ELECTRICA	53
3.1.3.1 SISTEMAS RADIALES	53
3.1.3.1.1 RADIOFARO OMNIDIRECCIONAL DE MUY ALTA FRECUENCIA (VOR) ...	53
3.1.3.1.2 LA ZONA DE NAVEGACION GUIADA	69
3.1.3.1.3 RADIOGONIMETRIA AUTOMATICA	82
3.1.3.1.4 EL RADAR	94

		IX
	3.1.3.1.5 TACAN	102
	3.1.3.1.6 DME	108
	3.1.3.2 AYUDAS A LARGA DISTANCIA	112
	3.1.3.2.1 DECCA	113
	3.1.3.2.2 LORAN	121
	3.1.3.2.3 OMEGA	126
	3.1.3.2.4 CONSOL	131
	3.1.3.3 NAVEGACION AUTONOM.....	134
	3.1.3.3.1 SISTEMA DOPPLER	135
	3.1.3.3.2 SISTEMA INERCIAL ...	142
IV.	DESCRIPCION DEL SISTEMA DE NAVEGACION INERCIAL .	143
	4.1 INTRODUCCION	143
	4.2 CONCEPTOS BASICOS.....	148
	4.3 FUNCIONAMIENTO	151
	4.4 REQUISITOS Y COMPUTO DE LA POSICION	155
	4.4.1 CALCULO Y COMPUTO DE LA POSICION	155
	4.4.1.1 ACELEROMETRO	156
	4.4.1.1.1 CALCULO DE LA NAVE-	
	GACION EN UN SOLO	
	EJE	161
	4.4.1.1.2 CALCULO DE LA NAVE-	
	GACION EN DOBLE EJE	163
	4.4.1.2 RESOLUCION DEL PROBLEMA DE	
	NAVEGACION	172
	4.4.1.2.1 MECANISMO DEL SISTE-	
	MA DE COORDENADAS ..	175
	4.4.2 ESTABILIZACION	177

	X
4.4.2.1 LOS GIROSCOPOS	178
4.4.2.2 LAZO DE ESTABILIZACION BASI- CA DE UNA PLATAFORMA	188
4.4.2.3 ESTABILIZACION DE UN GIROSCO- PO DE TRES GRADOS DE LIBERTAD	190
4.4.2.4 SISTEMA DE PLATAFORMA Y BALAN- CIN	192
4.4.2.5 SEÑAL DETERMINADORA DE COOR- DINACION	196
4.5 ERRORES Y SU CORRECCION	198
4.5.1 COMPENSACION DE RAZON TERRESTRE	201
4.5.2 COMPENSACION DE RAZON DE TRANSPOR- TACION.....	203
4.5.3 ESTABILIZACION DE LA PLATAFORMA RAZON TERRESTRE & RAZON DE TRANSPORTE	205
4.6 COMPUTADOR	207
4.7 AJUSTE DEL SISTEMA DE NAVEGACION INERCIAL ..	210
4.8 COMPONENTES DEL SISTEMA DE NAVEGACION INER- CIAL.....	211
V. ESTUDIO Y ANALISIS DE LAS RADIOAYUDAS A LA NAVEGA- CION AEREA	228
5.1 CLASIFICACION DE LOS AERODROMOS Y PISTAS ...	228
5.2 CLASES DE AERODROMOS Y PISTAS EXISTENTES CON SUS RESPECTIVAS RADIOAYUDAS	229
5.3 CLASIFICACION DE LOS AERODRANOS DEACUERDO A SU CALIFICACION	233
5.4 DETERMINACION Y ANALISIS DE LA COBERTURA DE	

INTRODUCCION

En la misma época en que Marconi estaba trabajando en la radio, los hermanos Wright realizaron el primer vuelo tripulado con un aparato más pesado que el aire. Los pilotos que intentaron volar con estas primitivas máquinas descubrieron pronto las dificultades que ello reportaba. En caso necesario, un buque puede ponerse al paio (detenerse), pero el avión debe seguir volando, y así consume rápidamente el combustible que necesita para sostenerse en el aire; además, a esas velocidades no hay tiempo para calcular la posición.

Antes del despegue, el piloto se hace un esquema completo del viaje, el plan de vuelo, que luego modifica a medida que éste se desarrolla. En un principio, el rumbo y la velocidad solo se podían calcular con respecto al aire, también en movimiento por efecto del viento. Pero actualmente, el empleo del sistema Doppler permite determinar la velocidad del avión con respecto del suelo, y un ordenador convierte los resultados en datos de situación.

En el aire, el piloto necesita de una ayuda exterior que le diga, no sólo dónde se halla, sino también qué es lo que ha de hacer. En los primeros tiempos de la aviación, tal ayuda procedía de una antena de cuadro, orientada hacia la

radiobaliza del campo de aterrizaje, de modo que el avión se limitaba a seguir simplemente el rumbo que aquella le iba indicando. Cuando, por la razón de la distancia, este procedimiento no era utilizable, había algo similar valiéndose de una sucesión de estaciones intermedias que le condujeran hasta su punto de destino. Sin embargo, como tales balizas eran muy sensibles al mal tiempo, después de la Segunda Guerra Mundial fueron sustituidas por las VOR, balizas direccionales de alta frecuencia, y el DME, equipo medidor de distancia. En aviación, Loran y Decca se utilizan relativamente poco, pues dan la situación del aparato, pero no la derrota a seguir.

Hoy en día, los aviones no se sitúan por procedimientos astronómicos, sino merced a un sistema de navegación por inercia, consistente en una plataforma que se mantiene perfectamente horizontal por efecto de unos giroscopios; en esa plataforma hay unos acelerómetros destinados a medir el movimiento del aparato en relación con un sistema de ejes coordenados, conectados a un ordenador que proporciona la situación constante.

El gobierno del avión es siempre más difícil que el de un buque, y encaso de ir escorado no vuela recta. El oído humano es también el sentido del equilibrio, pero las grandes aceleraciones entorpecen su funcionamiento. Por tal motivo, los antiguos pilotos no salían nunca del alcance visual del suelo cuando volaban.

En vuelos nocturnos, o entre nubes, los instrumentos proporcionan una valiosa ayuda, pero la actividad del piloto se encuentra muy sobrecargada. Es por ello que hace cuarenta años empezaron a difundirse los pilotos automáticos, que en la actualidad utilizan prácticamente todos los aviones, salvo los muy pequeños. Hoy en día, gracias a ese piloto automático, combinado con un sistema ILS, sistema de aterrizaje instrumental, con haces de radio de gran precisión, y un radiocólimetro para medir la altura sobre la pista, es posible el aterrizaje automático en plena niebla. Todo esto ha llevado a que actualmente los vuelos puedan consistir en "arretar en simple botón", debido a la posibilidad de conectar las ayudas antes mencionadas al piloto automático, a través de un ordenador.

Los constante esfuerzos para hacer el vuelo más seguro han conducido a la multiplicación de los aparatos de navegación aérea, de modo que actualmente los aviones llevan siempre tres o más de ellos en funcionamiento; de este modo, cuando las indicaciones de uno difieren de las de los otros, ello indica que el primero está averiado.

CAPITULO I

REGLAMENTOS DEL AIRE Y DISPOSICIONES

PARA EL TRAFICO AEREO

Como respuesta al creciente auge del transporte aéreo, debido a su rapidez, relativo bajo costo y eficiencia, reflejado en el incremento de tráfico aéreo nacional e internacional fue necesaria la reglamentación del uso del espacio aéreo nacional, haciéndose eco de esta imperiosa necesidad el Ministerio de Defensa Nacional elaboró y emitió una serie de normas que se encuentran recopiladas dentro de los Reglamentos de los Servicios de Navegación Aérea denominados REGLAMENTOS DEL AIRE, reglamentación que trata de precautelar la vida humana, los bienes y el normal desenvolvimiento de las actividades aéreas en el país, y designando como organismo rector, encargado de vigilar el fiel y estricto cumplimiento, a la Dirección General de Aviación Civil dependencia adscrita a la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

Una breve reseña, que recopila la historia del desarrollo de la legislación de aviación civil, reglamentos de navegación aérea, etc., vigentes en el Ecuador es la lista que figura a continuación:

12 Sep 36 Ley de Tránsito Aéreo (codificada en la Constitución y Leyes del Ecuador, editada en 1960). Decreto Supremo 9461 Registro Oficial 946.

15 May 52 Reglamento de Instalaciones Radioeléctricas.

Decreto Ejecutivo 871-01; Registro Oficial 1115.

11 Jun 57 Reformas a la ley Orgánica de Aduanas.

Decreto Ley Ejecutivo 14; Registro Oficial 233.

09 Mar 60 Establécese la obligación de llevar estadísticas, a toda empresa de servicios aéreos del país.

Acuerdo Ministerial 8; Registro Oficial 1064.

31 Mar 62 Establécese procedimientos para la regulación del tipo de cambio en toda transacción comercial de transporte aéreo internacional que se verifiquen en el país.

Resolución 1-DAC; Registro Oficial 121.

17 Feb 74 Reglamento del Consejo Nacional de Aviación Civil; Acuerdo 002 FAE; Registro Oficial 182.

25 Jun 64 Reglamento con fuerza de ley para el otorgamiento de concesiones y permisos de operación para los servicios de transporte aéreo público, servicios de trabajos aéreos y servicios aéreos privados. Decreto Supremo 764; Registro Oficial 277.

15 Mar 68 Apruébase el Reglamento de derechos por instalaciones y servicios de protección al vuelo. Decreto Ejecutivo 464; Registro Oficial 337.

22 Jul 68 Apruébase las reglamentaciones de procedimientos en concesión de permisos de sobrevuelo y aterrizaje de aeronaves públicas y privadas extranjeras.

Acuerdo Ministerial 364; Registro Oficial 425.

27 Jul 70 Refórmase el Reglamento de derechos de protección al vuelo. Decretos 35; Registro Oficial 25.

02 Jul 71 Reglamento de licencias al personal aeronáutico. Decreto Supremo 161; Registro Oficial 258.

11 Dic 72 Reglamento para limitación de tiempo de vuelo de tripulación de aeronaves. Decreto Supremo 1401; Registro Oficial 201.

13 Dic 73 Reformas al Reglamento de licencias al Personal Aeronáutico. Acuerdo Ministerial 752; Registro Oficial 608.

11 Mar 74 Ley de Aviación Civil. Decreto Supremo 236; Registro Oficial 503.

02 Ago 74 Reglamento para las operaciones de aviones de transporte público. Acuerdo Ministerial 377; Registro Oficial 608.

08 Abr 75 Reformas a las regulaciones de procedimientos a seguirse para la concesión de permisos de sobrevuelo y/o aterrizaje en territorio ecuatoriano, de aeronaves públicas y privadas extranjeras. Acuerdo Ministerial 0267; Registro Oficial 777.

13 May 75 Apruébase modificaciones al Reglamento para la certificación e inspección de las operaciones de

transporte u otros servicios aéreos comerciales. Acuerdo Ministerial 0404; Registro Oficial 801.

14 Jul 78 Decreto Supremo 2662; Registro Oficial 629.

02 Sep 82 Reglamento del Aire del Ecuador. Registro Oficial 320.

En el Reglamento del Aire anteriormente mencionado es necesario especificar algunos artículos que conciernen directa o indirectamente al empleo del navegador inercial como sistema de navegación instrumental aplicable en nuestro medio, especificando las condiciones y circunstancias de su operación.

Del Reglamento del Aire del Ecuador:

art.1 Definiciones: Los términos y expresiones indicados a continuación, tienen el siguiente significado en el Reglamento del Aire

AERODROMO.- Área definida de tierra o de agua (que incluye todas sus edificaciones, instalaciones y equipos) destinada total o parcialmente a la llegada, salida y movimiento en superficie de aeronaves.

AERODROMO CONTROLADO.- Aeródromo en el que se facilita servicio de control de tránsito aéreo para el tránsito del aeródromo.

AERONAVE.- Toda máquina que puede sustentarse en la

atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

AREA CON SERVICIO DE ASESORAMIENTO.- Area designada comprendida dentro de una Región de Información de vuelo, donde se da servicio de Asesoramiento de Tránsito Aéreo.

AREA DE CONTROL.- Espacio aéreo controlado que se extiende hacia arriba, desde un límite especificado sobre el terreno.

AUTORIDAD ATS CORRESPONDIENTES.- La Dirección General de Aviación Civil.

AVION.- Aeronave más pesada que el aire, propulsada mecánicamente, que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones de vuelo.

CONDICIONES METEOROLÓGICAS DE VUELO POR INSTRUMENTOS.- Condiciones meteorológicas expresadas en términos de visibilidad, distancia desde las nubes y techo de nubes, inferiores a las mínimas especificadas para las condiciones meteorológicas de vuelo visual.

CONDICIONES METEOROLÓGICAS DE VUELO VISUAL.- Condiciones meteorológicas expresadas en términos de visibilidad, distancia desde las nubes y techo de nubes, iguales o mejores que las mínimas especificadas.

DERROTA. - La proyección sobre la superficie terrestre de la trayectoria de una aeronave, cuya dirección en cualquier punto se expresa generalmente en grados apartir del Norte (geográfico, magnético o de la cuadrícula).

ESPACIO AEREO CONTROLADO. - Espacio aéreo de dimensiones definidas dentro del cual se facilita servicio de control de tránsito aéreo para los vuelos controlados, ya que para el efecto de las reglas de vuelo la autoridad ATS competente podrá designarlos como:

a) espacios aéreos controlados dentro de los cuales se permiten tanto los vuelos IFR como los VFR, pero en el cual los vuelos VFR no están sujetos a control

b) espacios aéreos controlados dentro de los cuales se permiten vuelos IFR y VFR controlados.

c) espacios aéreos controlados donde sólo se permiten vuelos IFR.

IFR. - Símbolo usado para designar las reglas de vuelo por instrumentos.

IMC. - Símbolo utilizado para designar las condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos.

LIMITE DE PERMISO. - Punto hasta el cual se concede a una aeronave permiso de control de tránsito aéreo.

OFICINA DE CONTROL DE APROXIMACION. - Dependencia establecida para facilitar servicio de control de tránsito aéreo a los

vuelos controlados que lleguen a uno o más aeródromos o salgan de ellos.

OFICINA DE NOTIFICACION DE LOS SERVICIOS DE TRANSITO AEREO.-

Oficina creada con el objeto de recibir los informes referentes a los servicios de tránsito aéreo y los planes de vuelo que se presenten antes de la salida.

PERMISO DE CONTROL DE TRANSITO AEREO.- Autorización para que una aeronave proceda en condiciones especificadas por una dependencia de control de tránsito aéreo.

PLAN DE VUELO.- Información especificada que, respecto a un vuelo proyectado o a parte de un vuelo de una aeronave, se somete a las dependencias de los servicios de tránsito aéreo.

PROCEDIMIENTO DE APROXIMACION POR INSTRUMENTOS.- Serie de maniobras predeterminadas que, en condiciones de vuelo por instrumentos, permite a una aeronave completar ordenadamente todas las fases desde el comienzo de la aproximación inicial hasta el aterrizaje, o hasta un punto a partir del cual se puede aterrizar visualmente.

PUNTO DE NOTIFICACION.- Lugar geográfico especificado, con referencia al cual una aeronave puede notificar su posición.

REGION DE INFORMACION DE VUELO.- Espacio aéreo de dimensiones definidas, dentro del cual se facilita los

servicios de información de vuelo y alerta.

RUMBO (DE LA AERONAVE).- La dirección en que apunta el eje longitudinal de una aeronave, expresada generalmente en grados respecto al Norte (geográfico, magnético, de la brújula o de la cuadrícula).

ruta ATS.- Ruta especificada que se ha designado para canalizar la corriente del tránsito, según sea necesario, para proporcionar servicio de tránsito aéreo.

SERVICIO DE CONTROL DE TRANSITO AEREO.- Servicio suministrado con el fin de:

1. Prevenir colisiones:

a) Entre aeronaves; y,

b) Entre aeronaves y obstáculos en el área de maniobras.

2. Acelerar y mantener ordenadamente el movimiento de tránsito aéreo.

VFR.- Símbolo usado para designar las reglas de vuelo visual.

VISIBILIDAD.- Distancia, determinada por las condiciones atmosféricas y expresada en unidades de longitud, a que pueden verse e identificarse durante el día objetos prominentes no iluminados y durante la noche objetos prominentes iluminados.

VMC.- Símbolo utilizado para designar las condiciones meteorológicas de vuelo visual.

VUELO CONTROLADO.- Todo vuelo al cual se facilita servicio de control de tránsito aéreo.

VUELO IFR.- Vuelo efectuado de acuerdo con las reglas de vuelos por instrumentos.

VUELO VFR.- Vuelo efectuado de acuerdo con las reglas de vuelo visual.

ZONA DE CONTROL.- Espacio aéreo controlado que se extiende hacia arriba desde la superficie terrestre hasta un límite superior especificado.

art.2 Aplicación territorial del Reglamento del Aire.

El Reglamento del Aire se aplicará a las aeronaves:

a) que operen en el espacio aéreo que cubre el territorio de la República del Ecuador y sus aguas jurisdiccionales.

b) que operen en espacios aéreos sobre los cuales la República del Ecuador haya aceptado la responsabilidad de prestar servicios de tránsito aéreo, mediante acuerdo regional o bilateral de navegación aérea.

art.3 Cumplimiento del Reglamento del Aire

La operación de aeronaves, tanto en vuelo como en el área de maniobras de los aeródromos, se ajustará a las reglas

generales y, además, durante el vuelo a las:

- a) Reglas de Vuelo Visual; ó
- b) Reglas de Vuelo por Instrumentos.

art.4 Aplicación especial de las reglas de vuelo por instrumentos

Los vuelos se realizarán de acuerdo con las reglas de vuelo por instrumentos, aun cuando se opere en condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos, e las siguientes circunstancias:

- a) cuando se efectuen en el espacio aéreo superior, por encima del nivel de vuelo 200 (mayor de 20.000 pies)
- b) Entre la puesta y la salida del sol.
- c) Cuando se vuele sobre el mar a más de 20 millas marinas del litoral, durante más de una hora, excepto que la autoridad ATS competente podrá eximir a los vuelos de observar las alturas mínimas IFR durante el día, cuando exista condiciones meteorológicas de vuelo visual.

art.5 Autoridad del piloto al mando de la aeronave

El piloto al mando de la aeronave tendrá autoridad decisiva en todo lo relacionado con ella, mientras esté al mando de la misma.

art.9 Operación negligente o temeraria de aeronaves

Ninguna aeronave deberá conducirse negligente o

temerariamente de modo que ponga en peligro la vida o propiedad ajenas.

art.25 Presentación del Plan de Vuelo

La información referente al vuelo proyectado o a parte del mismo, que ha de suministrarse a las dependencias de los servicios de tránsito aéreo, se dará en forma de plan de vuelo.

art.26 Necesidad de presentar un Plan de vuelo.

Se presentará obligatoriamente un plan de vuelo en las siguientes circunstancias:

a) cualquier vuelo o parte del mismo al que tenga que prestarse servicio de control de tránsito aéreo;

b) todo vuelo de transporte aéreo comercial nacional o internacional;

c) cualquier vuelo dentro de áreas designadas o que penetre en ellas, o a lo largo de rutas designadas, para facilitar el suministro de servicio de información de vuelo, alerta y búsqueda y salvamento;

d) todo vuelo a través de fronteras internacionales.

art.34 Permiso del control de tránsito aéreo.

1. Antes de realizar un vuelo controlado o una parte de un vuelo como vuelo controlado, se obtendrá el permiso del control de tránsito aéreo...

art.39 Cambios inadvertidos

En el caso de que un plan de vuelo controlado se desvíe inadvertidamente de su plan de vuelo actualizado, se hará lo siguiente:

a) desviación respecto a la derrota: si la aeronave se desvía de la derrota, tomará medidas inmediatamente para rectificar su rumbo con el objeto de volver a la derrota lo antes posible;

b) variación en la velocidad verdadera: si la velocidad verdadera media al nivel de crucero entre puntos de notificación varía, o se espera que varíe, en un cinco por ciento en más o en menos respecto a la consignada en el plan de vuelo, se notificará a la dependencia correspondiente de los servicios de tránsito aéreo;

c) cambio en las horas previstas: si la hora estimada sobre el próximo punto de notificación aplicable sobre el límite de región de información de vuelo o aeródromo de aterrizaje previsto, el que esté antes resulta errónea en más de tres minutos con respecto a la notificada a los servicios de tránsito aéreo, o se basa en acuerdos regionales de navegación aérea, la nueva hora prevista, revisada, se notificará lo antes posible a la dependencia correspondiente de los servicios de tránsito aéreo.

art.41 Informes de posición

...un vuelo controlado deberá notificar a esas dependencias,

tan pronto como sea posible, la hora y nivel a que pasa cada uno de los puntos de notificación obligatoria designados...

art.42 Comunicaciones

Toda aeronave que opere como vuelo controlado mantendrá una escucha constante en la radiofrecuencia apropiada...

Reglas de Vuelo Visual

art.48 Condiciones de Vuelo Visual

...los vuelos VFR se realizarán de forma que la aeronave vuele en condiciones de visibilidad y distancia de las nubes, iguales o superiores a las indicadas:

Visibilidad de vuelo: 8 Km

Distancia desde las nubes:

a) horizontal: 1.500 m

b) vertical: 300 m (1000 pies)

art.50 Los vuelos VFR "no" operaran

- entre la puesta y la salida del sol; o durante otro período entre la puesta y la salida del sol que prescriba la Autoridad competente, excepto que se cuente con un permiso específico de la dependencia de control de tránsito aéreo correspondiente:

- por encima del nivel de vuelo 200 (20.000 pies)

- cuando se vuele sobre el mar a más de 20 millas

náuticas del litoral), durante más de una hora...

- a velocidades transónicas y supersónicas.

---00000000---

División de los Espacios Aéreos Controlados

►Áreas de Control (Aerovías)

La autoridad máxima le corresponde al Centro de Control.

Formación:

- a) Dos radioayudas que determinan el eje.
- b) Ancho 10 Millas Náuticas (5 MN a cada lado del eje)
- c) Altitud mínima: 2.000 pies sobre el terreno

►Áreas de Control Terminal (TMA)

Son espacios aéreos cedidos, controlados en su totalidad por subdependencias, ejemplo: Manta, Guayaquil, Quito, Machala, Cuenca.

Formación:

a) El centro lo conforma una radioayuda, por ejemplo en Guayaquil lo es el VOR identificado como GYV.

b) Límites laterales: 40 Mn de radio (excepto Guayaquil, que se encuentra limitada al Este por la zona Prohibida de Taura).

c) Límite vertical:

inferior: 2.000 pies

superior: 20.000 pies

*Zona de Control (CTR)

Límites laterales: 15 MN de radio

Centro aproximado: la mitad de la pista.

*Zona de Tránsito de Aérodromo (ATZ)

Límites:

Horizontal: 5MN

Vertical : Tierra hasta los 2.000 pies

Radio : Centro aproximado de la pista.

CAPITULO II

ESTADISTICA DE OPERACIONES DE AVIACION EN LOS PRINCIPALES AERODROMOS DE LA REPUBLICA DEL ECUADOR

Es importante, antes de emitir un juicio sobre si es necesario o no ejercer control de aeródromo (personal de torre, inspectores, equipo contra incendio, aduana, etc.) o brindar un servicio de radioayuda, conocer la densidad de tráfico de la ruta, tal que justifique la inversión de una infraestructura que satisfaga esta demanda. El objetivo principal del presente capítulo es presentar numéricamente la cantidad de operaciones aéreas, desdobladas en la siguiente forma:

Total general de horas de vuelo

por tipos de operación

	A.M.R	A.F.	A.M. R. PT. E.
1985	3.744	11.865,16	16.164,22
1986	3.744	13.496,01	14.447,43
1987	1.258	10.661,36	12.624,15
TOTAL	8.746	36.013,53	43.235,80

TOTAL GENERAL = 87.995,33

Total general de operaciones

	A. M. R.	A. F.	AMRPT E	VARIOS
	-----	-----	-----	-----
1985	7.488	35.568	41.351	756
1986	7.488	40.488	42.260	765
1987	2.496	31.983	12.800	255
	-----	-----	-----	-----
	17.472	108.039	96.411	1.785

TOTAL GENERAL = 223.707 OPERACIONES

HORAS DE VUELO TOTALES ANUALES

PROMEDIO MENSUAL Y DIARIO

	ANUAL	MENSUAL	DIARIO
	-----	-----	-----
1985			
AMR	3.744	312	10,4
AF	11.856,16	988,01	32,93
AMRTP E	16.164,22	1.347,01	44,90
	-----	-----	-----
TOTAL	31.764,22	2.647,02	88,23

1986

AMR	3.744	312	10,4
AF	13.496,01	1.124,66	37,48
AMRTPE	14.447,43	1.203,95	40,13
	-----	-----	-----
TOTAL	31.687,44	2.640,01	88,01

1987

AMR	1.258	312	10,4
AF	10.661,36	2.665,25	88,84
AMRTPE	12.624,15	3.156,75	105,22
	-----	-----	-----
TOTAL	24.543,51	6.134	204,46

LOS DATOS ARRIBA MENCIONADOS SE REFIREN A HORAS DE VUELO.

Cantidad total de operaciones o aterrizajes

	ANUAL	MENSUAL	DIARIO
	-----	-----	-----

1985

AMR	7.488	624	20,8
AF	35.568	2.964	98,80
AMRTPE	41.351	3.445,91	114,85
VARIOS	765	63,75	2,12
	-----	-----	-----
TOTAL	85.172	7.097,66	236,58

1986

AMR	7.488	624	20,8
AF	40.488	3.374	112,46
AMRTPE	42.488	3.521,66	117,38
VARIOS	765	63,75	2,12
	-----	-----	-----
TOTAL	91.001	7.583,41	252,76

1987

AMR	2.4956	624	20,8
AF	31.983	7.995,75	266,52
AMRTPE	12.800	1.066,66	35,55
VARIOS	255	63,75	2,12
	-----	-----	-----
TOTAL	47.534	9.750,16	324,99

A.M.R. = AVIACION MAYOR REGULAR

A.F. = AEROFUMIGACION

A.M.R.T.P.E. = AVIACION MENOR, REGULAR, TAXIAEREO,
PRIVADO, ESCUELAFUENTE: DEPARTAMENTO DE OPERACIONES DE LA SUBDIRECCION DE
AVIACION CIVIL - GUAYAQUILEs importante analizar el hecho de que la actividad
aeronáutica se encuentra dividida políticamente en dos
regiones:

- Región I : Sierra y Oriente
- Región II: Costa y Región Insular

Destacándose en estas dos regiones los polos de desarrollo, que lo conforman Quito y Guayaquil respectivamente, formando las bases de operación tanto de compañías comerciales privadas, militares, escuela y demás, por obvias razones de carácter logístico y técnico obligando en sus puntos finales de operación a formar las sub-bases. Tal es el caso de la actividad de aerofurnición en la costa, la de apoyo logístico con el suministro de víveres, insumos, medicinas, etc., necesarios para el desarrollo en el Oriente, en donde existen poblaciones en las que su único medio de contacto con la civilización es por vía aérea, lo mismo que con nuestra Región Insular o Provincia de Galápagos en las cuales a más de servir para lo anteriormente manifestado en forma rápida, es fundamental para el desarrollo turístico de esta zona.

Por lo anteriormente expuesto es necesario tomar especial consideración a los aeropuertos de Quito y Guayaquil como principales puntos de origen y destino de las operaciones aéreas, así:

Operaciones anuales de aeronaves

Año	Nac.	Inter.	Av. Gral.	Carga	Militar	Total
GUAYAQUIL						

1980	12.872	8.076	26.500	1.238	10.360	59.050
2000	31.428	16.500	56.500	2.190	15.000	121.618

Año	Nac.	Inter.	Av. Graf.	Carga	Militar	Total
QUITO						
1980	13.320	6.300	12.050	714	5.200	37.584
2000	40.000	13.027	23.500	1.825	10.950	89.301

Lo interesante de los datos anteriores es la proyección que se realiza para el año 2.000, extrapolación realizada para el compendio de los aspectos técnicos de diseño de los nuevos aeropuertos de Quito y Guayaquil, datos suministrados por la Unidad Ejecutora y calculados por la FOSWECO-ITALAIRPORT, asociación encargada del desarrollo de la ingeniería básica de los nuevos aeropuertos.

Es también necesario señalar la densidad de tráfico que soportan las rutas que cubren hasta las "sub-bases" anteriormente mencionadas, para aún ampliar nuestro criterio. Como ejemplo exponemos los datos a continuación:

Estadística mensual de operaciones de aviación

en los aerodromos de la Región II

1988								
AERODROMO	ENE.	FEB.	MAR.	ABR.	MAYO	JUN.	JUL.	AGO.
SEBC	426	646	562	525	556	407	758	851
SEMT	143	128	142	122	145	154	209	
SEPV	160	124	130	135	232	193	233	392

AERODROMO	ENE.	FEB.	MAR.	ABR.	MAYO	JUN.	JUL.	AGO.
SECU	70	58	74	77	129	119	79	103
SEMH	229	230	286	305	279	231	301	619
SELO	50	41	54	39	38	41	108	134
SEMA	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	10

SEBC : Bahía de Caraquez

SEMT : Manta

SEPV : Portoviejo

SECU : Cuenca

SEMH : Machala

SELO : Loja

SEGU : Guayaquil

SEMA : Macará

FUENTE: DEPARTAMENTO DE OPERACIONES DE LA SUBDIRECCION DE AVIACION CIVIL - GUAYAQUIL

Se recomienda en el Capítulo V leer la lista de compañías de Taxi Aéreo, por ejemplo, con sus bases y sub-bases de operación.

Los datos han sido expuestos al lector. A primera vista podemos apreciar que las operaciones aéreas, a pesar de los elevados costos de operación y demás, es una actividad en constante expansión; acorde a las exigencias de desarrollo del país, que obligan tomar medidas en salvaguarda de las vidas humanas y bienes materiales, tales como expedición de los reglamentos respectivos, la instalaciones de apoyo

terrestre, como son las radioayudas, que tratan de optimizar el normal desarrollo de la actividad aeronáutica.

CAPITULO III

DESCRIPCION DE LOS SISTEMAS DE NAVEGACION

AEREA MAS EMPLEADOS

Por definición, la navegación aérea es el arte de determinar la posición de un avión en cualquier tiempo y dirigirlo de una a otra posición. La tecnología correspondiente a la navegación la constituyen los sistemas de navegación aérea, que comprenden una parte los equipos instalados en el avión y otra de ayudas a la navegación proporcionados por los equipos instalados en tierra.

La navegación aérea comienza y termina en tierra. Antes de un vuelo, debe determinarse un rumbo, el cual resultará en el curso deseado a su destino, y el tiempo que tomará en llegar a él. En el aire deberá resolverse continuamente los problemas de navegación: posición, dirección, distancia y tiempo empleado en vuelo para llegar a su punto de destino. La pregunta que de inmediato se realiza el lector es el porque? de la complicación en la determinación de estos aparentes sencillos parámetros, y la respuesta está en la "deriva", a la que está sujeta el avión, puesto que debemos recordar que el aire es un fluido en constante movimiento y el avión se encuentra inmerso en él, sujeto a las influencias de esta masa, como son el viento, turbulencias, corrientes ascendentes o descendentes, etc. que inciden sobre el curso a seguir produciendo errores que deben ser

oportunamente corregidos para llegar a nuestra meta, recordando que no se ha completado la misión hasta que se haya arribado y puesto fin a su plan de vuelo.

En el presente trabajo nos ocuparemos solamente de la parte de la navegación aérea que se refiere a la localización, es decir, de los sistemas de navegación aérea más empleados y su uso para conocer la posición del avión con respecto de una referencia.

3.1 TIPOS DE NAVEGACION

A lo largo de las diversas etapas por las que ha pasado la aviación se han desarrollando diferentes métodos de navegación, desde los más rudimentarios hasta los más revolucionarios y sofisticados.

Lejos quedan ya las imágenes de los radionavegantes en las aeronaves comerciales, así como los procedimientos empleados por estos para completar las travesías con éxito. Los sextantes y almanaques usados por la navegación astronómica, han sido definitivamente olvidados para dar paso a una constante evolución que ha conducido hasta los equipos utilizados actualmente.

No obstante, será interesante recordar los sistemas de navegación conocidos hasta hoy, pudiendo establecerse la siguiente clasificación:

- Por Contacto (Observada)

- Estimada

- Radiotécnica

- Autónoma

3.1.1 NAVEGACION POR CONTACTO

Este tipo de navegación consiste en la identificación de los distintos puntos que sobrevuela la aeronave, orientándose el piloto mediante este reconocimiento visual del terreno. Las desventajas que conlleva este método radica en el conocimiento previo del terreno que se va a sobrevolar, está sujeta a las condiciones meteorológicas imperantes sobre el terreno, la ruta a seguir basándose en accidentes geográficos o puntos prominentes no necesariamente es la ruta más corta y/o económica. Inconvenientes como estos y otros, hacen que éste no sea del todo óptimo, tan sólo empleado en vuelos cortos, alrededor del aeródromo de origen.

3.1.2 NAVEGACION A ESTIRA

En su forma más simple, navegación aérea es guiar por medio de señas en el terreno. Al comienzo, el aviador encontraba su camino siguiendo los rios, ferrocarriles y observando los pueblos y cimas de las montañas que resaltaban a la vista, al igual que un motorista encuentra su camino siguiendo por la carretera y doblando en la iglesia de la villa o en el techo de la casa, pintado de rojo.

Esta técnica rudimentaria de navegación mediante señas en la tierra resultaba satisfactoria para vuelos cortos que se hacían durante el día viendo el terreno. Pero a medida que progresó el diseño de los aviones, aumento la producción y se extendió el tránsito. A medida que creció en importancia la transportación aérea, creció la necesidad de itinerarios precisos para manejar el tránsito tanto de noche como de día, tanto sobre el mar como sobre la tierra, en mal o buen tiempo. El antiguo método de adivinanza en la navegación no resultó adecuado por mucho tiempo; tenía que ser reemplazado por métodos más nuevos y precisos.

En su intento por establecer nuevos instrumentos y métodos para la navegación aérea, naturalmente que el aviador volvió a basarse en la ciencia de la navegación marítima establecida desde hace mucho tiempo. Allí encontró mucho de que valerse. Sin embargo, algunos de los equipos de precisión del navegante marítimo resultaron muy grandes y pesados para el avión. Así mismo, algunas de las técnicas del navegante marítimo eran muy lentas y embarazosas para ser usadas en el avión de marcha rápida. De allí que el aviador tuvo que diseñar equipos más livianos y compactos, métodos más rápidos y sencillos. Desde luego que, algunos problemas de la navegación aérea no tiene ningún parecido con la navegación marítima. Estos problemas tienen que ser resueltos independientemente. De ahí que la navegación aérea progresó con el perfeccionamiento de viejos instrumentos y métodos, y con la invención de algunos

otros.

Un sistema sumamente organizado de ayudas luminosas y de radio a lo largo de las rutas aéreas establecidas en este país, hacen ahora posible la eficiente operación de los itinerarios de las líneas aéreas comerciales. Estas ayudas simplifican los problemas de la navegación siendo posible navegar sin un conocimiento completo de tales factores como el viento, variaciones y desviaciones. En consecuencia, en un avión comercial, el piloto y el copiloto pueden efectuar su propia orientación. La navegación de los aviones civiles y militares, sin embargo, no es tan simple. Estos aviones efectúan distintos tipos de misiones, las cuales envuelven distintas técnicas y problemas de navegación. El piloto de transportes hace vuelos largos sin paradas, durante los cuales el problema de primordial consideración es el ahorro de combustible. El piloto de un bombardero, sin embargo, deberá seguir su curso o ruta trazada para evadir el fuego antiaéreo de las instalaciones y las bases de aviones de combate del enemigo. El piloto de un avión de rescate, en el mar, debe realizar el planeamiento del vuelo trazado a fin de cubrir totalmente la región sobre la cual se va a hacer la búsqueda. El piloto de un avión de combate tiene mayor problema, porque el tiene que navegar bajo todas las condiciones, llevando a cabo vuelos sobre el mar, encuentros, y resolver cientos de problemas mientras ejecuta sus deberes como piloto.

Pero todos estos pilotos, a pesar de sus diferentes

problemas, reciben el mismo entrenamiento de navegación y todos usan los mismos métodos básicos. Un piloto que tenga un conocimiento cabal de los principios básicos de navegación puede resolver casi todos los problemas específicos de navegación que puede encontrar.

Problemas básicos de la navegación

Existen tres problemas básicos en la navegación:

- 1.- Localización de la posición en cualquier momento.
- 2.- Estimación del tiempo y llegada a cualquier punto dado.
- 3.- El cálculo de una dirección verdadera de vuelo para llevar el avión a cualquier punto de destino deseado.

La navegación a estima es el método de resolver estos tres problemas por medio de cálculos y mediciones que implican tiempo, una posición conocida y una o más de las tres velocidades: trayecto-velocidad absoluta; dirección verdadera de vuelo-velocidad anemométrica verdadera; y, rapidez-dirección del viento. Estos cálculos se hacen con la fórmula Tiempo-Velocidad-Distancia y el triángulo de viento.

La navegación a estima es el método básico de la navegación, porque es el único medio de resolver todos estos problemas básicos de la navegación.

El viento, siempre presente y nunca predecible hace difícil

el poder determinar los datos relacionados con la velocidad del avión y la dirección del vuelo. El aire a través del cual vuela el avión se está moviendo alrededor de la tierra. Los instrumentos indican cuán rápido se mueve el avión en relación con el aire, pero éste puede estar volando más ligero o más despacio con relación a la tierra, si el avión está volando en la dirección del viento o en contra de él. El viento no solamente afecta la velocidad de vuelo, sino también su dirección. El viento causa que un avión se aparte de la dirección sobre la cual ha sido establecido, en la misma forma que un río arrastra un bote de remos corriente abajo, cuando éste trata de cruzar de una orilla a otra. La brújula indica la dirección en que está dirigido el avión, mas no así, la dirección en la cual se mueve sobre la tierra.

El problema para determinar en que dirección se debe orientar un avión a fin de llegar a un punto determinado de destino, también se complica con el viento. No es suficiente, meramente, orientar el avión en la dirección del punto de destino, ya que el viento puede soplar en una dirección diferente de la en que se ha orientado el avión. El efecto del viento debe ser calculado y compensado.

Determinación de la posición

Existe tres métodos para determinar la posición durante el vuelo: determinación de la posición del avión, navegación a estima básica, y navegación a estima de precisión. Uno

depende de medios externos (navegación por contacto, tema ya tratado) y los otros dos distintas formas de vuelo por cálculos.

Navegación a estima básica

Si conoce la localización del punto de partida, el tiempo de partida, el trayecto y la velocidad absoluta del avión, puede determinar y encontrar su posición después de haber transcurrido cualquier tiempo, tal como se demuestra en el siguiente proceso:

- 1.- Trace el punto de partida sobre una carta geográfica
- 2.- A una posición deseada establezca el tiempo en vuelo, reste el tiempo de llegada al tiempo de partida.
- 3.- Mediante la fórmula Tiempo-Velocidad-Distancia, establezca la distancia recorrida a la velocidad absoluta conocida.
- 4.- Desde el punto de partida sobre la carta geográfica, trace esta distancia en la dirección del trayecto conocido. De este modo establece la posición deseada. Esta es una posición de navegación a estima. Este proceso es, quizás, la aplicación más elemental del método de navegación a estima. Por lo tanto, a menudo se le denomina navegación a Estima Básica. De esta manera en la navegación estima básica usted utiliza una posición conocida, el tiempo transcurrido, y el vector de la velocidad absoluta-trayecto,

no conoce el viento.

Navesación a Estima de Precisión.

Si conoce la localización del punto de partida, la dirección verdadera de vuelo y la velocidad anemométrica verdadera del avión, y la velocidad del viento, puede establecer la posición del avión en cualquier momento. Existen dos métodos, cada uno de los cuales depende de una solución del triángulo de viento. Por medio de métodos matemáticos se resuelve este triángulo vectorial, (generalmente la regla de cálculo conocido como "computador"), para encontrar el trayecto y la velocidad absoluta. Luego hace el trazado de una posición de vuelo y por cálculo como en la navegación a estima básica. Por el otro método traza un triángulo vector sobre la carta geográfica. Traza (1) una trayectoria del avión a través del aire desde el punto de partida y (2) el efecto del viento desde la cabeza de este vector. De este modo establece la posición de navegación a estima, directamente, sin establecer primero la velocidad absoluta y el trayecto.

Estos métodos, mediante los cuales resuelve el triángulo de viento, constituyen la navegación a estima de precisión. Ellos se diferencian de la navegación a estima básica, en que la velocidad del viento es conocida y en que los vectores de dirección verdadera de vuelo-velocidad anemométrica verdadera, y de velocidad absoluta-

trayecto, son conocidos o pueden ser encontrados o establecidos.

El procedimiento de la navegación a estima de precisión implica algo más que la solución matemática de los tres problemas básicos de navegación. También incluye el procedimiento por medio del cual el trabajo es planificado, y dichos problemas se plantean continuamente, o incluye mucho de los métodos, los cuales se obtienen de dos fuentes: de los instrumentos de vuelo y de las ayudas a la navegación a estima. De este modo, la navegación a estima de precisión incluye la lectura de los instrumentos. También incluye la determinación del viento, trayecto y velocidad absoluta, por medio de los puntos de referencia suministrado por las ayudas a la navegación, pero no incluyen el uso de las ayudas para obtener dichos puntos de referencia. De esta manera, el procedimiento de la navegación a estima de precisión implica, prácticamente, todas las actividades de navegación a excepción de la calibración de instrumentos y del uso de la lectura de mapas, la radio.

Limitaciones de la Navegación a Estima de Precisión.

La navegación a estima de precisión mediante instrumentos solamente, es un método completo de navegación y los vuelos se han llevado con marcado éxito sin revisiones o comprobaciones de otros métodos de navegación. Sin embargo, debe recordarse este punto importante: Mientras más lejos vuela mediante instrumentos solamente, menos seguros son los

resultados que se obtienen. Esto es de esperarse, desde luego, porque la acumulación de pequeños errores produce los errores grandes.

No importa cuán exactas y completas sean las observaciones de los instrumentos, no se puede determinar o establecer el promedio exacto de los instrumentos. Al trazar cursos y distancias probablemente puede cometer pequeños errores debido a condiciones inadecuadas para el trabajo, tales como mala luz, vibración, fatiga, turbulencias, ruidos, etc. No importa cuán cuidadoso sea para ajustar errores que a usted le son desconocidos.

La causa principal de posibles errores se encuentra al establecer el viento. Hay que recordar que la mayor parte de los vientos son locales de un determinado sitio, los cuales son, hasta donde se conoce, sólo efectivos en la hora y lugar en que son encontrados. Pero algunas veces es necesario utilizar estos vientos locales durante un lapso largo de tiempo. Si tenemos suerte, todos esos errores pueden ser compensados o corregidos; pero si ellos se van acumulando en un vuelo largo, el error en el curso y en la hora estimada de llegada puede ser muy grande.

Como un error en el curso y en la hora estimada de llegada puede ser el resultado de haber usado vientos locales durante un largo intervalo de tiempo, es necesario determinar la posición del avión utilizando cualquier otra fuente exterior, del avión, para ayudar a la navegación de

estima. La radio y las cartas aeronáuticas pueden llenar esta necesidad. Sin embargo, el único método aconsejable de establecer el viento requerido es el de conocer la dirección verdadera del avión y su velocidad anemométrica verdadera.

3.1.3 NAVEGACION RADIOELECTRICA

3.1.3.1 SISTEMAS RADIALES

3.1.3.1.1 RADIOFARO OMNIDIRECCIONAL DE MUY ALTA FRECUENCIA (VOR)

Introducción

Antes de la Segunda Guerra Mundial se había apreciado que las anomalías de propagación que se experimentaban con las ayudas a la navegación de frecuencias medias y bajas limitaban su utilidad como sistemas utilizados para un cielo que se iba haciendo cada vez más congestionado. Durante los años treinta se dispuso ampliamente en los Estados Unidos de un sistema llamado "Radiofaro de baja frecuencia de cuatro rumbos", proporcionaba cuatro rumbos desde o hacia cada estación en tierra y sirvió para delinear bastante bien un sistema fijo de aerovías. Un problema del sistema de cuatro rumbos es que cada estación solo suministra dos aerovías que se corten, un nudo más completo requiere más rumbos. Lo anterior, junto con el incremento en la altura de vuelo, lo que hace útiles a mayores distancias las frecuencias que se propagan según la visual y el desarrollo de las comunicaciones V.H.F., condujeron a la adopción del Radiofaro

Omnidireccional de V.H.F. como estandar en los Estados Unidos en 1.946 e internacionalmente en 1.949. La consecución de un sistema estandar internacional fue muy competida. Siendo el sistema de navegación DECCA el principal contendiente tras el VOR. Es indiscutible si se eligió el sistema técnicamente superior, pero ciertamente el VOR era más barato, tenía la ventaja de un gran mercado de origen, y había realizado el trabajo adecuadamente hasta entonces.

El sistema VOR funciona en la banda de 108-118 MHz con canales espaciados 50 KHz. Esta banda está compartida con el localizador del ILS (Sistema de aterrizaje instrumental), asignándose al VOR 160 de los 200 canales disponibles. De estos 160 canales 120 se dedican a las estaciones VOR previstas para la navegación en ruta mientras que los otros cuarenta son para las estaciones VOR terminales (TVOR). La potencia de salida de una estación en ruta será aproximadamente de 200 Watts suministrando una cobertura de hasta 200 MN, estando incluida su frecuencia en la banda de 112-118 MHz. Un TVOR tendrá una potencia de salida de aproximadamente de 50 Watts suministrando servicio hasta aproximadamente 25 MN, hallándose comprendida su frecuencia en la banda de 108-112 MHz, siendo esta parte de la banda total la que se comparte con el localizador del ILS.

La tripulación de un avión equipado apropiadamente puede sintonizar una estación VOR dentro de su alcance y leer la

marcación a la estación y la marcación relativa de la estación. Si el plan de vuelo requiere una aproximación o una salida de una estación con un rumbo particular puede obtenerse la información direccional a partir de las señales recibidas del VOR. Es esta última propiedad la que hace que el VOR sea tan útil cuando se vuela sobre aerovías: pueden situarse estratégicamente las estaciones a lo largo de las llamadas aerovías y el piloto puede entonces, seleccionando los radiales apropiados, volar de estación a estación obedeciendo las ordenes de orientación o alimentando con ellas al piloto automático.

Para obtener una fijación de posición mediante el VOR se necesitan marcaciones de dos estaciones separadas. Si se coloca una estación VOR junto con una estación DME un avión puede obtener su posición. El sistema VOR-DME es el estandar internacional de navegación de corto alcance hoy en uso. En los últimos años este sistema se ha hecho incluso más versátil con la aparición de equipos de abordo que puede apoyarse efectivamente en una estación VOR/DME existente para dar un "Radiofaro fantasma" completo con radiales que pueden volarse usando información de orientación derivada del VOR.

Funcionamiento

La zona omnidireccional produce un número infinito de cursos que se pueden representar mentalmente como irradiaciones de la estación igual que los rayos de una rueda. Estos cursos

se conocen como radiales y se identifican por su orientación magnética al salir de la estación. De este modo, si usted volara en el radial 090 grados, usted se encontraría físicamente hacia el Este de la estación. Si usted estuviera llegando en este radial, su curso magnético sería de 270 grados. Como el equipo de transmisión se encuentra en la banda de frecuencia muy alta, las señales están sujetas a la recepción de línea de visión, variando el alcance de acuerdo con la altitud de su avión.

Principio de funcionamiento

El principio de transmisión de la zona omnidireccional, está basado en la creación de una diferencia de fase entre dos señales de radio. Una de estas señales, llamada fase de referencia, es omnidireccional e irradia desde la estación en un patrón circular. La fase de esta señal es constante en todos sus 360 grados de acimut. La otra señal, llamada fase variable, es transmitida como campo rotativo. Este patrón de señales gira uniformemente a 1800 R.P.M., lo cual hace que la fase de la señal varíe a un régimen constante. Por tanto, hay una fase diferente de esta señal en cada punto separado alrededor de la estación.

El Norte magnético se usa como línea de referencia para medir la relación de fase entre las señales variables y de referencia. Las dos señales se alinean de manera que queden exactamente en fase en el Norte magnético. Como se puede observar en la siguiente ilustración, existe una diferencia

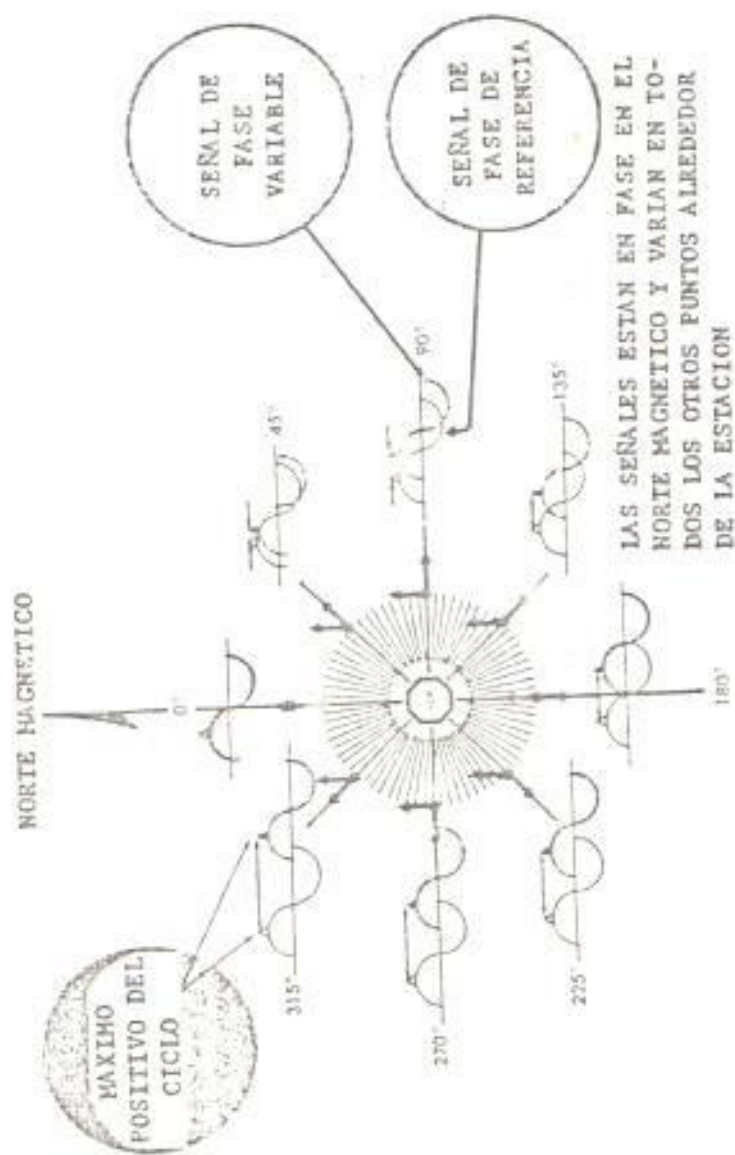


FIG. 3.1 PATRON DE SEÑALES DEL SISTEMA "VOR"

de fase en cualquier otro punto del acimut alrededor de la estación. Esta diferencia de fase es medida electrónicamente por el receptor del avión, identificando así su posición en el acimut alrededor de la estación. Esta información se la presentan como indicaciones de rumbo, los indicadores visuales.

La radiación de una estación VOR convencional es una onda V.H.F. polarizada horizontalmente y modulada como sigue:

- 1.- A.M. de 30 Hz: la señal de fase variable.
- 2.- A.M. de 9.960 Hz: esta es una frecuencia subportadora, modulada a 30 Hz con una desviación de ± 480 Hz. La señal de 30 Hz es la fase de referencia.
- 3.- A.M. de 1.020 Hz: señal de identificación manipulada para dar una identificación mediante código morse como mínimo tres veces cada 30 seg.
- 4.- A.M. de audio: puede usarse el sistema VOR como un canal de comunicaciones tierra-aire mientras no interfiera su función básica de navegación. El rango de frecuencias de la modulación de audio está limitada de 300-3.000 Hz.

Clasificación y tipos de estaciones VOR

La clasificación de las estaciones VOR se efectúa de acuerdo con la altitud y distancia libre de interferencias a la que éstas pueden recibirse. Existen dos criterios sobre el particular: el americano y el de la OACI.

La clasificación americana de la F.A.A. es la siguiente:

T-VOR (VOR terminal o de recalada)

Las condiciones operativas de este primer tipo de VOR son tales que no debe ser usado para la navegación si la aeronave que desea sintonizarlo, está a más de 25 MN de la estación y a una altitud superior a los 12,000 pies. A partir de esta distancia y altitud, sus indicaciones no son de fiar. Los T-VOR se usan principalmente como ayuda a la aproximación a los aeropuertos, y nunca como ayudas de ruta.

L-VOR (VOR de baja altitud)

Este tipo de estación puede usarse con seguridad hasta una distancia de 40 MN y una altitud de 18,000 pies. Puede usarse, además de ayuda a la aproximación, como apoyo en ruta.

M-VOR (VOR de medio alcance)

Sus limitaciones de actuación en distancia y altitud son respectivamente 78 MN y 30,000 pies. Naturalmente, se usan para aproximación y ayuda en ruta.

H-VOR (VOR de gran altitud)

El H-VOR tiene alcance de unas 40 MN por debajo de 18,000 pies y 130 MN por encima de esta altitud, con un máximo de 156 MN a 75,000 pies.

Los alcances de los distintos tipos de VOR no deben confundirse con una mayor o menor potencia de emisión de las estaciones de tierra, pues ésta es prácticamente la misma para todos, situándose alrededor de los 200 Watts.

Según la OACI, únicamente hay dos tipos de instalación VOR.

VOR-A

Una aeronave recibirá las señales de este tipo de VOR, hasta una distancia de 100 MN por lo menos, y hasta un ángulo de elevación de 40 grados, siempre que no existan obstáculos entre la estación y dicha aeronave.

VOR-B

Esta estación VOR será recibida a una distancia de 25 MN y con un ángulo de 40 grados por lo menos.

Paso por la estación y "cono de confusión"

A medida que se aproxima a la estación, los radiales se van juntando cada vez más y la aguja se hace más sensible. Aparecerán desviaciones mínimas que exigirán ajustes del rumbo para mantener el avión en el radial. Al llegar más cerca, la aguja oscilará más ampliamente de un lado a otro e incluso puede aparecer momentáneamente el indicador "OFF", pasando el indicador de "TO/FROM" de "TO" a "FROM", ya que el aparato se siente incapaz de discriminar lo que recibe y no sabe si va o viene.

La causa de todas estas indicaciones erráticas es la presencia de lo que se llama "cono de confusión" justamente encima de la estación.

Las especificaciones de propagación, tal como recomienda la OACI, exigen que las señales se transmitan hasta una elevación de 40 grados. En la práctica, los equipos modernos pueden radiar señales hasta 60 u 80 grados por encima del horizonte, pero aún queda un hueco encima de la estación, en forma de cono, en el que los aviones no reciben ninguna radiación; a la vez que, al atravesarlo, el receptor queda bajo la influencia de una radiación dispersa que puede originar confusión en los indicadores.

Una vez atravesado este cono, los indicadores marcarán correctamente, pasando el indicador "TO/FROM" a "FROM". El tiempo de permanencia en el cono dependerá de la altura de vuelo y de su velocidad respecto al suelo.

Monitorización

Todas las estaciones VOR terrestres pueden ser vigiladas mediante monitores automáticos situados en el campo de radiación, cerca de ellas. El monitor avisará al punto de control y podrá eliminar los componentes de identificación y navegación de la portadora o suprimir por completo la radiación en el caso de que se produzca una cualquiera de las siguientes circunstancias:

a) una alteración de la información de rumbo que en el

del monitor exceda de 1 grado.

b) una reducción de más del 15% de la intensidad de la señal de las dos componentes de modulación de 30 Hz (o una cualquiera de ellas) o la propia portadora de radio frecuencia.

c) fallo del propio monitor.

Cuando el transmisor principal queda fuera de servicio se pone en marcha uno de reserva. Esto exige un tiempo determinado para que se establezca la radiación, y durante ese periodo la información de rumbo radiada puede ser incorrecta. Por eso, como aviso para los usuarios, hasta que no se ha terminado el cambio no se transmiten las señales de identificación.

Factores que influyen en el alcance del VOR

a) Potencia de transmisión. Cuando mayor es ésta, mayor es también el alcance. Los VOR en ruta son de una potencia de salida de 200 W y consiguen distancias de unas 200 MN. Los VOR terminales (TVOR) suelen transmitir con 50 W.

b) Altura de transmisión y avión. Dado que las transmisiones de VOR se realizan en la banda de VHF, el alcance máximo teórico depende de la distancia visual (en la práctica, un poco más, como consecuencia de la refracción atmosférica). Para calcular los alcances teóricos de diversas alturas, la fórmula de la VHF debe ser usada:

$$\text{Alcance máximo (en NM)} = (1,25) \cdot \sqrt{Ht} + (1,25) \cdot \sqrt{Hr}$$

Siendo:

Ht la altura del transmisor

Hr la altura del receptor

ambas alturas sobre el nivel del mar.

c) Distancia de protección y altitud. En la actualidad hay sólo 20 canales en la banda de 108 a 112 MHz y otros 60 en la de 112 a 117,95 MHz, por consiguiente, la banda de VOR es muy limitada en espacio entre canales y, lo mismo que en NDB, hay que proteger las señales necesarias contra las indeseables. La protección se consigue no sólo en alcance, sino incluso en altitud. Esta última es posible debido a que las señales se propagan en línea recta.

d) Naturaleza del terreno. El terreno desigual, con montes, valles y obstáculos artificiales, afecta a la propagación de las señales VOR, que quedan detenidas, reflejadas, dobladas, divididas, etc., ocasionando con ello información falsa. Cuando se sepa que existan esos efectos, se señalan los sectores que den errores y se anotan en el AIP. La información típica dice: "en el sector de radiales 315 a 345 grados puede experimentarse errores hasta del 5,5%". También pueden encontrar VOR respecto a los cuales se prescriben más de una distancia y altitud de protección.

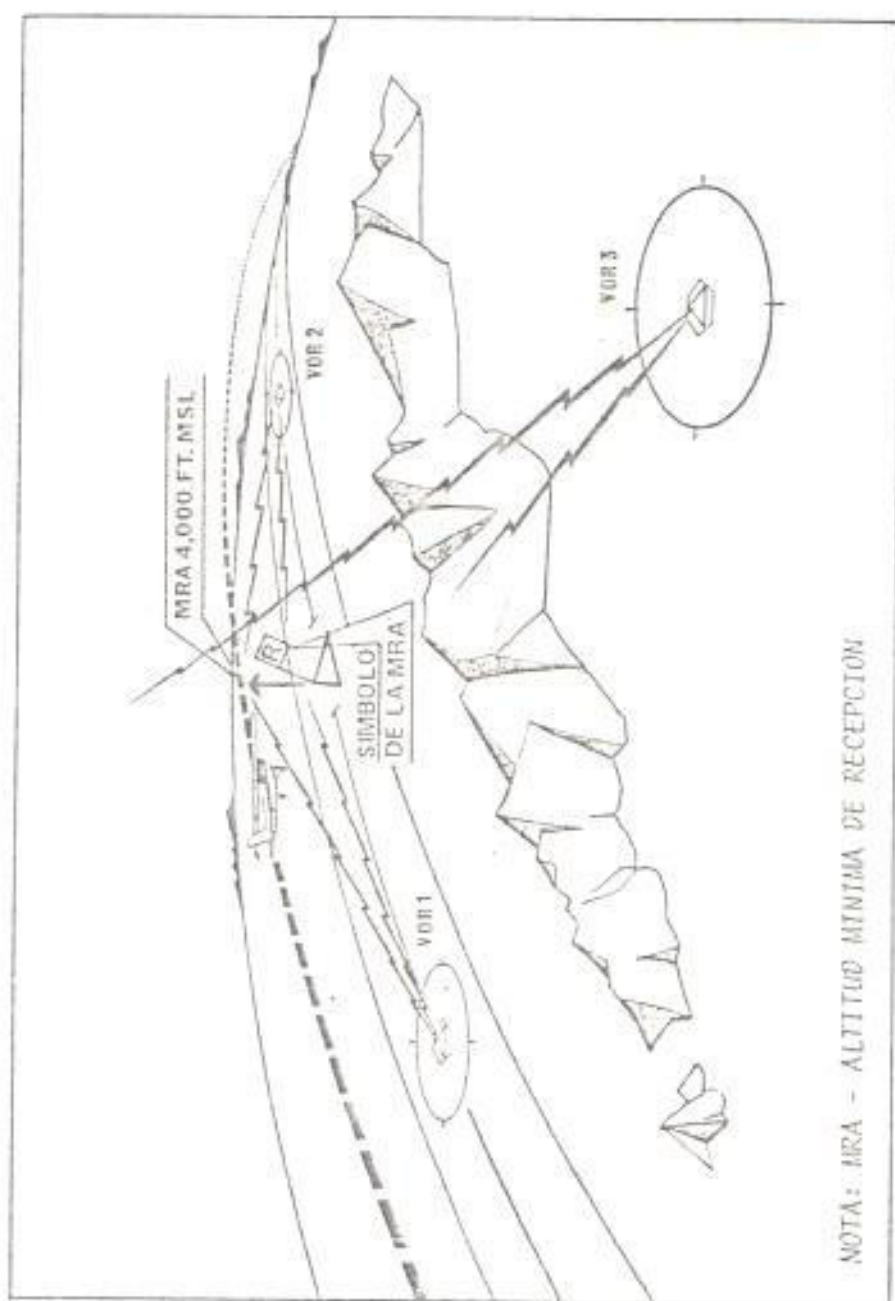


Fig. 3.2 PROPAGACIÓN DE LA ONDA VISUAL

Factores que afectan a la exactitud.

a) Error de situación. El terreno irregular o desigual, los obstáculos físicos, etc., que haya en las proximidades del VOR afectan a la propagación direccional de su transmisor. La OACI ha establecido exigencias muy estrictas respecto a los contornos de los lugares, presencia de estructuras, árboles, cercas de alambre, etc. Incluso el crecimiento excesivo de la hierba puede afectar a las señales. El error introducido en las direcciones radiadas por tales factores se llama "error de desplazamiento de curso VOR". Como ya hemos visto, los VOR se monitorizan hasta una precisión de más/menos 1%.

b) Error de propagación. Las señales que salen del transmisor con una precisión de más/menos 1% sufren imprecisiones ulteriores en su trayecto. El terreno desigual y otros detalles que afectan a las señales en el lugar de la estación siguen afectándolas en su camino hasta el receptor.

c) Error del equipo de abordo. El equipo de bordo se necesita para traducir un desfase en cambio de dirección. La imprecisión se introduce en el proceso, y a ella aporta su contribución el indicador cuando le llegan finalmente las señales del cuadrante.

d) Error de pilotaje. A medida que se acercan a la estación VOR, la intensidad de la señal crece rápidamente y los

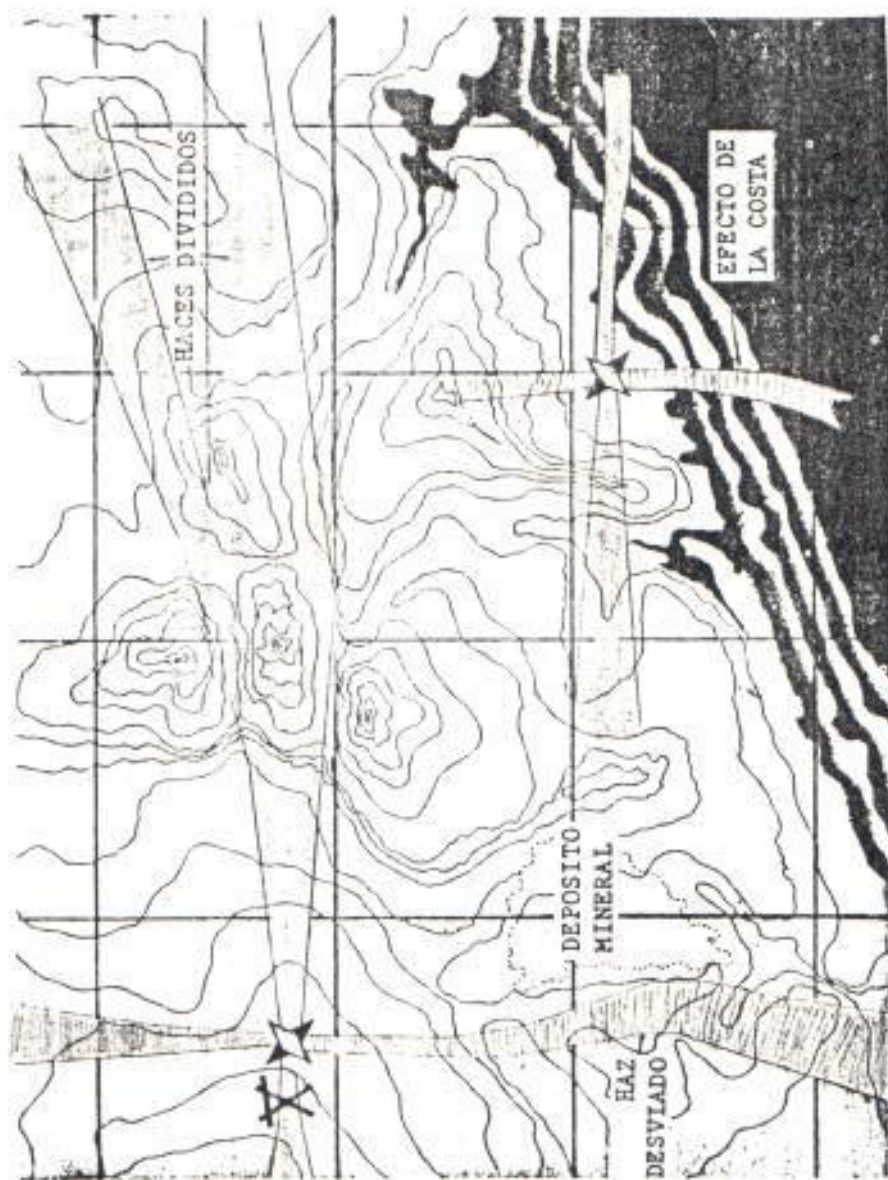


FIG. 3.3 IRREGULARIDADES DE LA SENAL CAUSADAS POR LAS CARACTERISTICAS DE LA SUPERFICIE

radiales se juntan. La aguja se hace sensible a desviaciones muy pequeñas y el piloto se ve imposibilitado de mantener el avión exactamente en la radial. De todos modos, como en esta etapa las radiales están muy cerca unas de otras, el desplazamiento lateral del avión desde su trayecto previsto es pequeño. Al planificar los cálculos, a este error se le da un valor fijo de ± 2.5 grados.

e) Error de interferencia. Se trata de un error evitable, que afecta a los indicadores cuando se utiliza un VOR fuera de la cobertura operacional prevista o cuando está debajo de la altitud correspondiente a la línea de visión. En este último caso, si las señales se reciben, es obvio que han de ser señales débiles, que llegan al receptor como consecuencia de reflexiones y otros efectos de dispersión.

La precisión global de la información presentada es de ± 5 grados. En el peor de los casos, debido a otros errores variables al azar, puede llegar a ser de ± 7.5 grados.

Ventajas del VOR como ayuda a la navegación.

- a) En comparación con el sistema al que constituye, el VOR da indicaciones en una forma fácil de ver y seguir.
- b) En teoría proporciona un número infinito de pistas.
- c) Carece de efecto nocturno y está prácticamente libre de estáticos.
- d) Por tratarse de un elemento de VHF sus alcances pueden

preverse antes de instalar los radiofaros, evitando así las interferencias.

e) Su indicador izquierda-derecha también pueden presentar señales ILS (Sistema de aterrizaje instrumental).

f) Puede emparejarse en frecuencias con el DME para dar situaciones.

g) Incorpora un dispositivo de aviso contra fallos del equipo.

h) Su separación entre canales es mejor que la NDB.

i) Por estar en la banda de VHF, su antena es menor.

Inconvenientes del VOR como ayuda a la navegación.

a) Sus indicaciones izquierda-derecha no apuntan a la baliza; por eso para conseguir una indicación continua de QDM (Rumbo magnético del avión que ha de conservar con viento nulo, para llegar a la estación) hay que usar un RMI (Indicador radiomagnético).

b) Sólo se dispone de líneas de posición.

c) Los obstáculos elevados, naturales o artificiales, pueden obstruir, reflejar o atenuar las señales.

d) Para cubrir una región grande se necesitan muchas balizas.

e) Solo tiene alcance óptico.

3.1.3.1.2 LA ZONA DE NAVEGACION GUIADA

En años anteriores, la zona de navegación guiada era el único sistema de radionavegación. La demanda de sistemas de navegación modernos hizo que la zona de navegación guiada perdiera su importancia como sistema de navegación principal; sin embargo en la actualidad existe cierto número de zonas de navegación guiada a baja frecuencia, y por esto es importante su explicación.

Equipo y funcionamiento

Hay dos tipos de zona de navegación guiada: de antena de cuadro y Adcock. Las dos son de potencia relativamente baja, lo cual limita la recepción de las señales, haciendo de ellos sistemas de corto alcance. El patrón de señales producido por estas zonas de navegación guiada forma cuatro rumbos definidos que se usan para la navegación. Estas zonas tienen varias limitaciones que se presentan en condiciones variables; sin embargo, cuando se utilizan apropiadamente, suministran ayuda de navegación adecuada.

En los Estados Unidos, el cuadrante que contiene la orientación de Hueda Verdadera de 180 grados es el cuadrante principal "N" y los sectores se numeran a la derecha desde esta orientación. En el Canada se usa la orientación verdadera de 135 grados. Si el sector mismo contiene la orientación, entonces el cuadrante principal "N" está hacia el noroeste del sector y este es el número uno.

Todas las orientaciones de un sector de zona de navegación son magnéticas.

Las zonas de navegación guiada transmiten en un alcance de frecuencia de 200 a 550 KHz y se pueden obtener en cualquier receptor de baja frecuencia que tenga el avión. La información correspondiente a la zona de navegación guiada se puede encontrar en el MPI o en las cartas de ruta.

Patrón de Señales

Las zonas de navegación guiada están construidas para enviar un patrón de señales característico en forma de ocho. Las señales transmitidas se traslapan para formar cuatro rumbos distintos, los cuales tienen aproximadamente 3 grados de anchura. Se escucha un tono continuo cuando se vuela dentro de esta área "en rumbo". Estos rumbos forman amenudo las aerovías de baja frecuencia y se identifican por su posición más cercana con la realización a un punto cardinal (por ejemplo el rumbo Noroeste). Las zonas neutras de la zona de navegación guiada se forman por el traslape de las señales A y N. Estas zonas rodean cada rumbo de la zona de navegación guiada y tienen una anchura aproximada de 30 grados.

Cuando se vuela dentro de una zona neutra una señal es predominante. Si usted está recibiendo una señal N predominante y un tono secundario continuo, su avión se encuentra en la zona neutra N de la zona de navegación guiada. En la zona de señal clara, sólo una señal es

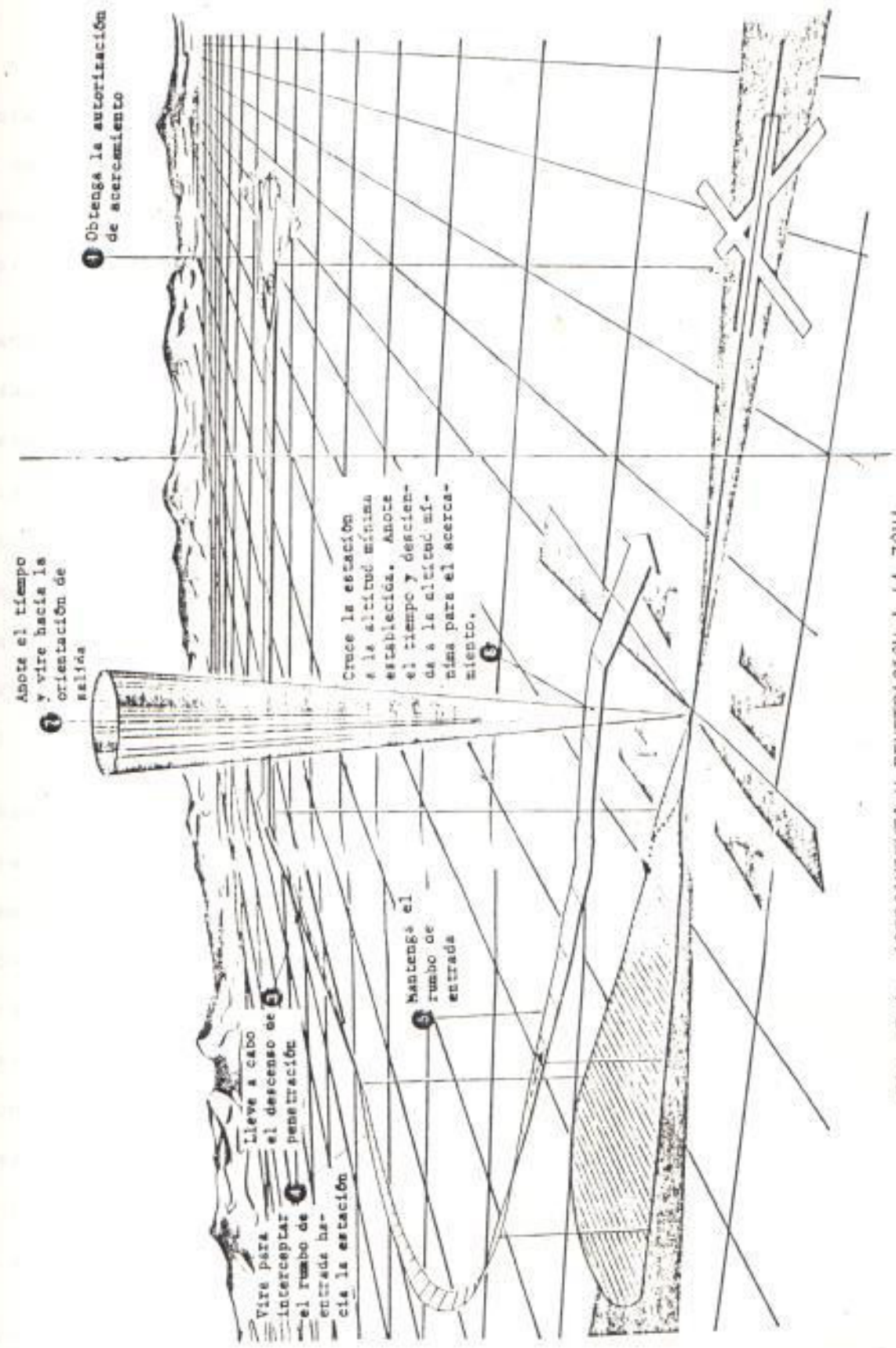


Fig. 3.4 ACERCAMIENTO Y PENETRACION A LA ZONA DE NAVEGACION GUIADA

audible (A o N), ya que su posición se encuentra fuera del área de traslape de la señal. El cono de silencio que se extiende hacia arriba desde la estación, le permite a Ud. ubicarla. Dentro de esta área no hay señal audible.

Las anchuras aproximadas de los patrones de señales tal como se dan anteriormente son los patrones de señal audible y difieren de acuerdo con la capacidad auditiva del piloto. También pueden ser controladas por el selector de volumen del receptor que se está usando. Al aumentar el volumen se logra una proporción mayor de la señal total y se disminuye la anchura aparente del ruido, se aumenta la anchura aparente de las zonas neutras y se disminuyen las zonas de señal clara.

El patrón de señal formado por la zona de navegación guiada es vigilado por un dispositivo que pondrá a funcionar un transmisor auxiliar si el equipo principal falla o si el patrón de señales se desvía más allá de sus límites permisibles si el segundo transmisor excede los límites normales, entonces el identificador de la estación se desconecta y Ud. escucha las señales de la zona de navegación guiada pero no la identificación de la estación. Esto le indica a Ud. que la zona de navegación guiada no es confiable.

Interpretación de las señales

Aproximadamente cada 30 segundos el dispositivo de

manipulación se desconecta y la identificación de la estación es transmitida en clave, primero por la antena N y después por la antena A si Ud. está volando en una zona N de señal clara la identificación de la estación se debe escuchar en la antena N y después un periodo de silencio durante el cual la antena A está transmitiendo su identificación. Después continúa la señal N.

Mientras se vuela en la zona neutral N se escucha una identificación fuerte proveniente de la antena N, seguida por una identificación más débil de la antena A. Al volar Ud. en el rumbo, la intensidad de la señal de los dos identificadores se iguala. Al pasar Ud. a la otra zona neutral, Ud. escucha un identificador de estación débil desde la antena N, seguido por otro identificador más fuerte de la antena A. Al continuar hacia la zona clara A, el primero de los dos identificadores se hace continuamente más débil y finalmente cuando el dispositivo de manipulación, desconecta la señal A, ocurre un periodo de silencio mientras la antena N transmite su identificación, seguido por el identificador proveniente de la antena A.

El Radiofaro de Antena de Cuadro. (Radiofaro Direccional)

El radiofaro de Antena de Cuadro fue la primera de nuestras ayudas de radionavegación y ha cambiado muy poco desde su comienzo. Está compuesto de dos vueltas de alambre suspendidas entre polos, normalmente a ángulos rectos una de la otra. estas vueltas de alambre tienen aproximadamente

300 pies de largo y están a 40 pies de altura. Estan conectadas al transmisor por medio de un dispositivo de manipulación. El transmisor envia una onda portadora continua en la frecuencia asignada, modulada con una señal de 1.020 Ciclos. Esta entra al dispositivo de manipulación el cual divide la onda portadora continua y envia una señal N por la antena N y una señal A por una antena A. Al dividir la onda portadora y enviarla por antenas direccionales, se destruye la onda continua requerida por la radiobrójula para la radiogoniometria automática. Por esta razón, el radiofaro de antena de cuadro da indicaciones insatisfactorias cuando se usa para este fin.

La porción horizontal de la antena transmisora del radiofaro de antena de cuadro produce una cantidad considerable de radiación vertical que resresa a la tierra en forma de onda ionosférica y es una característica indeseable de este radiofaro. Esta señal u onda ionosférica que resresa es más predominante durante las horas comprendidas entre el anochecer y el amanecer, debido a la fluctuación normal de la ionosfera. El nombre común dado a este fenómeno es "efecto nocturno".

Otro resultado del efecto nocturno es lo que se conoce como rayos múltiples o divididos, causados por las señales A o N que resresan con potencia igual a la de la onda terrestre y dan un tono continuo, el cual puede estar a uno u otro lado del "rumbo" verdadero. Normalmente, si usted se encuentra

dentro de 30 millas de la estación, se puede considerar a salvo del efecto nocturno, ya que ésta es la distancia (distancia de salto) a la cual regresa a la tierra. Si la onda ionosférica recibida en la antena está fuera de fase con la onda terrestre, las señales tienden a cancelarse una a la otra y se presenta una desaparición aparente de la señal. Si estas señales están en fase, entonces se complementan entre sí y se nota un aumento aparente en la potencia de la señal.

La oscilación de rumbo es otra característica del radiofaro de antena de cuadro y es causada por el movimiento de la porción vertical de la antena transmisora, lo cual se debe generalmente a los vientos borrascosos de superficie. Este movimiento de la antena produce un desvío aparente del patrón de señales de la zona de navegación guiada. Mientras se mantiene una orientación constante del avión, es posible recibir la señal de rumbo, después una señal N de zona neutral, luego otra de rumbo, una señal A de zona neutral, y así sucesivamente.

El radiofaro de antena de cuadro original no tenía capacidad de voz simultánea y, con el fin de poder transmitir instrucciones o información sobre el estado del tiempo, se descontinuaban las señales. Para eliminar esto, se modificaron casi todos los radiofaros de antena de cuadro para transmitir información oral mediante una antena de transmisión separada, mientras se continuaban transmitiendo

las señales. Estas zonas se llaman radiofaros modificados de antena de cuadro.

El Radiofaro Adcock. (Radiofaro No Direccional "NDB")

Este radiofaro fue diseñado para contrarrestar muchas de las desventajas relacionadas con el de antena de cuadro. Para eliminar el efecto nocturno, las antenas transmisoras del radiofaro Adcock son radiadores verticales que están asegurados en pares y conectados al transmisor por medio de cables enterrados en la tierra y protegidos con plomo. De esa manera, se eliminaron las porciones largas y horizontales de la antena de cuadro y ocurre muy poca radiación vertical. Al disminuirse la radiación vertical a un mínimo, se reduce el efecto nocturno. El uso de los radiadores verticales también elimina la oscilación de rumbo.

La formación del patrón de señales del radiofaro Adcock es idéntica a la del radiofaro de antena de cuadro. Con el fin de tener una capacidad de voz simultánea, se usa una quinta antena (torre) con el radiofaro Adcock. Esta antena transmite una onda portadora continua en la frecuencia de la estación, y tiene un rendimiento de potencia mayor, que es debido a los radiadores exteriores. Este factor hace posible el uso del radiofaro direccional en la función de ADF de la radiobrócula. Los radiadores verticales, que transmiten las señales A y N, también transmiten una señal no modulada por el dispositivo de manipulación, la cual

tiene una frecuencia de 1.002 KHz, más elevada que la torre central.

La modulación de este tipo de ondas emitidas por el NDB, se efectúa mediante la interrupción de la onda portadora, lo cual permite inducir un tono audible en código Morse para su identificación.

Los NDB se identifican por una serie de dos o tres letras en Morse repetidas tres veces cada 30 segundos a intervalos iguales.

De acuerdo con su potencia de emisión, los radiofaros se clasifican en:

1.- MH, con una potencia de menos de 50 W. Son usados principalmente como ayuda en las aproximaciones instrumentales.

2.- H, con una potencia superior a 50 W y menos de 2 KW.

3.- HH, con una potencia de salida de 2 KW, o más.

Estos dos últimos tipos operan continuamente y se utilizan como NDBs de ruta debido a su mayor potencia y alcance.

Los NDBs trabajan en la gama de frecuencias comprendida entre 100 KHz y 1.750 KHz, pudiéndose establecer la siguiente clasificación en base al uso que se les da:

Rango KHz	Usuario	Comentario
100 - 200	Marina	---
200 - 410	Aviación	---
410 - 850	Marina	---
850 - 1.750	Aviación Radiodifusión	NDBs de ruta Radios Comerciales

Radiobalizas de ruta

En la actualidad, las radiobalizas de ruta, al igual que los radiofaros direccionales, prácticamente han desaparecido. Tan sólo en el sistema ILS (Sistema de aterrizaje instrumental) se utiliza este tipo de ayudas.

Según la forma de sus perfiles y su potencia de emisión, las radiobalizas se clasifican de la siguiente forma:

- FM : Es una radiobaliza de haz en abanico con perfil de hueso.
- LFM : Radiobaliza de haz en abanico de baja potencia.
- Z : Radiobaliza Z.
- ILS FM : Radiobaliza del sistema ILS.

Limitaciones de la zona de navegación guiada.

Las irregularidades que se encuentran tanto con el radiofaro de Antena de Cuadro como con el Adcock, son generalmente el

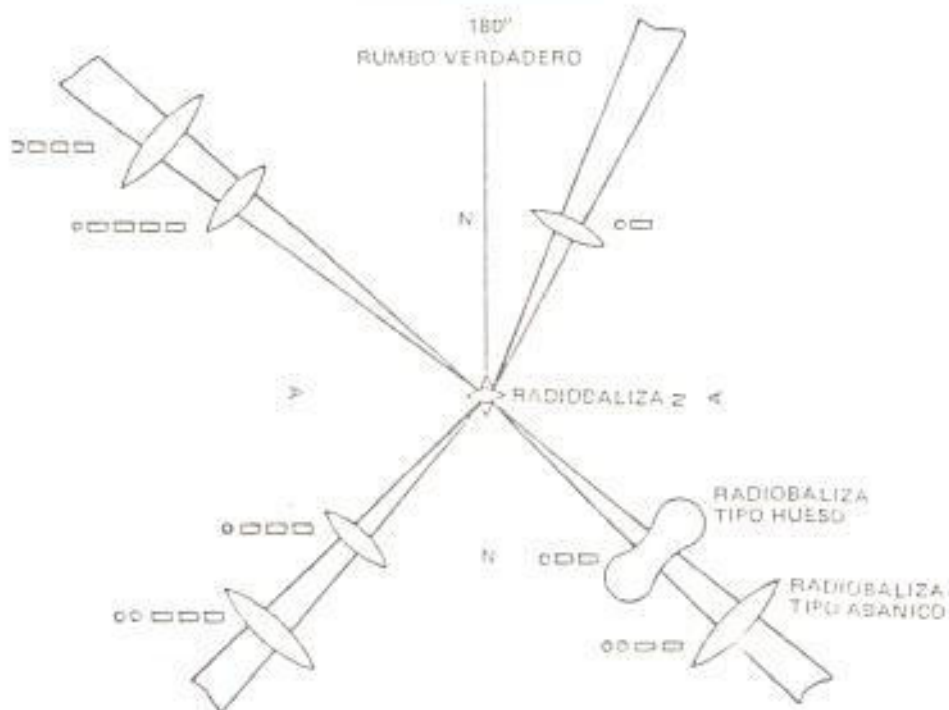


TIPO ABANICO

TIPO HUESO

MARCAJOS 2

CLASIFICACION DE LOS PERFILES DE
LAS RADIOBALIZAS



POSIBLE DISPOSICION DE LAS RADIOBALIZAS EN RELACION CON
LOS HACES DE UNA ESTACION DE
RADIO RANGE (NDB)

Fig. 3.5 SISTEMA DE NAVEGACION "NDB"

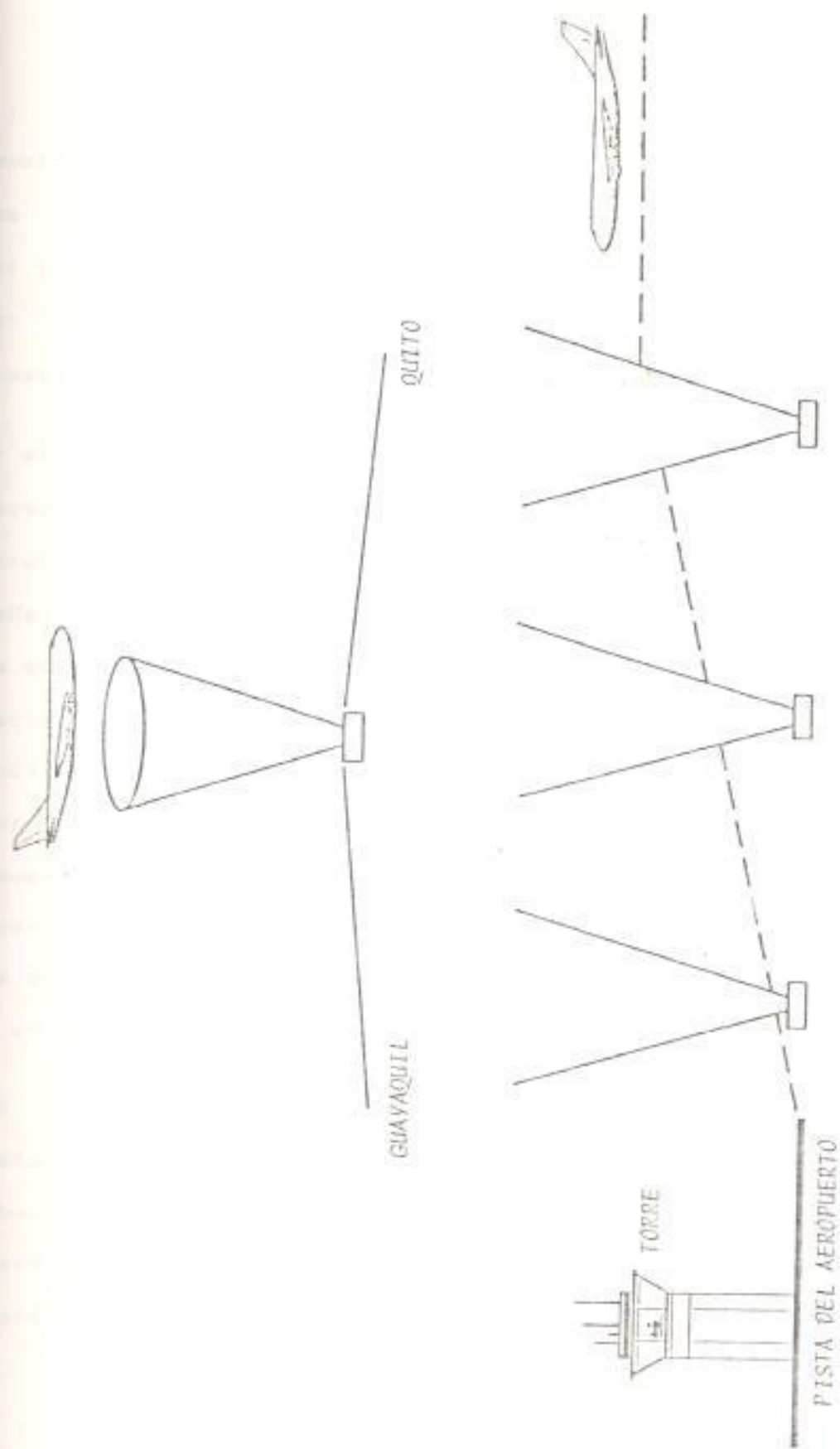


FIG. 3.6 SISTEMA DE FAROS MARCADORES

resultado de la absorción de la energía de radio reflejada. Los haces divididos pueden ser causados por características del terreno o efectos nocturnos. Los haces desviados pueden ser causados por características del terreno, depósitos minerales o efecto de la costa.

El error de posición o el error de viraje del avión es causado por la posición de las antenas del receptor de a bordo con relación a la antena transmisora. Por ejemplo, la señal recibida mientras se vuela en línea recta y a nivel es la señal de rumbo. Cuando se inclina lateralmente el avión hacia la derecha, se escucha la zona neutra N y si se inclina hacia la izquierda, se escucha la zona neutra A. Por esta razón, la interpretación de las señales de zona de navegación guiada se deberá hacer solamente cuando el avión vuela en línea recta y a nivel. Este error prevalece más en la zona de navegación guiada de antena de cuadro y se reduce a un mínimo en la Adcock.

El efecto de empuje es la desviación aparente del patrón de señales al volar el avión en rumbo. Los ingenieros de comunicación creen que es causado por la polarización vertical u horizontal de la antena receptora. Se encuentra tanto en la zona de navegación guiada Adcock como en la

Antena de Cuadro, pero es más predominante en esta última. Es una desviación aparente del patrón de señales y aun cuando se desconoce la causa exacta, ocasiona una deformación bien definida del patrón de señales. Hay varios factores que influyen en la cantidad de error de empuje; el más digno de atención es el ángulo al cual se intercepta el rumbo y la velocidad y la altitud del avión.

Muchas zonas de navegación guiada transmiten información sobre el estado atmosférico en la frecuencia correspondiente cada 15 y 45 minutos después de la hora. Si usted se encuentra en el proceso de efectuar un acercamiento en este momento y la transmisión interrumpe o interfiere las señales de la zona de navegación guiada, puede solicitar que se demore la información sobre el estado del tiempo hasta completar el acercamiento.

3.1.3.1.3 RADIOGONIOMETRIA AUTOMATICA

Introducción

La mayoría de los lectores se habrán encontrado con el principio en que se basa el ADF (Localizador Automático de Dirección) cuando escuchan una radio de transistores. Conforme la radio se acerca o aleja la señal se hace más débil o más fuerte, dependiendo de su orientación respecto al transmisor lejano. Naturalmente, lo que es direccional es la antena y ese hecho ha sido conocido desde los primeros días de la radio.

En los años veinte se usaba una simple antena de cuadro que

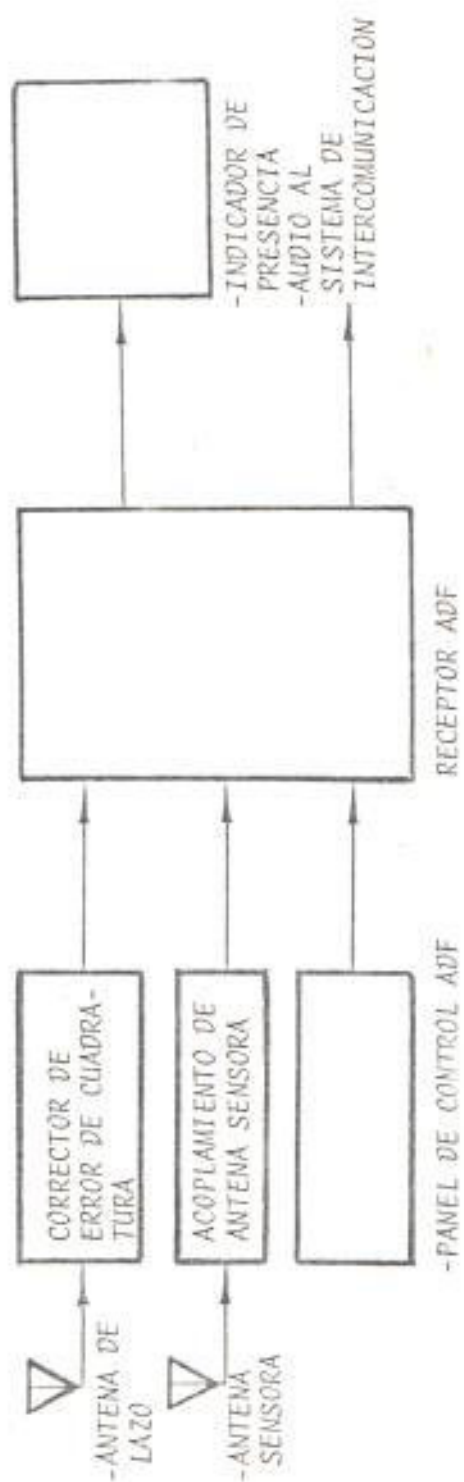


Fig. 3.7 SISTEMA ADF

podía hacerse girar con la mano. El piloto situaría la antena de modo que hubiese un cero en la señal procedente de la estación que se sintonizaba. Entonces podía leerse la marcación de la estación en una escala en el cuadro. Sintonizado otra estación se obtenía otra marcación y, en consecuencia, una determinación del punto. Además para determinaciones de posición, el cuadro radiogoniométrico podía usarse para dirigirse a una estación particular. Este equipo primitivo representó la primera utilización de la radio con fines de navegación y se vino a conocer como Radiobrójula.

Desde entonces, el sistema se ha desarrollado mucho y su funcionamiento, en particular, se ha simplificado. Hay muchas estaciones radiodirectoras y radiofaros no direccionales (NDB) en la banda 100-2000 KHz (l.f./m.f). Hoy día, un avión tendría un par de receptores que, cuando se sintonizan a dos estaciones o radiofaros distintos, excitaría automáticamente dos agujas en un instrumento llamado indicador radiogoniométrico (RMI) de modo que cada aguja diese la marcación de la estación correspondiente. Entonces la posición del avión corresponde a la intersección de ambas direcciones. Como este sistema requiere la mínima implicación del piloto, el nombre radiobrójula se ha venido a reemplazar por radiogoniometría automática (ADF).

Característica de la Antena de Cuadro Receptora.

El funcionamiento de la radiobrójula se fundamenta en las

características de las antenas de cuadro. La antena receptora de cuadro tiene las mismas características que las antenas transmisoras de cuadro.

Una antena receptora de cuadro, de soporte vertical, proporciona un máximo de recepción cuando el plano del cuadro está alineado con la radioemisora. Al girar el cuadro, el volumen disminuye gradualmente, alcanzando un mínimo cuando el plano del cuadro está perpendicular a la dirección de la estación. Al continuar la rotación, el volumen aumenta gradualmente y de nuevo alcanza un valor máximo cuando el plano del cuadro está alineado una vez más con la dirección de la estación.

Estas características de una antena de cuadro se deben al hecho de que la corriente de entrada proporcionada por una antena de cuadro al receptor es la resultante de los voltajes opuestos en los dos lados del cuadro. Si la corriente eléctrica ha de fluir por un conductor en forma de aro, debe circular en direcciones opuestas en cada lado del aro hacia arriba en un lado y hacia abajo en el otro.

Sin embargo, una onda de radio que llega al cuadro induce generalmente un voltaje de la misma polaridad en ambos lados, empujando la corriente en la misma dirección en ambos lados, causando a las corrientes que fluyen en los dos lados del cuadro que se opongan.

Si el plano del cuadro forma un ángulo recto con una línea

trazada desde la estación, ambos lados estarán equidistantes a la estación. La onda llega a ambos lados del cuadro en el mismo punto de su ciclo, y se induce el mismo voltaje en cada mitad del cuadro. Los dos voltajes, siendo iguales y opuestos, se anulan. Por lo tanto, no habrá corriente que fluya al primario del transformador del cuadro y no habrá corriente suministrada al receptor. Al virarse el cuadro de esta posición, un lado se acerca más al transmisor, y hay una pequeña demora entre el tiempo en que la onda llega a un lado y el tiempo en que llega al otro. Por consiguiente, hay una diferencia de fase entre los voltajes inducidos en cada mitad del cuadro. Hay una corriente resultante a través del transformador, y se proporciona algo de corriente al receptor.

A medida que la rotación del cuadro continúa el primer lado sigue acercándose a la estación y el otro alejándose hasta que, al alinearse el plano del cuadro con la estación, un lado está lo más cerca posible y el otro lo más lejos posible. El retardo y la diferencia de fase entre los dos está a su máximo, el voltaje resultante (diferencia) también está a su máximo, y la corriente suministrada al receptor también es máxima.

Al girar el cuadro más allá de la posición en la cual su plano está alineado con la dirección de la estación, la diferencia en las distancia de la estación al cuadro entre un lado y el otro disminuye, la diferencia de fase disminuye

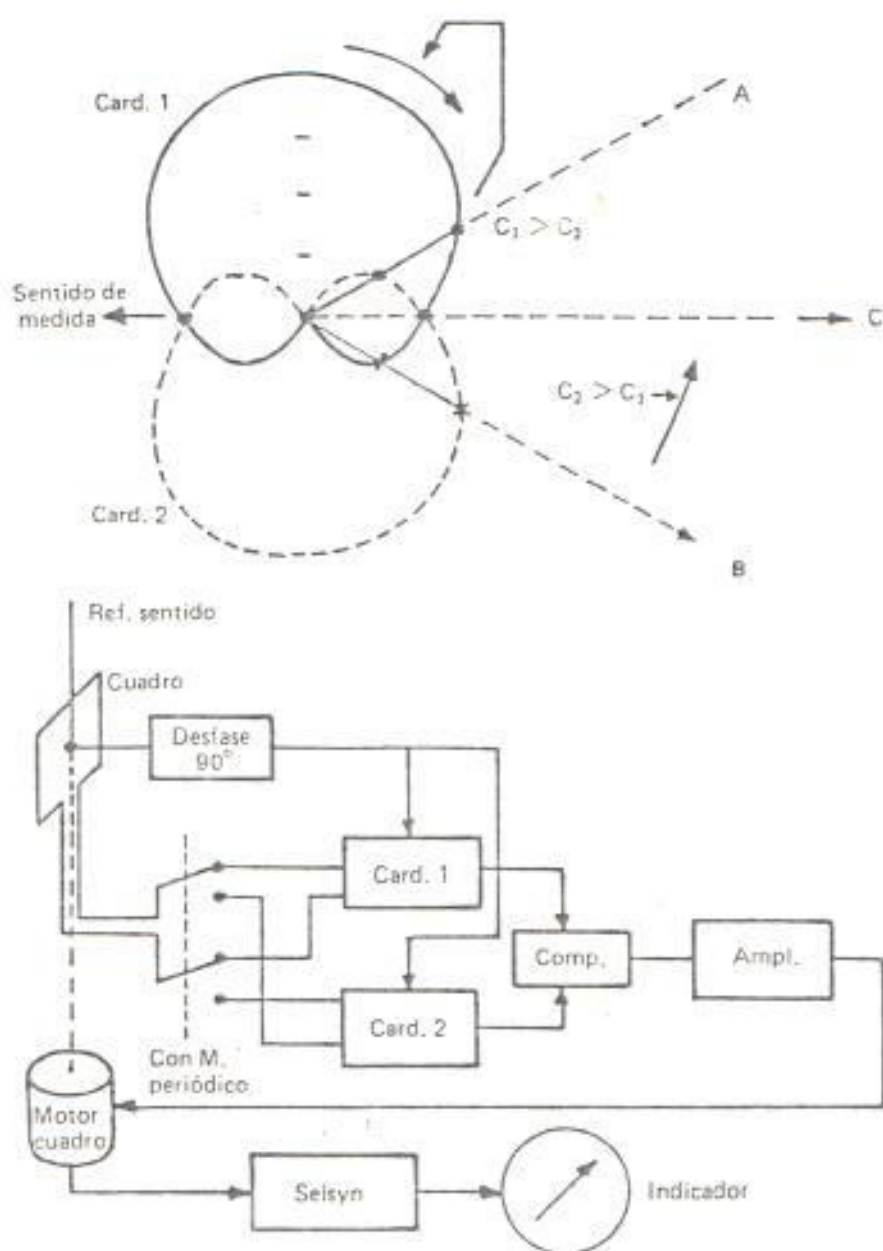


Fig. 3.8 ESQUEMA DEL RADIOGONIOMETRO AUTOMATICO (ADF)

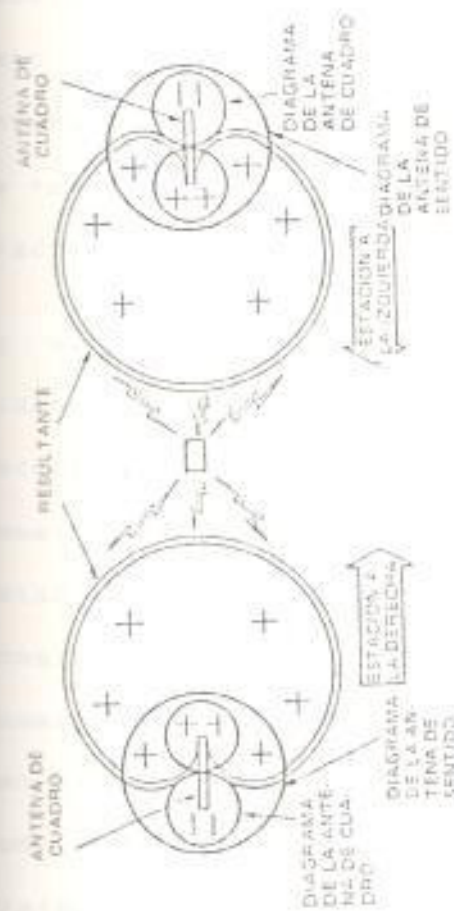
la corriente de entrada suministrada al receptor disminuye. Al hacer pasar el cuadro por el punto de recepción nula, la fase del voltaje resultante sufre un cambio de 180 grados, puesto que la dirección del flujo de la corriente se invierte. Cuando el lado izquierdo del cuadro fluye en una dirección, el lado derecho que está más cerca fluye en la dirección opuesta.

Uso de la posición de silencio

Es muy difícil determinar exactamente en qué posición del cuadro la señal recibida está a su máximo. Es mucho más difícil determinar la posición exacta del cuadro que da una señal mínima.

Por consiguiente, al usar la antena de cuadro en radiosoniometría, el punto de recepción mínima o "nulo" es el que se busca, en lugar del punto de recepción máxima. Con una antena de cuadro bien diseñada, el mínimo exacto puede obtenerse dentro de medio grado de rotación del cuadro. Sería difícil obtener el máximo exacto dentro de varios grados de rotación del cuadro.

Cuando el cuadro se gira a la posición de "nulo", ya sea girando el avión o el cuadro, se sabe definitivamente que la estación recibida está en línea perpendicular al plano del cuadro. Entonces se conoce la dirección de esta línea, pero todavía hay necesidad de tomar más medidas para decidir si, en esta línea, el avión está en frente de la estación o



CARDIODE RESULTANTE

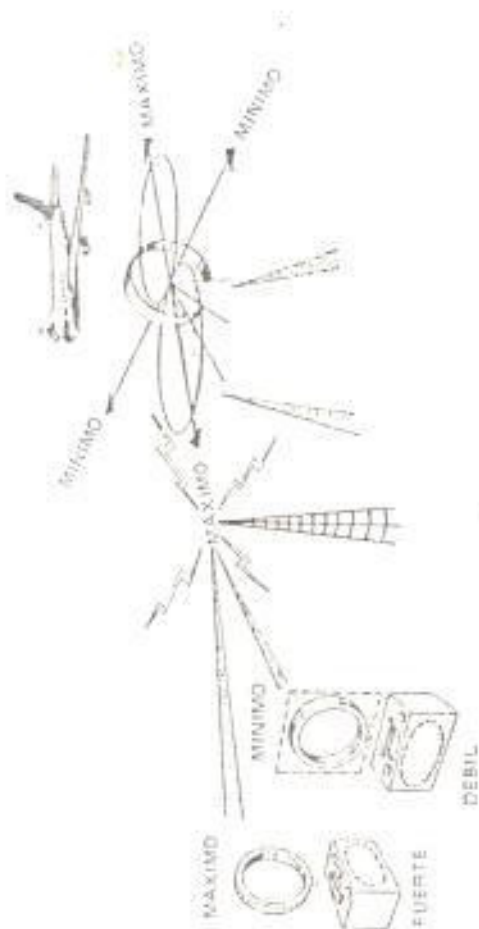


FIG. 3.9 SISTEMA DE RADIOGONIOMETRIA

detrás de ella. Esto se llama la "ambigüedad de 180 grados" cuya solución se explica a continuación.

Antenas de Cuadro y Antenas No Direccionales Combinadas

La antena omni-direccional es una antena que recibe igualmente las ondas provenientes de todas direcciones. Esto es cierto, por ejemplo, en el caso de muchos tipos de antena fijas de alambre y de mástil. El campo de la figura de recepción de esas antenas es circular para propósitos prácticos.

Si se conecta la antena de cuadro y una omnidireccional al mismo receptor, la corriente de entrada que se suministra al receptor será la suma de los voltajes de ambas antenas. Sin embargo, la fase del voltaje del cuadro es opuesta para las estaciones que están en lados opuestos del cuadro. Por consiguiente, si la señal viene de un lado del cuadro, se sumarán los voltajes de la antena de cuadro y la omnidireccional, si la señal viene del otro lado, se restan los voltajes. La combinación de las figuras indica claramente los resultados. Si las conexiones en el receptor son tales que los voltajes de las estaciones colocadas a la izquierda restan y los de la derecha suman, la figura resultante será la de un cardióide.

Si las conexiones son tales que los voltajes recibidos del lado izquierdo suman y que los del lado derecho restan, la figura resultante estará colocada en dirección opuesta.

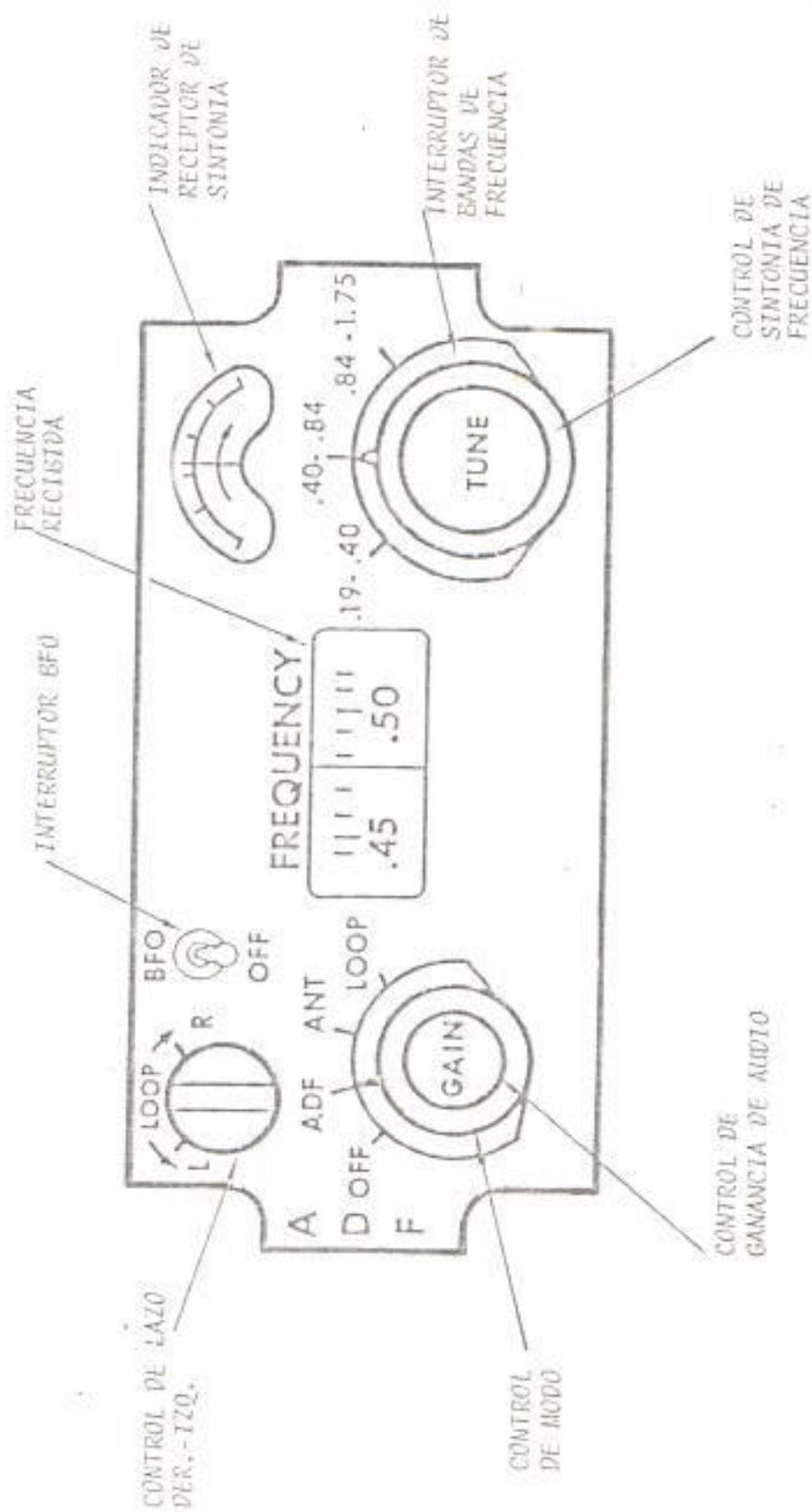


FIG. 3.10 PANEL DE CONTROL DEL "ADF"

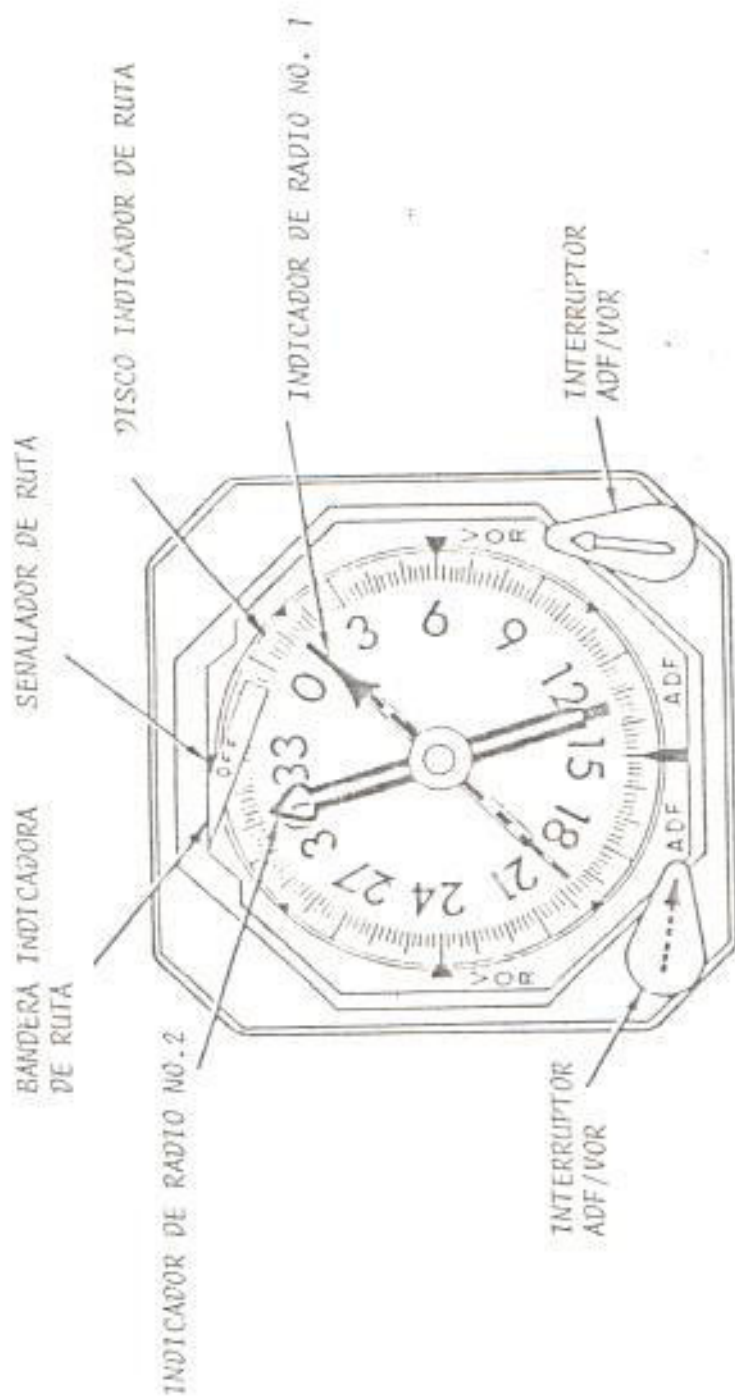


Fig. 3.11 INDICADOR RADIO MAGNETICO

Esto quiere decir que hay un "nulo" solamente en un lado, y que la ambigüedad de 180 grados ha sido eliminada.

Limitaciones del ADF

Las limitaciones inherentes a este sistema no son propiamente debidas al ADF, como tal, más bien son debidas a la propagación de las ondas en la atmósfera. Para constituirse como un sistema completo es necesario el ADF como equipo a bordo del avión, supeditado a las transmisiones del equipo de tierra, que lo conforman los NDB situados a lo largo de las rutas o en su defecto las transmisiones de las emisoras comerciales; por lo tanto antes de señalar derechos en la orientación del rumbo que proporciona el ADF es necesario señalar los factores que afectan a las transmisiones; para lo cual se recomienda específicamente la sección referente a "limitaciones de las zonas de navegación guiadas".

3.1.3.1.4 EL RADAR

Introducción

La palabra "RADAR" corresponde a las siglas de "Radio Detection And Ranging", es decir, detección por radio y medida de distancias. Aunque, históricamente, precedió la detección, hoy domina la aplicación de medida de distancias por ondas electromagnéticas, con esta definición quedan descartados de la denominación de radar los equipos que, en lugar de ondas electromagnéticas usan ultrasonidos, como el sonar o los de ecografía médica, y que son análogos al radar, ya que también usan reflexiones, pero no electromagnéticas, sino mecánicas (sonido).

Principios del RADAR

El principio básico del RADAR se puede resumir en una sola palabra: Reflexión. El eco es una demostración sencilla de la reflexión de las ondas sonoras. Se produce un ruido y se irradia en todas direcciones; golpea una superficie reflectora y es devuelto a su fuente original. El tiempo transcurrido entre el sonido original y su eco es directamente proporcional a la distancia que el sonido debe recorrer en su reflexión. Este mismo principio se aplica en el uso de las ondas de radio.

Las ondas de radio muy cortas de frecuencias ultra altas o super altas, viajan esencialmente en línea recta y son fácilmente reflejadas por los objetos que se encuentran en

su camino. Por tanto, se debe emplear cierta banda de frecuencia por su excelente característica de reflexión. Las ondas de radio más largas no se reflejan tan fácilmente; ellas pasan alrededor de los obstáculos y tienden a seguir la curvatura de la tierra.

Una onda de radio muy corta es producida y transmitida en cierta dirección en forma de pulsación corta que dura de medio a varios microsegundos. Cuando esta pulsación golpea una superficie reflectora, algunas de las ondas reflejadas regresan al punto de origen donde la energía es recogida por un receptor. Como la velocidad de las ondas de radio es conocida con bastante exactitud, todo lo que se necesita para calcular el tiempo transcurrido o la distancia recorrida es un dispositivo sincronizador para medir el intervalo entre la transmisión de la pulsación de energía de radio y el regreso del eco. Dividiendo el intervalo de tiempo entre la velocidad de las ondas de radio y dividiendo luego el cociente obtenido entre dos, se puede obtener la distancia que hay hasta el objeto reflector.

El mejor medio de presentar el regreso del eco es mediante el uso de tubos de rayos catódicos, comúnmente denominadas pantallas. Con este tipo de presentación, el objeto (avión) que refleja las ondas de radio aparece en forma de "cresta" en la pantalla. Después de interpretar la pantalla, el controlador del radar determina la posición, la distancia y la elevación del avión durante un acercamiento de

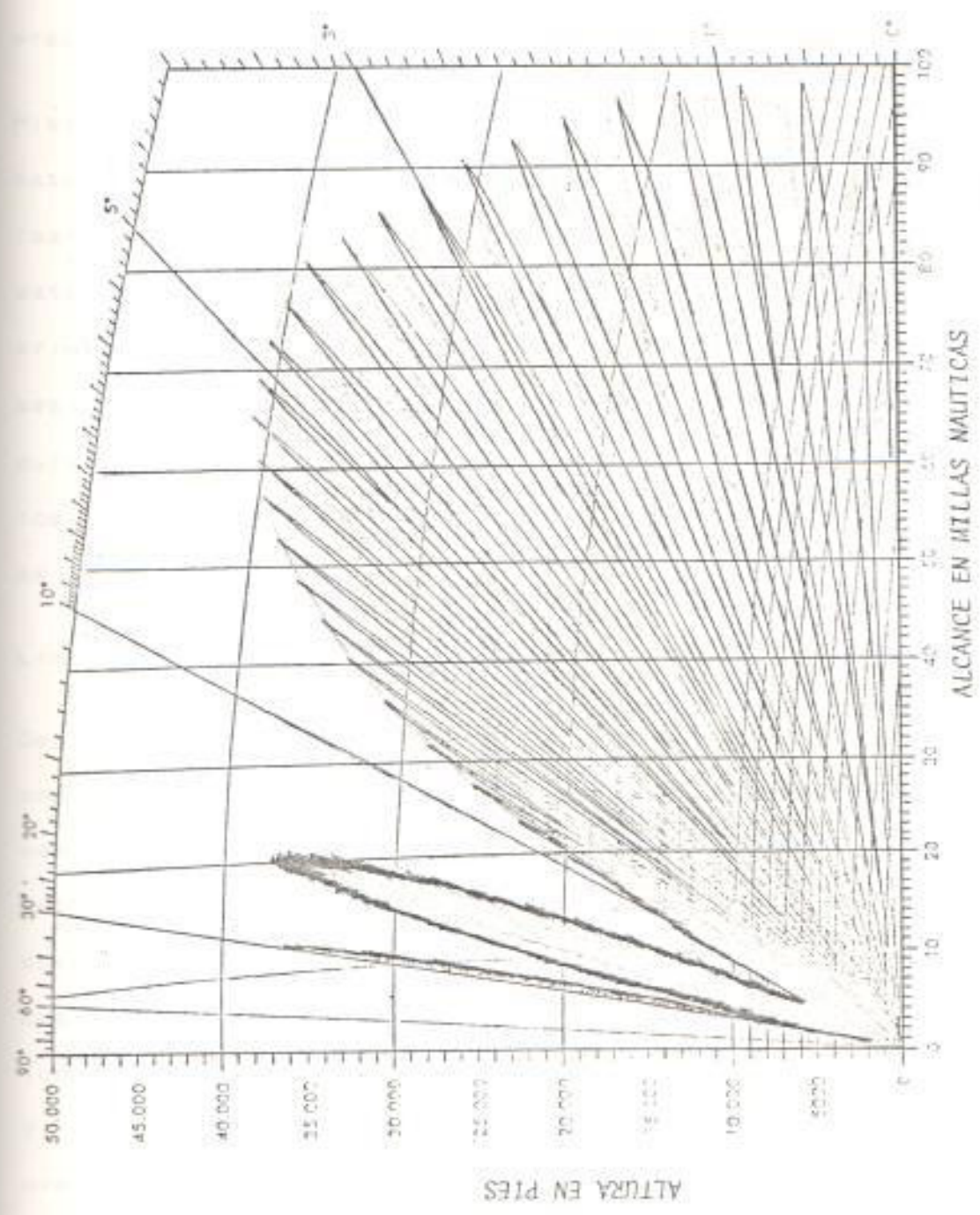


FIG. 3.12 PATRON DE RADIACION VERTICAL DE UN HAZ DE RADAR

precisión.

Históricamente, la primera mención conocida del radar es una patente de Hülmyer en Alemania (1.904), que no llegó a realizarse. El primer sistema de radar en funcionamiento data de 1.925, por simple medida de interferencia y el primer radar de impulsos se desarrolló en 1.938; el desarrollo del radar, tal y como lo conocemos ahora, se hizo durante la Segunda Guerra Mundial 1.939-1.945 y fue uno de los avances técnicos que decidió el resultado de la misma, se suele decir.

Limitaciones generales del Radar

Debido a la longitud de onda corta usada por el radar, aparecen en las pantallas gotas de lluvia, nieve, y cosas semejantes, que producen "señales parásitas en la pantalla". Esto hace que la interpretación de la pantalla sea difícil durante una lluvia torrencial u otra fuerte precipitación. Los equipos posteriores de radar usan polarización circular (una rejilla colocada sobre la antena) para ayudar a eliminar las señales parásitas causadas por la precipitación.

Los aviones de propulsión a chorro que tienen superficies de reflexión pequeñas, son difíciles de seguir a menos que se usen transmisores respondedores.

Clasificación de los sistemas de Radar

Se puede hacer la siguiente clasificación funcional no exhaustiva que, al mismo tiempo, sirve de enumeración de los tipos de radar más usuales en los actuales momentos :

* RADAR DE ONDA CONTINUA

▶ NO MODULADA

→ RADAR DOPPLER DE MEDIDA DE VELOCIDADES

▶ MODULADA

→ ALTIMETRO DE RADAR

▶ RADAR DOPPLER CON RESPUESTA

→ RADARES DE SEGUIMIENTO

* RADAR DE IMPULSOS

▶ NO CODIFICADOS, NO COHERENTES

→ RADARES DE CUBRIMIENTO

▶ NO CODIFICADOS, COHERENTES

→ DOPPLER DE IMPULSOS

→ MTI

▶ CODIFICADOS, CON RESPUESTA

→ RADAR SECUNDARIO

→ DME

→ TACAN

Naturalmente se pueden hacer otras clasificaciones, como "fijos o de a bordo", o bien caracterizar los tipos especiales por sus dispositivos, como "de apertura sintética" o "polarización circular", etc.

Descripción de los sistemas de Radar

En la parte correspondiente al Radar de Onda Continua basado en el efecto Doppler se hará una descripción de los principios de su funcionamiento en el tópico de Navegación Autónoma correspondiente al Sistema Doppler.

Radars de Impulsos:

► Radars de Cubrimiento

El Radar de Cubrimiento es un sistema que explora una zona de superficie terrestre determinada para detectar y situar posibles blancos. En principio se trata de un Radar fijo que detecta blancos metálicos como aviones, barcos, etc. Corresponde al tipo clásico del radar de impulsos.

Como tipos especiales del Radar de cubrimiento pueden citarse el de cubrimiento propiamente dicho, que suele usarse para observar grandes zonas terrestres, con fines militares o de control de tráfico; el de vigilancia de aeropuertos, que suele vigilar la zona próxima a un aeropuerto y el de aterrizaje o de precisión, que se utiliza como una ayuda al aterrizaje.

En el Radar de cubrimiento, la fase de la onda de

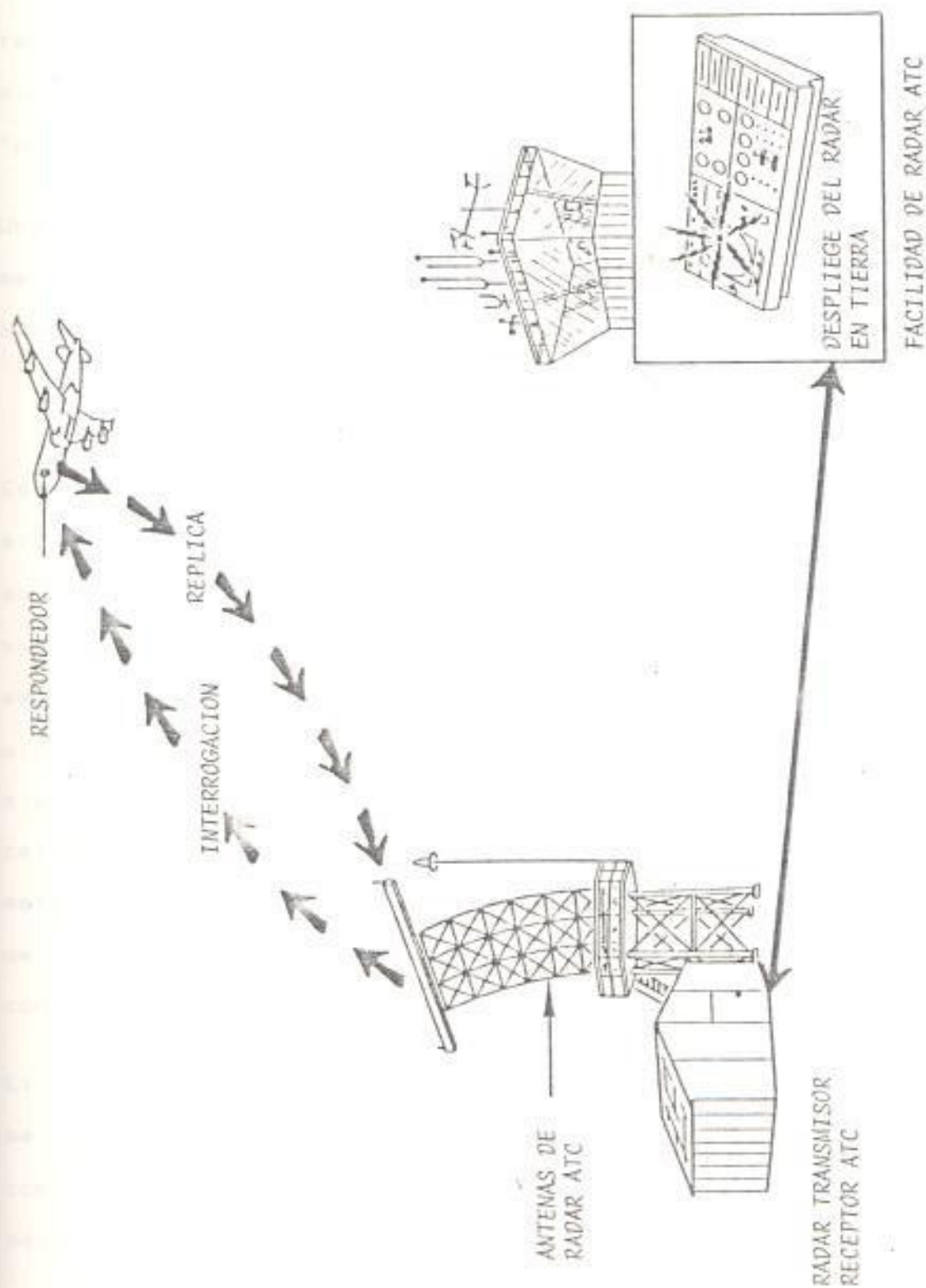


FIG. 3.13 CONTROL DE TRAFICO AEREO

radiofrecuencia no es importante, ya que los tiempos que se miden son los de los impulsos. Por eso se puede decir que "no es coherente".

Una aplicación especial de este tipo de Radar es el "Radar meteorológico", diferenciado por la naturaleza de los blancos.

► El Radar MTI (Indicador de Blancos en Movimiento).

Es un perfeccionamiento del Radar de impulsos, en el que se eliminan los blancos fijos y se dejan sólo los móviles, aprovechando la propiedad de que los ecos procedentes de los blancos móviles cambian la relación de fase con el impulso emitido entre un pulso y otro, debido a que ha variado la distancia, mientras que los ecos de los blancos fijos tienen siempre la misma relación de fase. Para apreciar la relación de fase es necesario que la fase de los impulsos esté bien controlada, por lo que podemos decir que se trata de Radares de radiofrecuencia "coherente" que quiere decir con relaciones de fase bien definidas.

El sistema de Radar aquí descrito, es susceptible a lo que se conoce como velocidad de cancelación del Radar, llamada comúnmente velocidad ciega. Este fenómeno produce la pérdida momentánea del blanco.

► Radares con identificación (Respondedores).

Generalmente son Radares con respuesta, es decir, que la

estación que inicia el proceso "interrosa" y el blanco "responde". En el Radar Secundario la estación terrestre envía una señal al avión que, a su vez, contesta con varios impulsos distanciados de forma que su configuración contenga información de altura, identificación, etc.

En el "DME", (Equipo Medidor de Distancia), es el avión el que interrosa y la base de tierra contesta. Es una ayuda a la navegación que generalmente complementa a otras. El "TACAN", (Navegación Aérea Táctica), es una forma perfeccionada de combinación de la ayuda a la navegación VOR y de medida de distancia (DME) de uso militar.

Por constituir el TACAN un sistema completo, es decir una doble función de posicionamiento y medición de distancia, a pesar de ser restringido en nuestro medio a las Fuerzas Armadas, es interesante hacer una descripción de la tecnología que emplea, la que a continuación deslosadamente se describe:

3.1.3.1.5 TACAN

Navegación Aérea Táctica

El TACAN funciona en la banda de UHF, tiene un total de 126 canales transmisores-receptores. Las frecuencias de aire a tierra (DME) para estos canales se encuentran en el alcance de 1.025-1.115 MHz; las frecuencias afines de tierra a aire se encuentran en los alcances de 962-1.024 MHz y 1.151-1.213 MHz. Los canales están espaciados a intervalos de 1 MHz en estas bandas.

La información de posición es presentada en dos dimensiones distancia y dirección desde un sólo punto. Esta información es suministrada por un transmisor-receptor aerotransportado de múltiples canales. Las mismas señales transmitidas en un canal seleccionado, suministran información de orientación y de distancia. El alcance máximo al cual se puede recibir esta información es aproximadamente 195 MN.

El equipo en tierra consiste en una combinación de transmisor-receptor (transponder), y una antena de tipo giratorio para la transmisión de la información de distancia y orientación. Las estaciones o el equipo de tierra de TACAN, son llamados comúnmente radiofaros. El radiofaro se identifica auditivamente por medio de la clave morse cada 30 segundos, de acuerdo con la altitud y la protección de abarcamiento requerida; los radiofaros que funcionen en el mismo canal deberán estar separados por distancias que impidan la interferencia entre canales. Si un avión recibe dos estaciones en la misma frecuencia, la señal más fuerte predominará. Esta señal, sin embargo, debe ser ocho veces más fuerte para poder predominar sobre la estación más débil. En un área de aproximadamente igual fuerza de señal de dos radiofaros que estén en la misma frecuencia, el equipo TACAN hace contacto primero con uno y después con el otro.

Patrón de Señales del TACAN

El patrón de señales para la información de orientación se

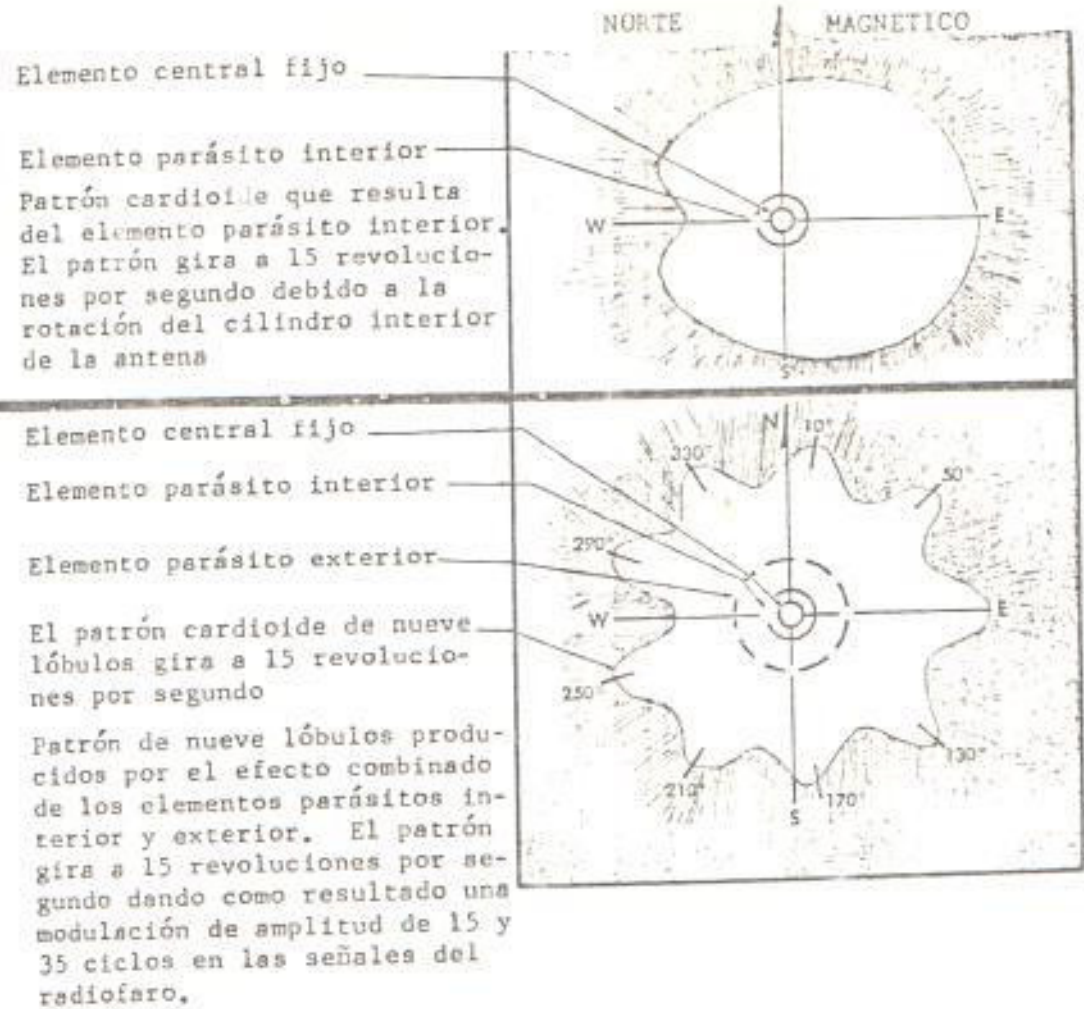


Fig. 3.14 PATRON DE LA ANTENA DEL RADIOFARO TACAN

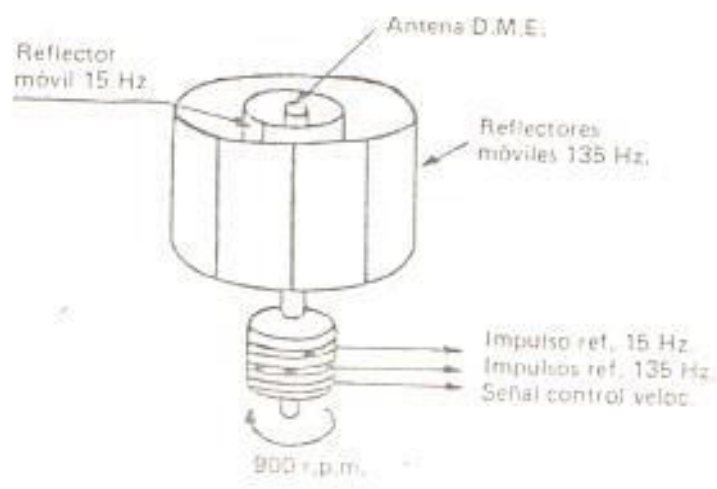


Fig. 3.15 ANTENA DEL SISTEMA "TACAN"

forma variando el patrón no direccional enviado desde el elemento central estacionario de la antena. Esto lo lleva a cabo un cilindro plástico en el cual está empotrado un elemento parásito vertical de alambre. Este cilindro gira alrededor del elemento central de la antena a 15 RPS. El alambre empotrado en el cilindro deforma la señal radiada en un patrón cardioide y su rotación hace que dicho patrón gire también a 15 RPS. El patrón de rotación resultante es conocido como "patrón aproximado". Desde éste, el avión recibe una modulación de amplitud de 15 cps. Esto quiere decir que la fuerza de la señal cambia de máximo a mínimo a un régimen de 15 cps.

Otro cilindro más grande con nueve alambres, está montado alrededor del elemento central y del cilindro más pequeño, y gira también a 15 RPS. Ésta es la antena "precisa", la cual incluye nueve lóbulos adicionales en el patrón aproximado ya formado. Esto forma una señal modulada de 135 cps de amplitud.

Para poder determinar la posición del avión en su orientación con el radiofaro, se debe medir el ángulo de la fase. Para medir un ángulo de fase, se debe establecer una referencia fija. Esta referencia fija es una señal de pulsación no direccional de 15 cps, conocida normalmente como pulsación de orientación de referencia principal. Ocurre una pulsación de referencia principal con cada revolución de la antena. Además de la pulsación de

referencia principal, también ocurren ocho pulsaciones de referencia auxiliar durante una revolución de la antena del radiofaro de tierra. Por lo tanto ocurre una pulsación de referencia cada 40 grados de rotación de la antena. Esto se muestra en la porción inferior de las "Señales Combinadas de Orientación Precisa y Aproximada".

El equipo de a bordo mide el tiempo transcurrido entre la pulsación de referencia principal y la amplitud máxima (fuerza de la señal) del patrón de señal giratorio de 15 cps. Esto determina la orientación del avión desde la estación, dentro de un sector de 40 grados. Entonces, se mide el tiempo transcurrido entre las pulsaciones de referencia auxiliar y la amplitud máxima de la señal de 135 cps, para determinar la posición del avión dentro del sector de 40 grados. La exactitud de esta medida determina la posición del avión con relación a la estación, con +/- 1 grado.

La información de distancia y de orientación está sujeta a restricciones visuales. El equipo está diseñado para servir hasta un alcance de 195 MN a grandes alturas. En altitudes más bajas, la distancia a la cual se puede recibir una estación se reduce considerablemente. La altitud del avión es entonces un factor que se debe considerar en la operación de TACAN.

Otra característica del TACAN es el "cono de confusión" grande que está sobre el radiofaro, lo cual da como

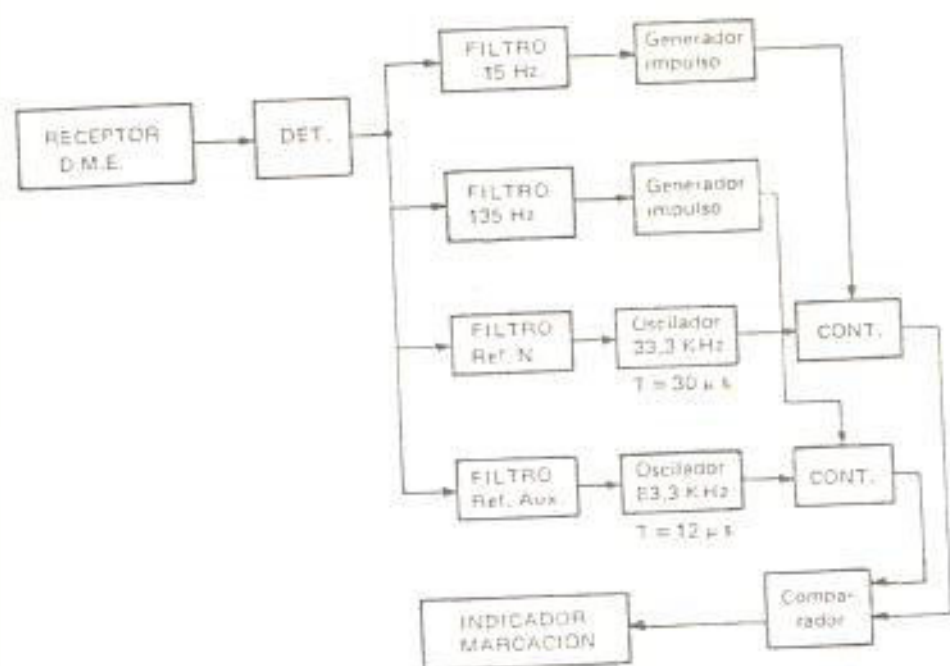


Fig. 3.16 SISTEMA "TACAN" DE A BORDO

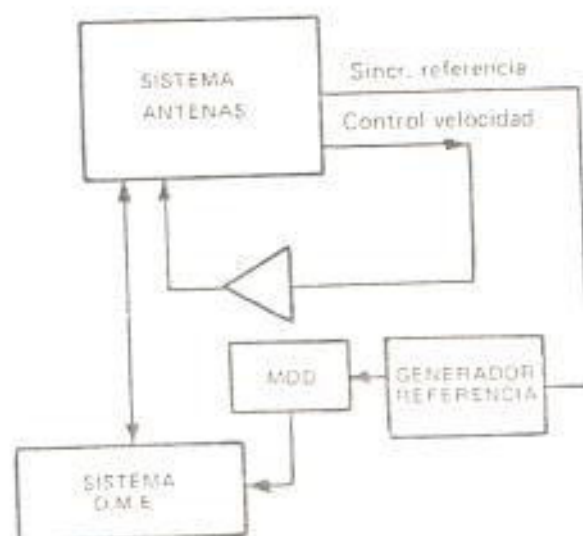


Fig. 3.17 SISTEMA "TACAN"

resultando una búsqueda excesiva por el indicador de orientación mientras el avión vuela en esta área.

3.1.3.6 DME

Equipo medidor de Distancia

La distancia es determinada por medio del equipo DME, midiendo el tiempo transcurrido entre la transmisión de las pulsaciones de interrogación del equipo de a bordo y la recepción de las pulsaciones de respuesta correspondientes del radiofaro de tierra. El transmisor del avión comienza el proceso de interrogación enviando las pulsaciones de interrogación de distancia a una frecuencia de repetición de pulsación baja. Estas señales son captadas por el receptor del radiofaro de tierra. El radiofaro de tierra dispara entonces su transmisor, el cual envía las pulsaciones de respuesta de distancia. Estas pulsaciones requieren aproximadamente 12 microsegundos de ida y de vuelta por milla náutica desde el radiofaro de tierra. El indicador de alcance muestra la distancia que hay hasta la estación en millas náuticas.

Como un gran número de aviones pudiera estar enviando pulsaciones de interrogación al mismo radiofaro, el equipo de a bordo debe poder separar solamente las pulsaciones que son contestadas a sus propias interrogaciones. Las pulsaciones de interrogación son generadas en forma irregular y casual por el equipo de a bordo. Con la acción estroboscópica (búsqueda) el equipo de a bordo separa las

INTERROGACION A LA ESTACION TERRESTRE
Y REPLICA DE LA ESTACION TERRESTRE

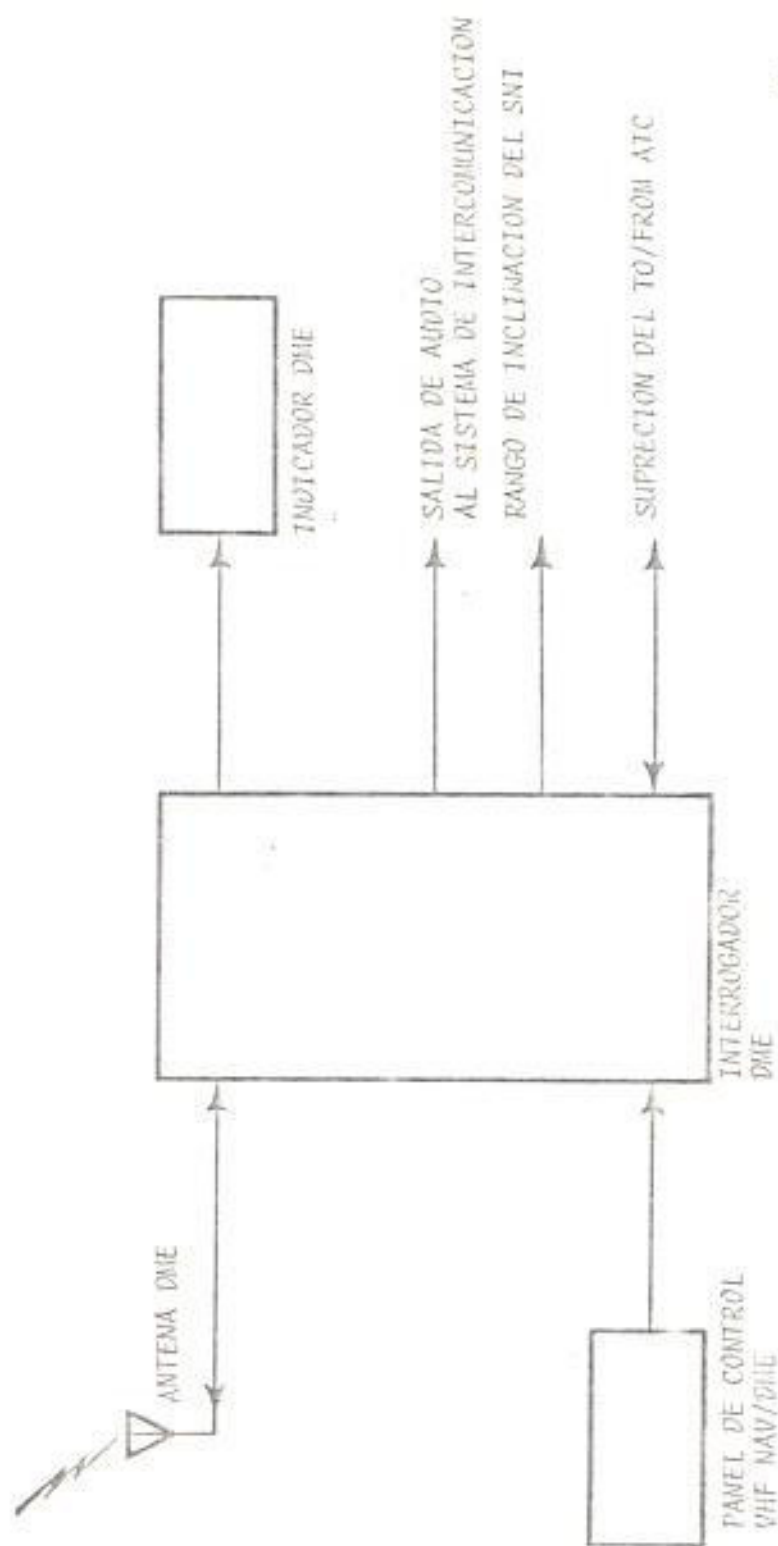


FIG. 3.18 SISTEMA DME

respuestas sincronizadas a sus propias interrogaciones: es decir, las que tienen una demora fija o de poca variación. Este proceso de búsqueda ocurre automáticamente siempre que el equipo de a bordo se sintoniza a un nuevo radiofaro o cuando hay una interrupción grande en las señales del radiofaro, que pueden necesitar hasta 20 segundos para completarse. Esto dependerá de la distancia real entre el avión y el radiofaro en ese momento.

Un circuito memorizador mantiene la misma indicación de distancia en el indicador de alcance y evita la repetición de la operación de búsqueda si la señal es interrumpida por menos de 10 segundos. Después que se completa la operación de búsqueda, el estroboscopio fija las pulsaciones de respuesta correctas y las transfiere a la operación de seguimiento. En esta operación, el estroboscopio sigue automáticamente cualquier variación normal en el retardo de tiempo de las pulsaciones de respuesta. Esta variación de retardo de tiempo puede resultar cuando la trayectoria de vuelo normal del avión cambia la distancia entre el avión y el radiofaro. Tales variaciones son necesariamente muy lentas debido a la relación que existe entre el régimen de las interrogaciones y las velocidades reales del avión.

Con el estroboscopio, más de 100 aviones pueden interrogar simultáneamente y sin interferencia a un sólo radiofaro. Sin tener en cuenta el número de aviones que interroguen la estación, recibirán siempre información del acimut.

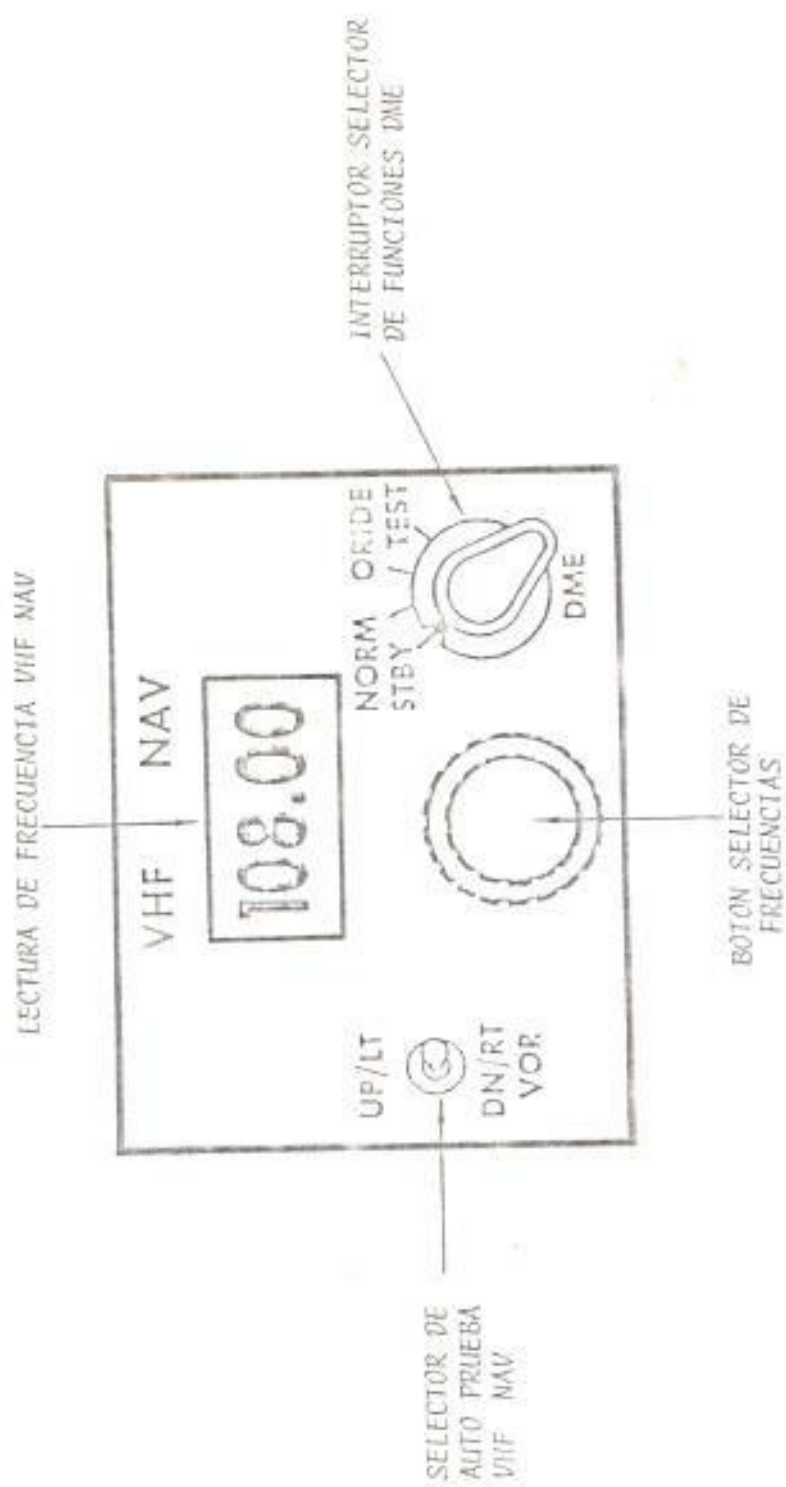


FIG. 3.19 PANEL DE CONTROL VHF NAV/DME

La exactitud del DME se encuentra en 500 pies \pm 0.2% de la distancia que se mide. Así, a una distancia máxima es, más o menos, 720 pies. La distancia se mide en un plano inclinado. Para fines prácticos, se puede considerar como la distancia horizontal, excepto cuando el avión está muy cerca de la estación.

3.1.3.2 AYUDAS A LARGA DISTANCIA

En la actualidad no hay ninguna ayuda a larga distancia de uso aeronáutico extendido, como ocurre con la navegación a corta distancia (ILS/VOR). La tendencia de los últimos años ha sido la de sustituir las ayudas a larga distancia por el Sistema de Navegación Inercial (INS) o, simplemente, por el uso del ADF (radiosoniómetro) apoyado en radiofaros NDB. No obstante, siempre hay intentos de implantar uno u otro sistema, por lo que a continuación se procederá a describir las "ayudas hiperbólicas", es decir los sistemas Decca, Loran y Omega, y por último, se hará una breve descripción del anticuado sistema Consol, todavía en uso.

Introducción a los Sistemas Hiperbólicos

Los sistemas de navegación hiperbólicos están basados en el principio de medir la diferencia de distancias a dos puntos fijos, midiendo la diferencia de tiempo de propagación de las ondas electromagnéticas desde esos dos puntos, desde las ayudas hasta el avión. Una vez medida esta diferencia, se tiene situado al avión en una hipérbola, que es el lugar

geométrico de los puntos cuya diferencia de distancias a dos focos fijos es constante. Midiendo además la diferencia de distancias a otros dos puntos fijos (uno de los cuales puede ser común con los primeros) se tiene una segunda hipérbola de localización. La intersección de las dos hipérbolas es la posición del avión. Todavía se puede medir la diferencia de distancias a otros dos puntos fijos (o a los dos no comunes a las medidas anteriores). Si las medidas fuesen exactas, la tercera rama de hipérbola así obtenida debería pasar por el punto de intersección de las dos anteriores. Debido a los errores de medida, no suele ser así, sino que las tres ramas de hipérbola forman un triángulo de posición probable. El avión se encuentra, con gran probabilidad, dentro del triángulo de localización, formado por las tres líneas de posición obtenidas por navegación "hiperbólica". La posición más probable puede suponerse en el centro de gravedad del triángulo.

Los diferentes sistemas de navegación hiperbólica difieren solamente en el modo de medir esas diferencias, si se hace por desfase de ondas sinusoidales o por tiempo entre impulsos, así como en el modo de deshacer ambigüedades identificando las estaciones y el signo de la diferencia (que, en principio, identifica la rama de hipérbola de la línea de posición).

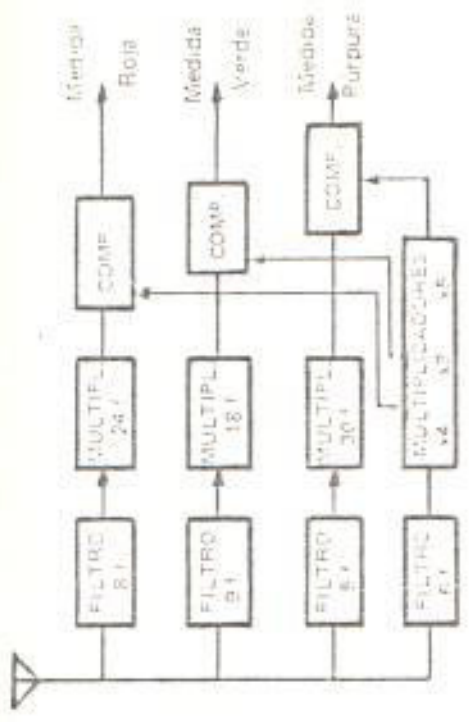
3.1.3.2.1 DECCA

Sistema Hiperbólico de Onda Continua

El sistema Decca es el prototipo de sistema hiperbólico con



MODELOS DE ZONA



RECEPTOR DECCA EN MEDIDA NORMAL

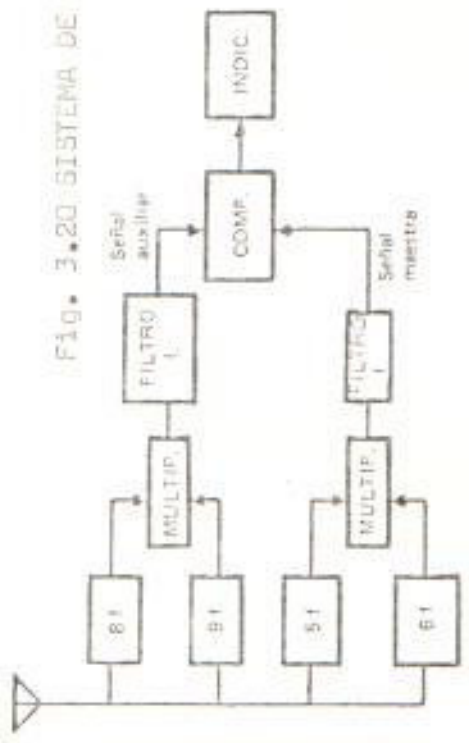


FIG. 3.20 SISTEMA DE NAVEGACION DECCA

IDENTIFICACION DE LA CALLE



SISTEMA "DECCA"

ondas sinusoidales. Funciona a bajas frecuencia, del orden de los 100 KHz. Las estaciones tienen una potencia de unos 2 KW, y funcionan en polarización vertical, con grandes antenas (de unos 100 metros de altura). La distinción entre las estaciones se hace por su frecuencia, que es distinta, aun que coherente, de forma que se puedan hacer medidas de desfase.

Existe una estación "maestra" y tres estaciones auxiliares "esclavas", denominadas "roja", "verde" y "púrpura". Estas cuatro estaciones constituyen la cadena Decca. La "base" de comparación está constituida por la estación maestra y cada una de las auxiliares. Las bases son de unos 15-20 Km, y el alcance del sistema es de unos 400 Km, es decir, que, aunque está clasificado como sistema de navegación a larga distancia, su alcance no es mucho más que el de los sistemas en ruta, la utilización principal del sistema Decca es marítima.

Las frecuencias de las cuatro estaciones están sincronizadas como múltiplos de una frecuencia fundamental "f" que no se transmite, la frecuencia de la emisora maestra es 6f y las de las auxiliares, 8f para la roja, 9f para la verde y 5f para la púrpura. Todas las señales están sincronizadas con la frecuencia f, es decir, que f veces por segundo pasan todas por cero simultáneamente. En un ciclo de la frecuencia f, la estación maestra emite 6 ciclos, la estación roja emite 8 ciclos, la estación verde emite 9

ciclos y la estación púrpura emite 5 ciclos. La comparación de distancia se hace siempre en el receptor entre la estación maestra y una auxiliar par que forma la base, así, la base roja está constituida en el receptor por las señales de frecuencia $6f$ y $8f$, que se identifican fácilmente.

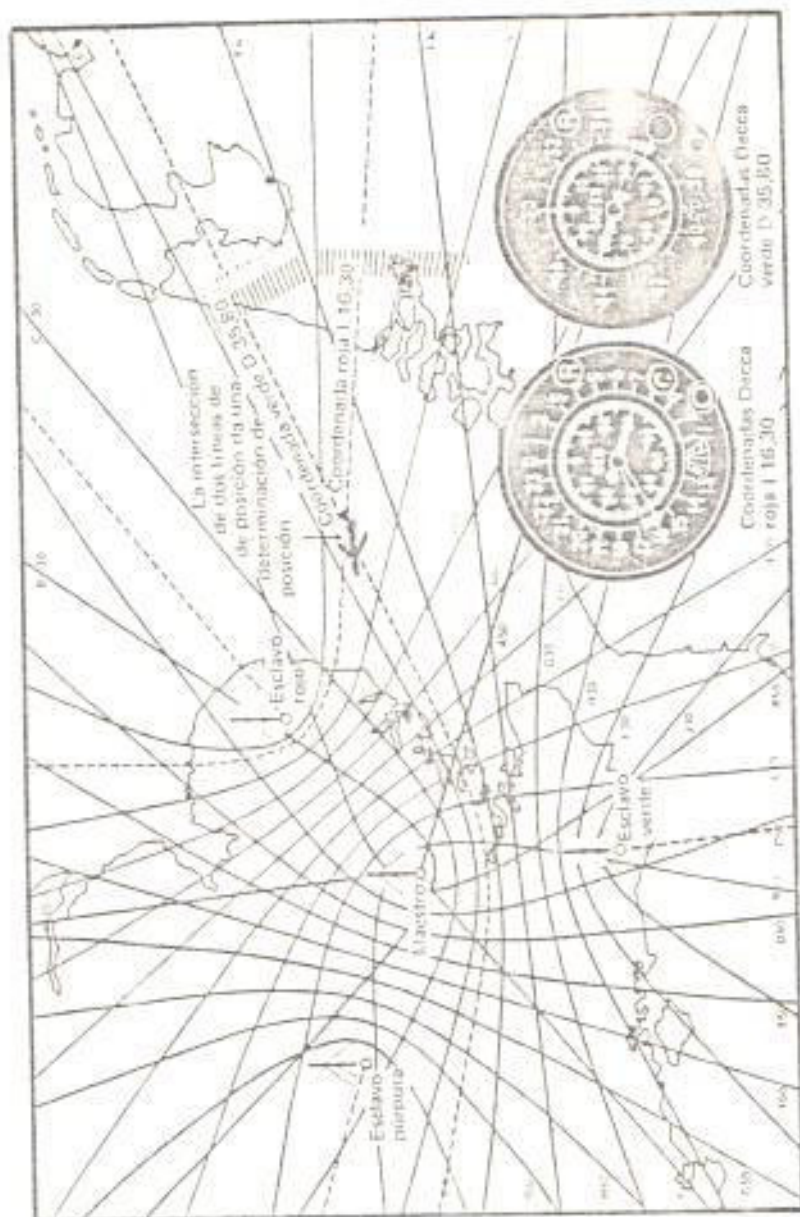
Para medir el desfase debido a la diferencia de distancias de la base roja, por ejemplo, las señales de frecuencia $6f$ y $8f$ se multiplican por 4 y 3 (en frecuencia) para obtener una frecuencia común de $24f$, que es el mínimo común múltiplo de ambas. Con ello se ha dividido el ciclo de frecuencia f , es decir, el tiempo $1/f$ en 24 partes, para la señal procedente de cada una de las emisoras de la "base roja". Al comparar la fase de las frecuencias de $24f$, procedentes de la maestra y de la roja, se están comparando, con precisión aumentada, los tiempos de propagación, hasta una diferencia de $1/24$ de ciclo de f , perdiéndose la información de desfases superiores a $1/24$ en múltiplos enteros de esta cantidad. Si representamos en el plano de las hipérbolas que corresponden a diferencias de fase de ciclos enteros de $24f$, se divide el plano en "calles" en número hasta el máximo que corresponde a la máxima diferencia de distancias posible, que es la longitud de la base en longitudes de onda, que debe ser inferior a 24, para que no haya también ambigüedad en el procedimiento de identificación que describiremos después.

Los bordes de las calles corresponden a la base roja, y sólo hacia un lado. Los bordes de las calles corresponden a

desfases múltiplos de $1/24$ de ciclo de f , o sea, a diferencias de distancias múltiplos de $1/24$ de la longitud de onda de f , o sea, a diferencias de distancias múltiplos de $(c/24f)$, siendo c la velocidad de la luz. Por supuesto que la base verde daría otro haz hiperbólico con calles y bordes, que corresponderían a diferencias de distancia en la base verde múltiplos de $(c/18f)$ y, del mismo modo, la base púrpura daría lugar a otro haz de referencia hiperbólico, con calles y bordes correspondientes a diferencias de distancias múltiplos de $(c/30f)$.

Dentro de cada calle, la medida exacta de fase da una subdivisión del ancho de la calle; que corresponde a la medida del indicador.

En los sistemas Decca iniciales, se partía de una posición conocida y los indicadores de fase iban corrigiendo la posición dentro de cada calle. Al llegar a un borde (fase 360 grados), el mismo indicador marcaba el cambio de calle (es decir, que al dar una vuelta el fasímetro, incrementaba en una unidad el subíndice de la calle). El dispositivo que hacía esta operación se llama "Decómetro", equivaliendo, en cierto modo, a un integrador, que iba integrando el cambio de fase, añadiendo un entero de "calle" cada vez que se pasaba por múltiplos de 360 grados. Como todo sistema basado en la integración, tenía el inconveniente de la pérdida de referencia en casos de fallos de alimentación o del propio equipo.



DETERMINACION GRAFICA DE UNA DETERMINACION DE POSICION A PARTIR DE LAS LEC
TURAS DEL DECOMETRO

Fig. 3.21 SISTEMA DE NAVEGACION "DECCA"

Posteriormente se introdujo un sistema de actualización o de reconocimiento de calle, basado en el uso directo de la frecuencia f . Este procedimiento, algo complicado, es el siguiente:

Cada minuto se inicia un "ciclo de identificación de calle" o L.I., que ocupa tres intervalos de 0.5 segundos, distanciados 15 segundos; es decir, que cada cuarto de minuto hay un corto período de identificación de calle, excepto detrás del tercero, lo que sirve para identificar el ciclo. Durante estos cortos intervalos, se interrumpen todas las señales y se emiten sólo las señales de identificación, para las calles "rojas", en el primero, para las calles "verdes", en el segundo y para las calles "púrpuras", en el tercero. En cada caso se trata de hacer una medida de fase con la frecuencia f , en lugar de sus múltiplos. Como un ciclo de la frecuencia f equivale a una diferencia de distancia de una longitud de onda, es decir, c/f y este valor es superior a la base, no hay ambigüedad en la medida. Si, por ejemplo, $f=15$ KHz, el valor $c/f=20$ Km.

En el primer intervalo de identificación, las emisoras verde y púrpura dejan de emitir. La maestra y la roja emiten la frecuencia f perfectamente sincronizada, pero no directamente, porque entonces sería identificable la señal de maestra y auxiliar, sino a través de dos frecuencias por emisora, separadas de frecuencias f . Concretamente, la emisora maestra emite las frecuencias $5f$ y $6f$, mientras que

la emisora auxiliar (la roja, en este caso) emite las frecuencias $8f$ y $9f$. El receptor, durante este intervalo, se reconecta de forma que los filtros, ya existentes, de $5f$, $6f$, $8f$ y $9f$ se reagrupan seleccionando estas frecuencias y mezclando en dos multiplicadores (análogos a los moduladores) las frecuencias consecutivas, con lo que se obtiene la diferencia f por filtrado (recuérdese que al multiplicar dos señales, se obtienen las frecuencias suma y diferencia). Con esto se recuperan las frecuencias f procedentes de la maestra y de la emisora auxiliar. La comparación de fase entre ellas da la diferencia de distancias a los extremos de la base y, con ello, la posición del avión en coordenadas hiperbólicas, con menos precisión que en la medida normal, pero sin ambigüedad, lo que permite identificar la calle. En cierto modo, puede considerarse que la señal f va en una modulación con banda lateral única, y la portadora es la que distingue las estaciones.

El proceso se repite exactamente igual para las otras dos bases, haciendo todo el ciclo automáticamente.

Hay diversas variantes del Decca, que se diferencian por algunos detalles de medida y en la forma de presentación de datos, trayectoria en un plano, coordenadas, etc. y que reciben diversos nombres comerciales, Mark VII, Mark XV, DECTRAC, etc.

3.1.3.2.2 LORAN

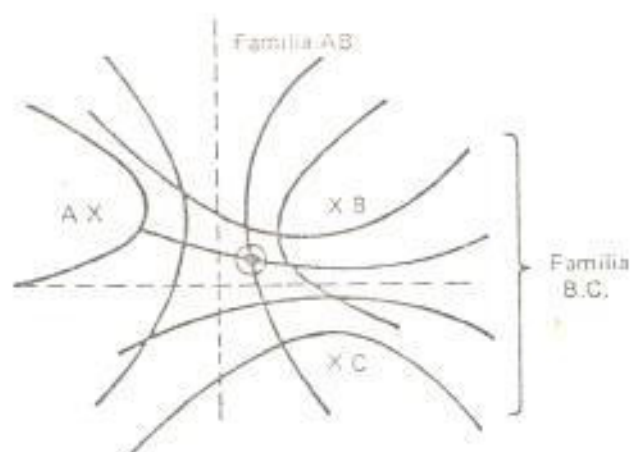
Sistema hiperbólico por impulsos

El Loran A fue propuesto en USA en 1.940; se realizaron pruebas en 1.942 y fue instalado en la mayor parte del Atlántico norte y oeste en 1943. Desde entonces se ha ampliado la cobertura a muchas de las rutas aéreas oceánicas del mundo, pero ha tenido que ser desconectado. Desde la implementación del Loran A la familia se ha visto ampliada al B, C y D. Se encontró que el Loran B no era apropiado para ser llevado a la práctica y el Loran D es de corto alcance y baja altitud y dirigido a los casos en que es inadecuada una cobertura en línea recta.

El Loran C es una ayuda a la navegación hiperbólica, de impulsos y de largo alcance, con una precisión igual a la del DECCA bajo circunstancias adecuadas. Fue introducido en 1960 y ahora presta un valioso servicio en muchas partes del mundo, en particular en el Pacífico norte y este, y en el Atlántico. Muchos barcos y aviones usan este sistema que parece disponer de un amplio futuro a nivel mundial.

Disposición de las Cadenas:

Un transmisor, denominado maestro, tiene hasta cuatro transmisores esclavos asociados, designados W, X, Y y Z. El maestro ocupa una posición central rodeada por los esclavos hasta donde lo permita la geografía. Las líneas base son del orden de 500-1000 MN en el mar y son más reducidas en tierra.



PRINCIPIO DE LOS SISTEMAS HIPERBOLICOS

Fig. 3.22

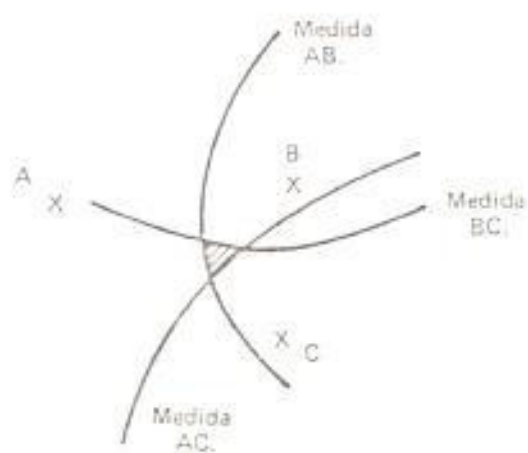


Fig. 3.23 TRIANGULO DE POSICION

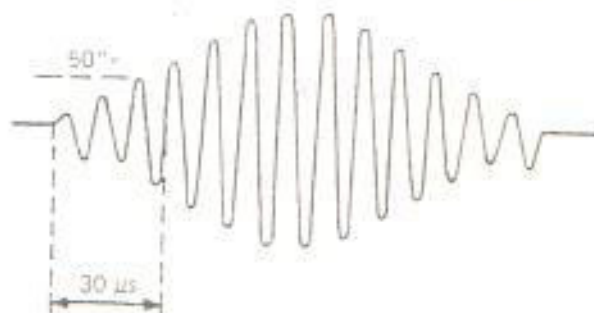


Fig. 3.24 IMPULSO LORAN C

El alcance del sistema está sobre las 100 MN (desde el transmisor maestro) usando onda de tierra y hasta unas 2.000 MN si se usan ondas ionosféricas. La precisión depende de la geometría de la cadena pero puede ser del orden de unos 400 pies a una distancia de una 350 millas náuticas ó 1700 pies a 1000 millas náuticas si se usan ondas de tierra. Con ondas ionosféricas la precisión puede ser del orden de 10 MN a una distancia de 1500 MN.

Las señales radiadas.

Se transmiten impulsos de r.f. de 100 KHz desde todas las estaciones. Las transmisiones esclavas están sincronizadas con la maestra directamente (disparadas por la onda de tierra maestra) o mediante el uso de relojes atómicos. El retardo entre el momento de la transmisión maestra y cada esclava (retardo o codificación) queda determinado de modo que, en cualquier posición interior a la cobertura que se halla situado el avión receptor, las señales esclavas lleguen siempre en el mismo orden tras la señal maestra.

Como todas las cadenas emiten la misma r.f., debe evitarse la interferencia mútua usando distintos periodos de repetición de impulsos para cada cadena. Hay un total de seis ritmos básicos; cada uno de los cuales tiene ocho ritmos específicos. Las cadenas se identifican mediante su periodo de repetición de impulsos, así: la cadena SS7 (costa este de Norteamérica) tiene un periodo de ritmo básico de 100.000 microsegundos (SS) que se reduce en

700 microsegundos, ya que el ritmo específico es 7, entonces el periodo entre transmisiones maestras (y desde cada esclava) es de 99.300 microsegundos, esto es, más de 10 transmisiones por segundo. No todos los ritmos básicos se hallan en uso y realmente puede que algunos de ellos nunca lleguen a usarse, pues $6 \times 8 = 48$ cadenas es difícil que se lleguen a necesitar.

Cada estación transmite grupos de ocho impulsos de r.f. una vez durante cada periodo de repetición con una detección sincrónica en el receptor; se combinan los ocho impulsos para dar una relación señal ruido mucho mejor de la que se podría obtener de un único impulso. Dentro de cada grupo el espacio entre impulsos es de 1 ms. El maestro transmite en su grupo un noveno impulso, posterior en 2 ms al octavo, para identificación.

Puede discriminarse algunos tipos de interferencias (por ejemplo la contaminación de onda ionosférica) usando una codificación de fases. La radiofrecuencia de ciertos impulsos de un grupo tiene su fase invertida; aunque esto se decodifica apropiadamente en el receptor, la detección sincrónica dará una pérdida en la potencia de la señal. Además, como la codificación de fase maestra y esclava es distinta para una cadena particular, puede usarse la decodificación para separar las señales maestras recibidas de las esclavas.

La duración de impulsos es de unos 270 microsegundos, esto

es, un total de unos 27 ciclos de radiofrecuencia en cada impulso. La radiación de un impulso de corto tiempo de crecimiento conduce a problemas de extensión en el espectro de frecuencias y diseño de la antena emisora a la baja frecuencia portadora que se usa. De hecho, el 99% de la energía radiada debe encontrarse en la banda de 99-100 KHz, por lo que los tiempos de crecimiento y decrecimiento son bajos y la máxima amplitud se alcanza en el octavo ciclo.

Principios de Funcionamiento

Para medir la diferencia de tiempos entre la transmisión maestra y las esclavas deben identificarse en cada una "sucesos" correspondientes. Obviamente se observa la imposibilidad de medir desde el borde de ataque o incluso de usar el borde de salida, en consecuencia debe elegirse uno de los ciclos en la transmisión maestra y en las esclavas y medir el tiempo entre ellos. Se conoce este proceso como acoplado de ciclos o colocación de índices.

Desde el punto de vista de la relación señal ruido, el ciclo apropiado para este proceso es el octavo; no obstante puede hallarse sujeto a contaminación ionosférica y ser, por tanto, difícil de identificar. La diferencia mínima en tiempo de propagación entre la onda de tierra y la ionosférica es de 30 microsegundos, de modo que hasta el tercer ciclo inclusive el impulso es claro. Debido a esto

se elige a menudo el tercer ciclo para el acoplado de ciclos, en particular en los equipos totalmente automáticos.

Un receptor automático seleccionará el tercer ciclo observando el cambio determinado de amplitud entre el segundo y el cuarto ciclo; de este modo los circuitos de acoplamiento de ciclos son capaces de producir el enclavamiento. La transmisión de los ocho primeros impulsos debe ser precisa y consistente, ya que un error en el conteo de un ciclo puede dar un error de diferencia de tiempos de 10 microsegundos.

Si se lleva a cabo manualmente el acoplo de ciclos usando un tubo de rayos catódicos para presentar los impulsos en base a un decrecimiento de la duración conforme avanza el proceso, un operador hábil puede hacer uso hasta del octavo ciclo.

3.1.3.2.3- OMEGA

Combinación de Onda Continua e Impulsos

El Omega es un sistema de navegación de muy baja frecuencia, de onda continua y de largo alcance. Se transmite tres señales multidifundidas en el tiempo de 10.2, 11.3 y 13.6 KHz omnidireccionalmente desde cada una de ocho estaciones ubicadas estratégicamente alrededor de la tierra. Aunque el concepto se patentó en 1.923 no fue hasta mediados

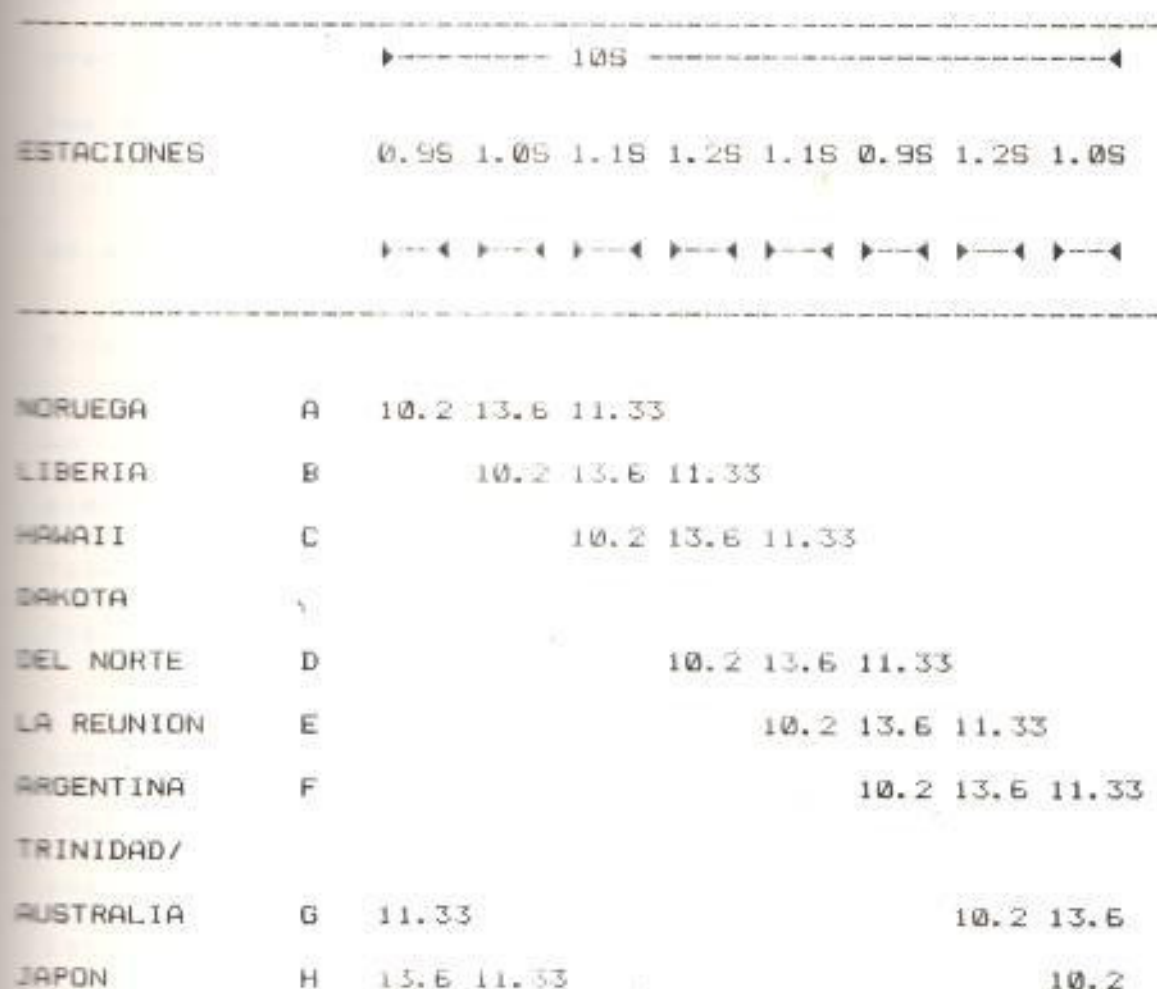
se los años sesenta cuando la marina de los Estados Unidos estableció las primeras estaciones experimentales. Hasta 1.968 se estableció que el Sistema de Navegación Omega era factible y comenzó la instalación de una red mundial. USA es responsable de las estaciones de Dakota del Norte, Hawaii, Liberia y una estación temporal en Trinidad; mientras que las estaciones en Noruega, Japón, Argentina, La Reunión y, hacia 1.980, Australia son responsabilidad de las naciones que han establecido acuerdos bilaterales con USA. Aunque inicialmente la responsabilidad de la coordinación fué de la Marina Estadounidense, ahora ha sido transferida al servicio de guardacostas.

Las Estaciones Omega y Modelos de Radiodifusión.

Cada estación tiene una potencia de transmisión de 10 KW, con excepción de la estación transitoria de Trinidad que tiene un transmisor de 1 KW. La radiación se emite desde una antena omnidireccional que toma la forma de una torre vertical de aproximadamente 450 m de altura que soporta una sombrilla de elementos transmisores, o bien de una extensión plana de unos 3500 m de longitud. La redundancia del equipo asegura un funcionamiento fiable el 99 % del tiempo.

Como ya se mencionó, cada estación transmite tres frecuencias en un modelo multicompartido en tiempo que es único y sirve de identificación.

Formato de la señal



En la tabla anterior se muestra el formato de la transmisión. Puede verse que en cada momento sólo están transmitiendo tres estaciones, cada una en una frecuencia distinta. Hay cortos intervalos (0.2 s) entre salvas de transmisión. El modelo se repite cada 10 s.

Todos los transmisores están enclavados en fase a un tiempo estándar casi absoluto suministrados por el uso de relojes atómicos en cada una de las estaciones. El resultado es que

Las tres frecuencias en todos los transmisores cruzan el cero simultáneamente con pendiente positiva en momentos precisos cada $15/17$ de milisegundo. El resultado neto es que el error de tiempo entre estaciones es como mucho 1 microsegundo, conduciendo a un error en la determinación de posición de 300 m.

Propagación

La banda de frecuencias de 10-14 KHz. constituye una elección apropiada para un sistema de navegación que mide fases, ya que la radiación electromagnética a estas frecuencias puede atravesar miles de millas con características de cambio de fase predecibles. La superficie de la tierra y la capa D de la ionosfera conforman una guía de onda natural cuyas dimensiones son adecuadas para la propagación de las frecuencias del Omega. Este modo de propagación da cuenta del alcance de las señales y de la posibilidad de predicción de los cambios de fase.

Un requisito del sistema es que desde cualquier punto puedan recibirse al menos cuatro estaciones. Debe tenerse en cuenta la atenuación de la señal que varía con la dirección debido a la rotación de la tierra. Las señales que viajan hacia el Este sufren una atenuación aproximada de 2 db/1.000 Km, mientras que las encaminadas hacia el Oeste sufren atenuación de 4 db/1.000 Km aproximadamente. La atenuación hacia el Norte y hacia el Sur es de

3 db/1.000 Km. Una consideración más es que no pueden usarse las señales en las proximidades de la fuente, ya que en esta región las variaciones de fase son impredecibles. La implementación del Sistema de Navegación Omega con ocho estaciones que no están espaciadas por igual alrededor de la tierra conduce a una situación en que, en condiciones normales, pueden usarse entre cuatro y siete estaciones dependiendo de la ubicación del receptor. Dentro de los factores que afectan a la propagación tenemos el efecto diurno, conductividad de la tierra, el campo geomagnético, la falta de esfericidad de la tierra, interferencia de ondas, efectos solares.

3.1.3.2.4 CONSOL

Sistema Radial de Larga Distancia

Se trata de un sistema anticuado, pero todavía en uso de navegación a larga distancia. Es de tipo radial, es decir, es el único no hiperbólico, si no se cuenta el radiofaro direccional. Se desarrolló durante la Segunda Guerra mundial, con el nombre de radiofaro "sol", por los alemanes. Funciona a 300 KHz, con una potencia de emisora de alrededor de 1 KW, lo que le da un alcance de unos 1.000 Km. Podría decirse que, con su diagrama la radiación giratoria, ha sido el precedente del VOR para larga distancia.

Principio de Funcionamiento

El sistema de antenas está formado por tres antenas distanciadas 2.88λ de longitud de onda. Durante 8 segundos



Fig. 3.26 DIAGRAMA DE RADIACIÓN "CONSOL"

emite sólo la antena central con la identificación del radiofaro. A continuación viene una pausa de 1.5 segundos y entonces comienza el "período de rotación", que es realmente el período de medida, y que dura 30 segundos. Después de otra pausa de 0.5 segundos se reanuda el ciclo.

Durante el período de medida, las antenas están alimentadas en la proporción 1:2:1. Al principio del período, la antena izquierda está retrasada 90 grados y la de la derecha adelantada 90 grados. En estas condiciones, el diagrama de radiación es el indicado a trazos en la figura, con lóbulos a 20 grados. Al pasar 1/8 de segundo, la fase de las antenas laterales se invierte, con lo que el diagrama pasa a ser el indicado en trazo lleno, cuyos máximos están donde antes estaban los ceros y viceversa. Este segundo estado se mantiene durante 3/8 de segundo, volviéndose entonces al primer estado. Esto se va a repetir muchas veces, por lo que un avión colocado en el punto A (línea "equiseñal") no notará la conmutación y oirá un trazo continuo (o de modulación) mientras que un avión en B oirá puntos y un avión en C oirá rayas. Pero además, durante los 30 segundos en que hay 60 períodos de conmutación punto-rayas la fase se cambia gradualmente de -90 a +90 para la antena izquierda y de +90 a -90 para la derecha. Con ello el diagrama gira y, gradualmente, los lóbulos de trazos llegan al lugar de los llenos de la figura. Con ello, el avión A, que empezó oyendo el trazo continuo oirá puntos todo el tiempo. El avión B oirá puntos la mitad del tiempo de giro y rayas la

otra mitad. El avión oirá rayas y luego puntos. Es decir, que dependiendo de la posición del avión dentro de cada sector de 20 grados se oirán más rayas o más puntos, con una precisión de $1/60$ de los 20 grados, es decir, de $1/3$ grado. En un plano sectorial se tiene previamente dibujado el número de rayas y puntos que correspondan a cada sector y allí se localizará el avión.

Existe una ambigüedad sectorial que es preciso resolver con el ADF. Además, sólo es utilizable en los sectores en que los lóbulos tienen 20 grados, es decir, en dos sectores de unos 90 grados a cada lado de la línea de antenas.

Este radiofaro está en desuso, por lo que es previsible que desaparezca en los años venideros con el desarrollo de sistemas más sofisticados.

3.1.4 NAVEGACION AUTONOMA

Los sistemas de navegación autónoma, a diferencia de los radioeléctricos, no requieren para su utilización ningún tipo de instalación en tierra. Basta el equipo de abordo para que el piloto pueda navegar con toda exactitud. Ejemplos de sistemas basados en este tipo de navegación son el Sistema de Navegación Inercial (INS) y el Radar Doppler.

Otro sistema autónomo es la navegación Astronómica que determina la posición de la aeronave mediante la observación de los cuerpos celestes (Sol, Luna, Estrella, Planetas).

Naturalmente, alguno de estos tipos de navegación está totalmente abandonado, como la navegación astronómica, o bien es usado en vuelo con referencias visuales (VFR) como la navegación observada y la estimada.

No sucede así con los sistemas radioeléctricos y autónomos, siendo éstos últimos los que constituirán el fundamento de este estudio.

3.1.4.1 SISTEMA DOPPLER

Un navegador Doppler es un sistema de estima, autosuficiente, y que proporciona una lectura continua de la posición del avión, usualmente con respecto a puntos geográficos de referencia. La aviación militar ha hecho uso de este equipo desde mediados de los años cincuenta, mientras que el uso civil para la navegación transoceánica comenzó a principios de los años sesenta. En los últimos años, el uso de los navegadores Doppler en los aviones comerciales de largo recorrido ha sido, en su mayor parte, sustituido por navegadores inerciales, instalándose sistemas triples en aviones de línea tales como el 747 o el Concorde. Los desarrollos militares comprenden sistemas compuestos de Doppler e inercial, y podemos esperar ver "estandarizarse" a dichos sistemas en el futuro.

Todavía hay muchos aviones civiles que llevan navegadores Doppler, pero son aviones de línea antiguos de largo recorrido y dotados de equipos que, aunque de ningún modo

primitivos, no emplean las últimas técnicas. Un grupo de avión civil para los que existe una demanda continua de Navegadores Doppleres es el de los aviones de vigilancia que, debido a la naturaleza de su trabajo, operan en zonas no cubiertas por las ayudas a la navegación basadas en tierra (salvo Omega) y necesitan una información posicional precisa. Tampoco es inusual la aplicación de navegadores Doppler a helicópteros, existiendo equipo específicamente diseñado para estos aparatos.

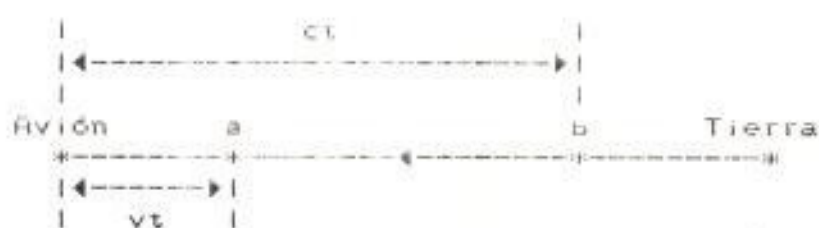
La ventaja de la navegación Doppler recae en el hecho de que el sistema es autosuficiente y no necesita el apoyo de ayudas basadas en tierra, pudiendo operar en cualquier parte del mundo. La navegación inercial comparte esta misma ventaja y también la desventaja de la degradación de la información posicional conforme se incrementa la distancia recorrida. La degradación de la información surge del hecho de que, comenzando en una posición conocida, se calculan las posiciones siguientes midiendo la velocidad del avión e integrando con respecto del tiempo. Los errores, una vez que se han introducido, sólo se pueden eliminar mediante una determinación de posición. En la práctica, lo que suele limitar la precisión del sistema es la información de marcación.

El Efecto Doppler

En 1.842, el científico austriaco Christian Doppler predijo el efecto que lleva su nombre "Doppler", en relación con las

ondas sonoras. Se encontró a continuación que el efecto también es aplicable a las ondas electromagnéticas. Puede describirse el efecto Doppler como el cambio en la frecuencia observada cuando el observador (receptor) y la fuente (transmisor) se hallan en movimiento relativo. El ruido de los trenes o del tráfico automovilístico constituye una demostración frecuentemente observada. La posibilidad de aplicación a las ondas electromagnéticas viene ilustrada, a expensas de los infractores, por el uso del radar de control de velocidades de la Policía.

En un radar Doppler de a bordo tenemos un transmisor que irradia, mediante una antena direccional, una cierta cantidad de energía hacia el suelo. Un receptor recibe el eco de la energía transmitida. Así tenemos la situación en que tanto el transmisor como el receptor se hallan en movimiento con respecto del suelo; en consecuencia, la frecuencia original transmitida se cambia dos veces. La diferencia entre la frecuencia transmitida y la recibida se conoce como corrimiento Doppler y es muy aproximadamente proporcional al movimiento relativo entre el avión y la tierra según la dirección del haz radar.



Efecto Doppler - Transmisión

Consideremos la transmisión de energía electromagnética hacia la tierra. Sea v la velocidad relativa del avión en la dirección del haz, f la frecuencia de la radiación y c la velocidad de la luz. Con referencia a la figura observamos que en t segundos la onda se habrá movido una distancia vt hasta a . Las ondas emitidas en el momento t estarán agrupadas en la distancia entre a y b , que es $ct - vt$. Se habrá emitido ft ciclos. Por tanto, la longitud de onda observada en el objetivo es:

$$\lambda = (ct - vt)/ft = (c-v)/f$$

Podemos ver que si el transmisor fuese estacionario con respecto al suelo, entonces $v = 0$ y la ecuación se reduce a la conocida relación $c = f \lambda$. Si el transmisor se aleja del objetivo en tierra, o sea, que se dirige el haz hacia atrás entonces, en la ecuación v se convierte en $-v$ y tenemos entonces que:

$$\lambda = (c+v)/f.$$



Efecto Doppler - Recepción

Consideremos ahora la señal recibida. En un tiempo t , el avión recibirá todas las ondas que ocupan el espacio ct de

la figura. No obstante, en ese tiempo el avión se mueve una distancia vt , por lo que recibirá en t segundos el número de ondas que ocupan $ct + vt$, o $(c + v)/\lambda$ ondas en un segundo. Por tanto, la frecuencia recibida, f' , viene dada por

$$f' = (c + v)/\lambda$$

Vemos nuevamente que $v = 0$ conduce a $c = \lambda \cdot f$ y el avión que se aleja del objetivo en tierra obtendrá $f' = (c - v)/\lambda$.

Debemos considerar ahora ambos efectos simultáneamente, la transmisión y la recepción, así tenemos:

$$f' = \frac{(c + v)}{(c - v)} f$$

Nosotros estamos interesados en el corrimiento Doppler, f_d , que es la diferencia entre las señales transmitida y recibida, por lo que:

$$f_d = f' - f = 2vf/(c - v)$$

Pero $c=186.000$ millas por segundo, de modo que obviamente v es muy pequeño comparado con c ; por lo que, con un error despreciable, podemos escribir:

$$f_d = 2vf/c$$

Esta ecuación constituye la base de un radar Doppler. Observando, como antes, la convención de que v es positivo para movimiento hacia, y negativo para movimiento desde, el objetivo en tierra, se obtiene una frecuencia recibida mayor con un haz dirigido hacia adelante y menor con un haz

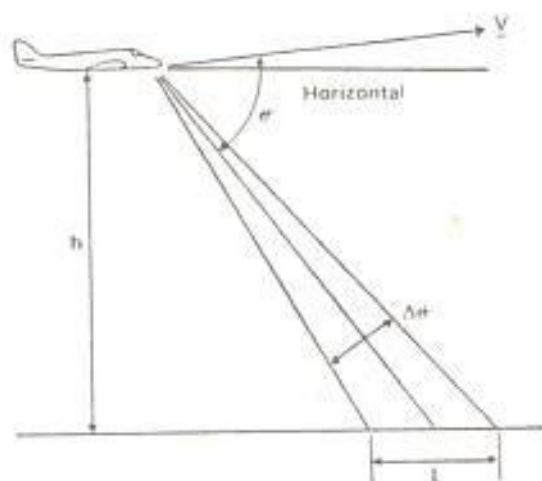
dirigido hacia atrás.

Vemos en la figura que la velocidad relativa del avión en la dirección del centro del haz es $v = V \cos \theta \cos \alpha$ donde V es la magnitud de la velocidad del avión con respecto a tierra. Así la ecuación queda:

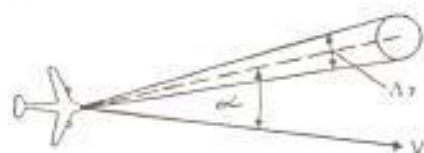
$$f_d = (2Vf \cos \theta \cos \alpha) / C$$

Se argumenta erróneamente que si un avión se mueve paralelamente a la tierra plana, no se produce ningún cambio en la distancia entre el avión y la tierra, por lo que no hay corrimiento Doppler. Puede verse que esto es falso considerando los objetivos reales que producen dispersiones de forma irregular, tales como piedras, y naturalmente hay movimiento relativo entre el avión y los objetos individuales y por tanto corrimiento Doppler. Si el área iluminada fuese perfectamente lisa no se recibiría en el avión ninguna energía reflejada.

El otro argumento falso tiene que ver con el terreno inclinado. Si el avión vuela horizontalmente sobre una pendiente, su distancia a la tierra cambia a lo largo del haz, por lo que se verá afectado el corrimiento Doppler. Se descubre la falsedad del razonamiento por el hecho de que los objetivos reales son objetos individuales cuya "pendiente" con respecto al avión es aleatoria, por lo que no está relacionado con la pendiente del suelo.



GEOMETRIA EN EL PLANO VERTICAL DE UN HAZ UNICO DE UN DOPPLER DE A BORDO.



GEOMETRIA EN EL PLANO HORIZONTAL DE UN HAZ UNICO DE UN DOPPLER DE A BORDO.

Fig. 3.27 SISTEMA DE NAVEGACION AUTONOMA "DOPPLER"

3.1.3.3.2 Sistema Inercial

Como ha quedado establecido en los artículos anteriores, los sistemas de navegación utilizados rutinariamente están basados en la transmisión y recepción de señales, es decir en la propiedad de propagación de las ondas electromagnéticas a través de la atmósfera, sujeto a las condiciones meteorológicas, de terreno y demás factores que alteran a la propagación de dichas ondas, aun el Sistema de Navegación Doppler descrito anteriormente como "autónomo" necesita de la emisión de ondas, sin embargo el Sistema de Navegación Inercial, tema motivo de la presente obra, no necesita ninguna recepción o transmisión de dato alguno, salvo alimentar al computador de la posición inicial de vuelo, dato externo que podemos disponer de la información referente al aeródromo.

El principio de funcionamiento, mecanismos y demás información del Navegador Inercial será descrito extensamente en el próximo capítulo de la presente obra.

---oooOooo---

CAPITULO IV

DESCRIPCION DEL SISTEMA DE NAVEGACION INERCIAL

4.1 INTRODUCCION

El Sistema de Navegación Inercial (SNI) calcula los datos requeridos en la navegación aérea, para volar en cualquier parte del planeta. El sensa los desplazamientos del avión en sus tres ejes, como el cabeceo, balanceo y acimut con respecto de una referencia local, tanto horizontal y vertical.

Las señales de salida del SNI pueden ser usadas para gobernar el avión sobre un curso preseleccionado, para mantener el avión en una actitud de vuelo, para estabilizar el sistema de compas magnético y para desplegar en pantalla los datos del instrumento de vuelo.

El SNI es completamente un sistema en sí mismo, requiriendo solamente suministro de energía eléctrica del aeroplano. El sistema es conectado y seleccionado el modo de operación en la unidad selectora. El curso es seleccionado y los datos de navegación leídos de la unidad de despliegue visual. La unidad de energía (batería) suministra potencia en caso de una falla en la energía del avión. La unidad de navegación contiene los sensores inerciales y el computador que determina las salidas de navegación y actitud.

Originalmente el SIN fue concebido para ser empleado en los

aviones, alcanzando su desarrollo en el empleo en unidades navales y espaciales.

Entre las primeras aplicaciones del SNI se encuentra la instalación de uno a bordo del "USS Compass Island" al término del año 1.956 por la Sperry Gyroscope, división de la Sperry Rand Corporation, esto era parte de un programa de evaluación el cual iniciaba el diseño y fabricación del SNI para submarinos. El SNI propiamente fue inausurado con la instalación del equipo construido por Autonetics, una división de North American Aviation Inc. en los submarinos "USS Nautilus" y "USS Skate", para los viajes transpolares en 1.958, en el año de 1.960 el submarino atómico Tritón, de la US. NAVY, realizó una histórica travesía alrededor del mundo. Zarpó el 16 de Febrero y navegó durante tres meses dando una vuelta completa a la Tierra, SNI puesto a punto por la "Sperry". La histórica vuelta se inició en las rocas de "San Pablo" en las costas de Brasil (latitud cero). El submarino bordeó América por el Cabo de Hornos, atravesó el Océano Pacífico, desde la Tierra de Fuego hasta las Filipinas, y regreso a su punto de partida luego de 84 días. El Tritón, de 8.000 toneladas, logró una velocidad de 23 nudos, con sus recursos de uranio podía dar cinco vueltas al mundo sin interrupción, bajo esas mismas características, lo interesante de su viaje radicó en hecho de que jamás fue detectado.

De entre las conclusiones que el capitán de la nave presentó

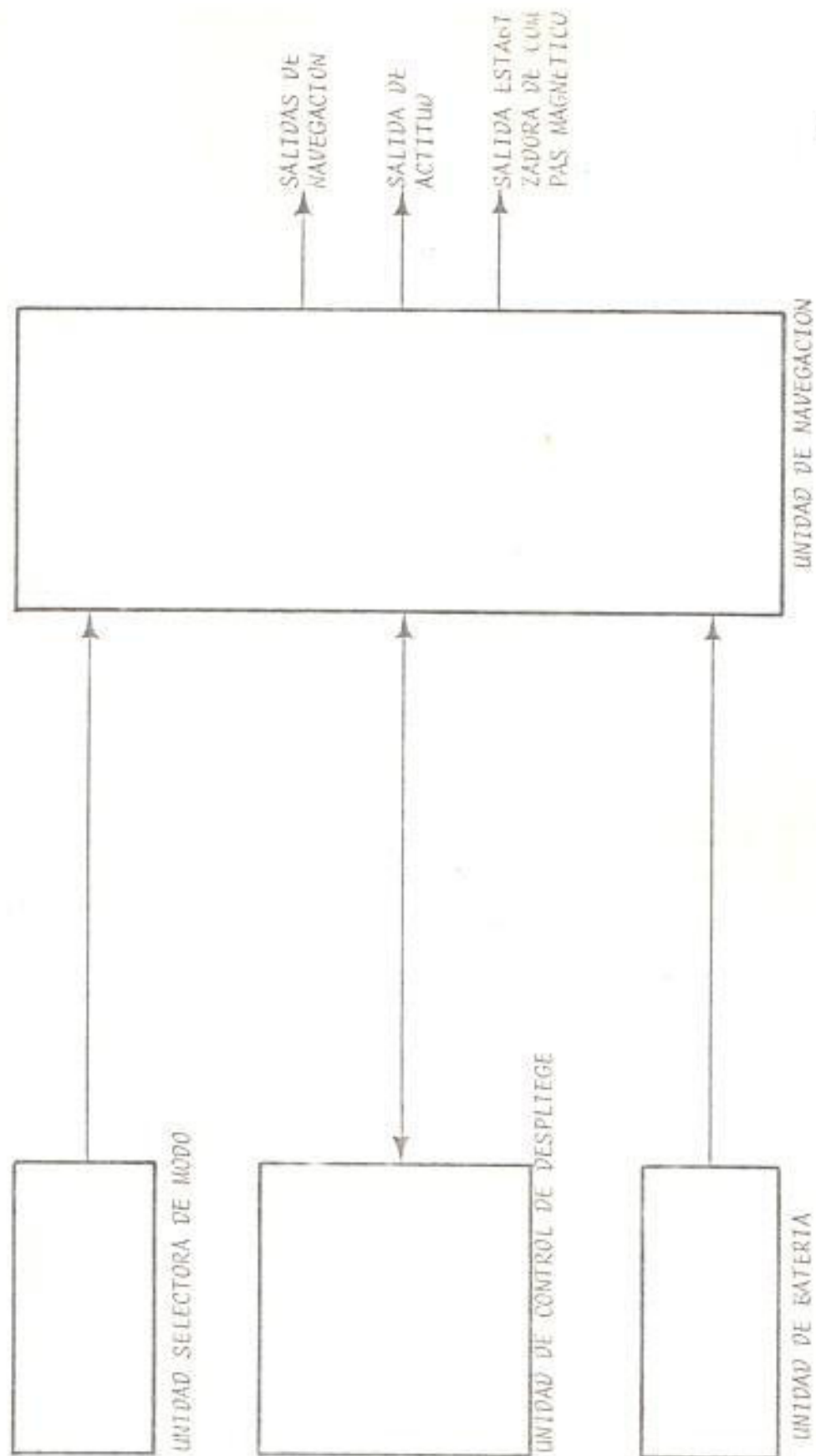


Fig. 4.4 SISTEMA DE NAVEGACION INERCIAL

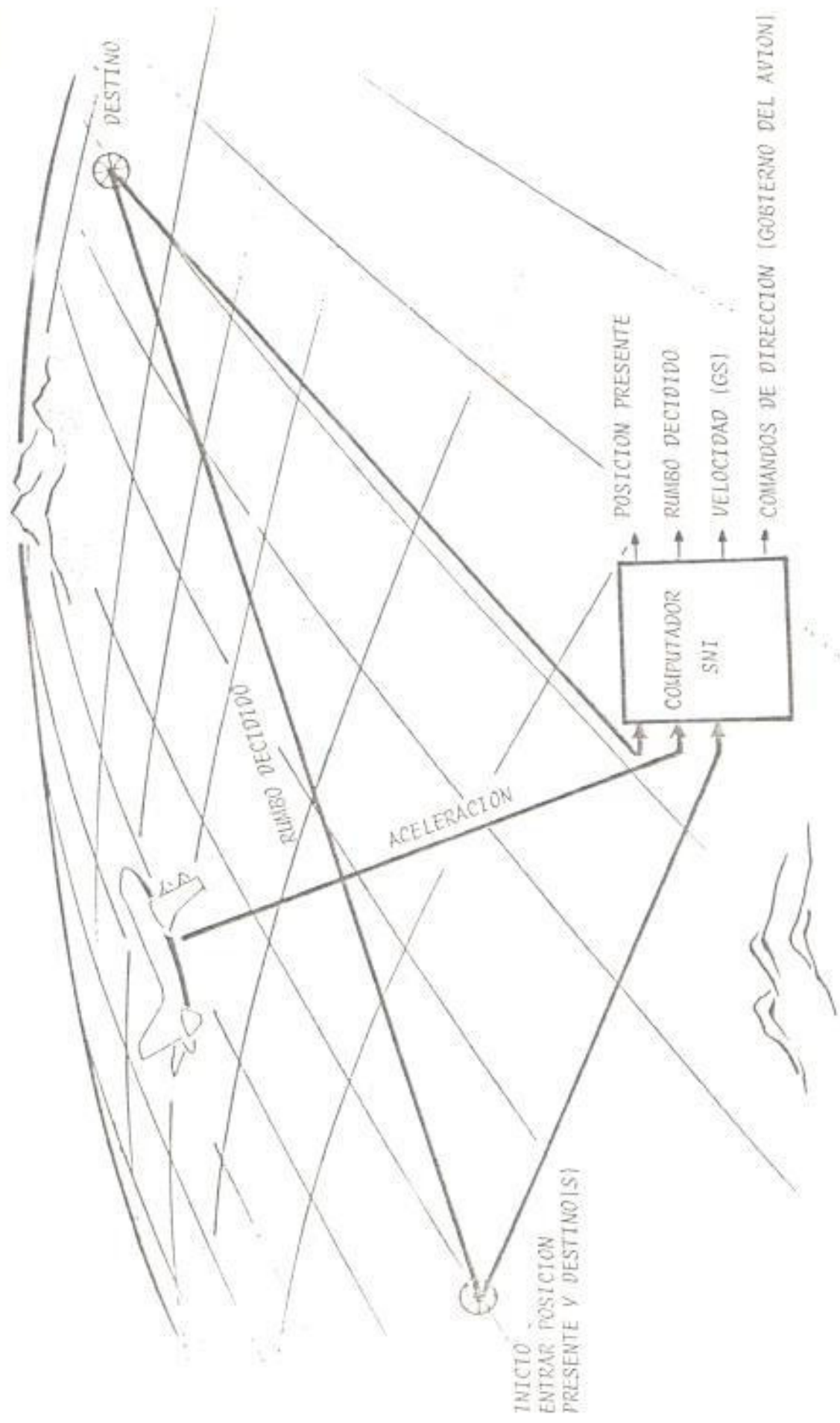


FIG. 4.2 SNI - TEORIA DE OPERACION

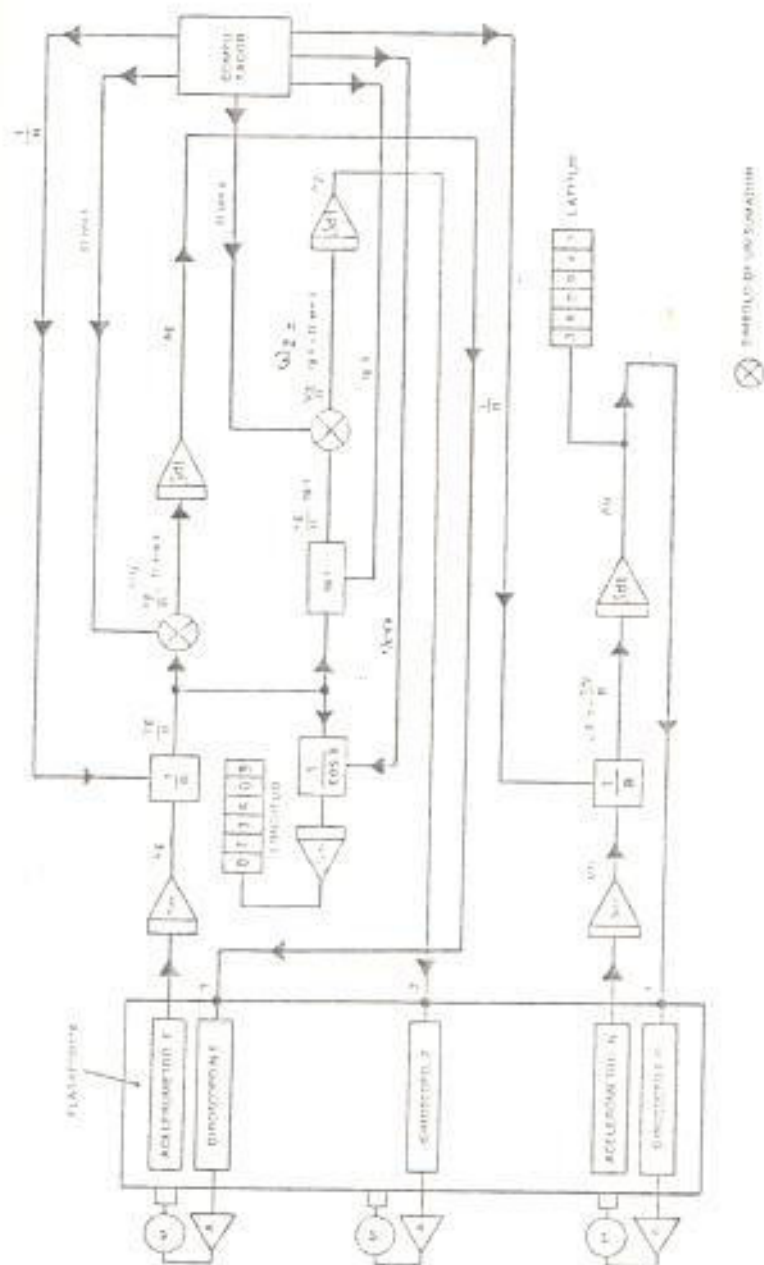


Fig. 4.3 DIAGRAMA DE BLOQUES DE LA GIRO-ESTABILIZACION DE LAS PLATAFORMAS

— Esquema completo del sistema de navegación inercial.

SISTEMA DE NAVIGACION INERCIAL

en su informe en la Casa Blanca, se destaca una, relacionada con la aeronavesación:

"...El Sistema de Navesación Inercial daba, en todo momento, la posición con exactitud requerida, sin que sea necesario recurrir a observaciones exteriores...".

Después de las modificaciones y reducciones necesarias (en especial en los componentes de sus acelerómetros, integradores y plataforma), este equipo SNI, ha sido incorporado a las aeronaves actuales, en las cuales presta su valiosa contribución a los fines de la navegación aérea.

4.2 CONCEPTOS BASICOS

El Sistema Inercial deriva su nombre básicamente de la razón de que los giróscopos y acelerómetros tiene que sentir la inercia en él, que es la tendencia de mantener su orientación de acuerdo con las Leyes de Newton. Cualquier desviación de su orientación original puede ser sensada y medida por su propia instrumentación. Los "acelerómetros" miden los componentes individuales de las aceleraciones horizontal y vertical, mientras que los giróscopos estabilizan los acelerómetros en una determinada orientación. Un computador, el cual está incluido en el sistema, determina la posición y velocidad por la integración de los componentes de la aceleración sensados en el vehículo, y también calcula las correcciones de orientación causados por el movimiento sobre la Tierra, la

rotación terrestre, y otros factores.

En el desarrollo del presente capítulo será descrito los conceptos básicos del giróscopo, introduciendo a los principios para mantener un norte en el girocompas. En el sistema inercial tres giróscopos, usados como ejes, sirven para mantener la plataforma de los acelerómetros estable. La plataforma puede mantenerse horizontal con referencia a la superficie terrestre, mientras que los giróscopos, en sus soportes, sufren generalmente torques tanto en los dos ejes horizontales y en el un eje vertical. Ellos generalmente no están fijos en el espacio, a pesar de que lo pueden estar en ciertas configuraciones. Ciertos errores en el SNI se incrementan en el tiempo, tal que después de un largo periodo los datos leídos son inaceptables, el sistema entonces puede ser corregido o actualizado. Esto es logrado por el sistema de aproximación; en el cual, el SNI con su propio monitoreo interno es alimentado por fuentes externas de datos de posición, actitud, y velocidad. Estas fuentes de datos tienen sus errores limitados ya que no son función del transcurso del tiempo, tales como cualquier radioayuda radioeléctrica (Loran, Omega, etc.). Sin embargo, el error en estima es un porcentaje de la distancia navegada que comúnmente alcanza valores entre un 2 y un 5%, por lo tanto, en la medida que aumente la distancia navegada entre puntos, como sucede en el caso de aviones de alta velocidad, la exactitud de la estima debe ser aumentada si se mantiene un pequeño error absoluto de posición.

Las dos causas principales de error en una posición determinada por estima, son los errores en la medición de rumbo y velocidad. Un error en dirección de un grado introducirá un error de 1.75% en la distancia recorrida y un error de velocidad de 1% introduce un error de 1% en la distancia.

Resumiendo que estos errores no son recíprocos, el error total del sistema llega a ser alrededor del 2% de la distancia recorrida. De este modo, aumentando la exactitud de las obtenciones de rumbo y velocidad, se aumenta la exactitud del sistema.

La Navegación Inercial como ha sido definida por J.M. Slater en la obra Navegación Newtoniana, "Es el proceso de dirigir el movimiento de cohetes, barcos, aeroplanos, u otros vehículos de un punto a otro, basado en la detección de la aceleración del vehículo en una dirección espacial conocida con la ayuda de instrumentos que mecanizan las Leyes de Movimiento Newtoniano, e integran la aceleración para determinar la posición".

Tal que puede ser expresado matemáticamente como:

$$v = \int a \cdot dt$$

$$s = \iint a \cdot dt$$

de donde:

a : es la aceleración del móvil

dt: es el diferencial de tiempo en el cual

va a ser integrada la función

v : la velocidad verdadera del móvil

s : el espacio recorrido en un intervalo de tiempo determinado

4.3 FUNCIONAMIENTO

El SNI es un sistema de navegación por estima de mucha exactitud. En vez de obtener informaciones de velocidad directamente, este sistema obtiene estos datos integrando las mediciones de aceleración del vehículo. Dos acelerómetros son usados; uno dirigido en sentido Norte-Sur y otro en sentido Este-Oeste. La primera integral con respecto al tiempo de estas aceleraciones entrega los cambios Norte y Este en velocidad, y la segunda integral lo hace con respecto al tiempo de los cambios de posición Norte y Este. Por supuesto que la velocidad y posición inicial deben ser proporcionadas para una navegación exacta. Los acelerómetros pueden ser hechos para medir aceleración con mucha exactitud, sin embargo, no distingue entre aceleración del móvil y el efecto de aceleración de la gravedad. Esta dificultad puede ser eliminada manteniendo en todo momento el eje de entrada o sensitivo perpendicular al vector de gravedad. Para lograr esto, los acelerómetros son montados en una plataforma giro estabilizada. La plataforma es unida al vehículo por medio de una suspensión cardán, la cual le permite tomar cualquier orientación con respecto al vehículo.

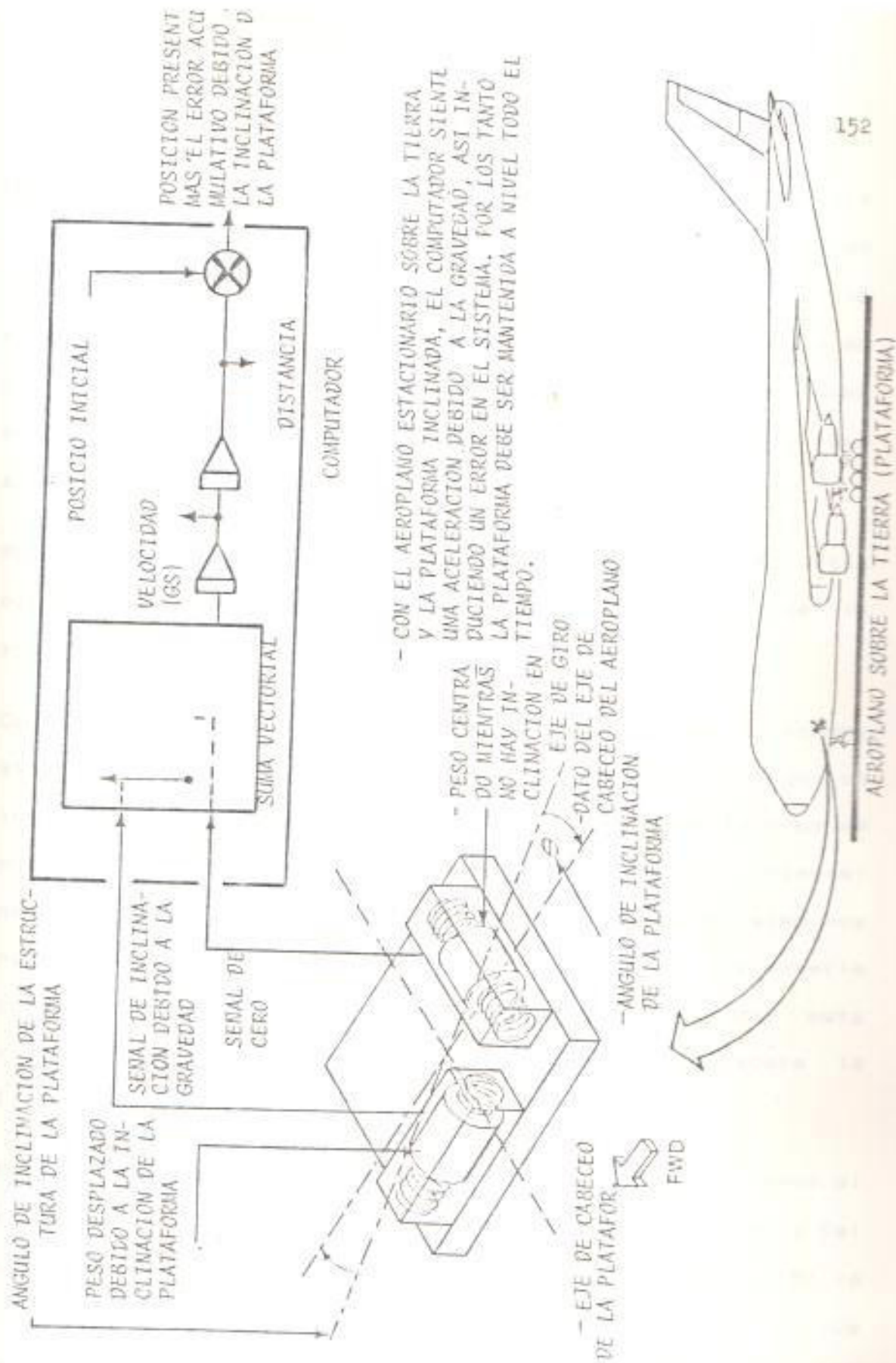


FIG. 6.4. ERROR DE INCLINACION EN LA ACCELERACION

De esta manera, si el vehículo gira alrededor de cualquiera de los tres ejes, la plataforma tiende a rotar y la razón de rotación es percibida por el giro. El resultado de la salida del giro, causa que la plataforma sea impulsada en dirección opuesta y de esta manera, mantiene la plataforma estabilizada en el espacio, aún cuando el vehículo rota alrededor.

Por lo tanto, instalando los acelerómetros en esta plataforma, mantendrá su orientación independiente de la rotación del vehículo.

Como el integral de una razón angular con respecto al tiempo es un ángulo, la plataforma es descrita comúnmente como un integrador. El ángulo a través del cual la plataforma se mueve en relación al vehículo, es igual a la integral negativa de la razón angular del vehículo. Aún hay algo que no está resuelto. Hay una rotación del vehículo que debería considerarse en la orientación de los acelerómetros, esta rotación proviene por el movimiento del vehículo sobre la Tierra.

Refiriéndonos a la figura, el vehículo se mueve desde el punto A al B. Al hacer esto, rota a través de un ángulo tal que mantiene su plano perpendicular a la gravedad. Si la plataforma rota, tomará la posición mostrada en B y los acelerómetros acusarán el efecto de la gravedad. Es evidente, ahora, que la plataforma deberá estar estabilizada en el espacio a que estarlo con relación a la Tierra, y en

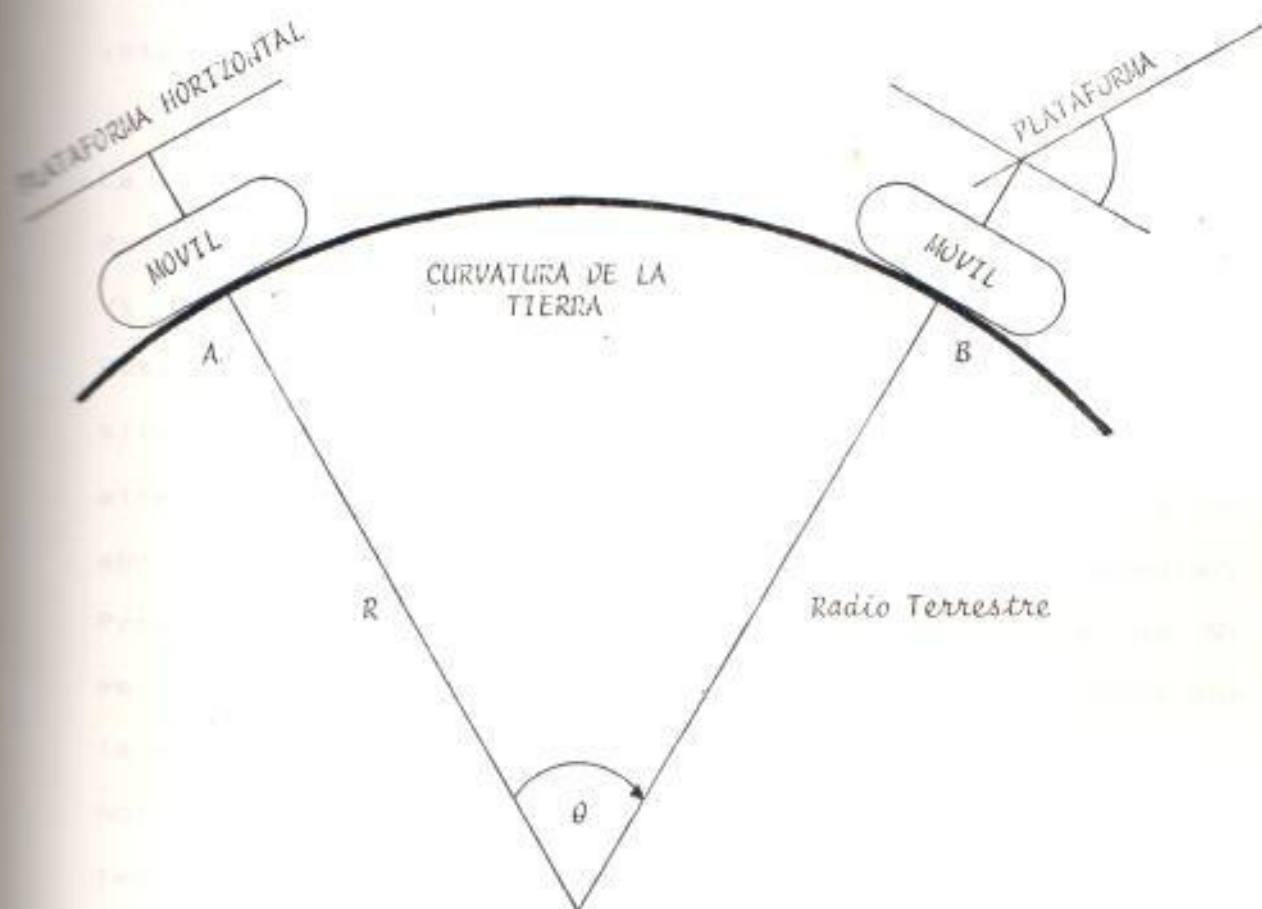


Fig. 4.5 EFFECTO DE LA GRAVEDAD SOBRE UNA PLATAFORMA DE TIPO ESTABILIZADA

el momento preciso, la salida de los giros controlará en torque la plataforma al hacer esto. Ya que la plataforma integra la razón de entrada, una salida artificial igual a la razón angular negativa del vehículo mantendrá el plano. La verdadera razón angular (\dot{W}_t) en radianes/hora, aún cuando éste se encuentre viajando sobre la Tierra, es V_t/R , donde V_t es la velocidad lineal verdadera y R es radio terrestre. Esta señal artificial se deberá aplicar a la entrada del giro, la que causará que el giro se mueva unos pocos grados alrededor de su eje de salida y genere una señal de salida aún cuando el eje de entrada no registre razón angular. Produciendo un efecto de torque al giro con $-V_c/R$ donde V_c es el valor computado de V_t , la salida del giro causará que la plataforma rote alrededor de un ángulo relativo a la horizontal igual a la integral de $(V_t - V_c)/R$ (el cual en la realidad sería un ángulo de error). Si V_c es igual a V_t , el error no se está desplazando sobre la Tierra y la plataforma permanecerá horizontal todo el tiempo. Considerando que las señales de entrada a la plataforma provienen de la aplicación de un principio denominado "Sintonía Schuler", más adelante veremos en detalle este tópico.

4.4 REQUISITO Y COMPUTO DE LA POSICION

4.4.1 CALCULO Y COMPUTO DE LA POSICION

Los datos de posición de Latitud y Longitud son mostrados en pantalla, siendo actualizados a medida que el avión se desplaza, el mecanismo de que se vale el SNI, es el que

a continuación se describen:

4.4.1.1 ACELEROMETRO

Estos instrumentos registradores de aceleración pueden ser de tres tipos básicos:

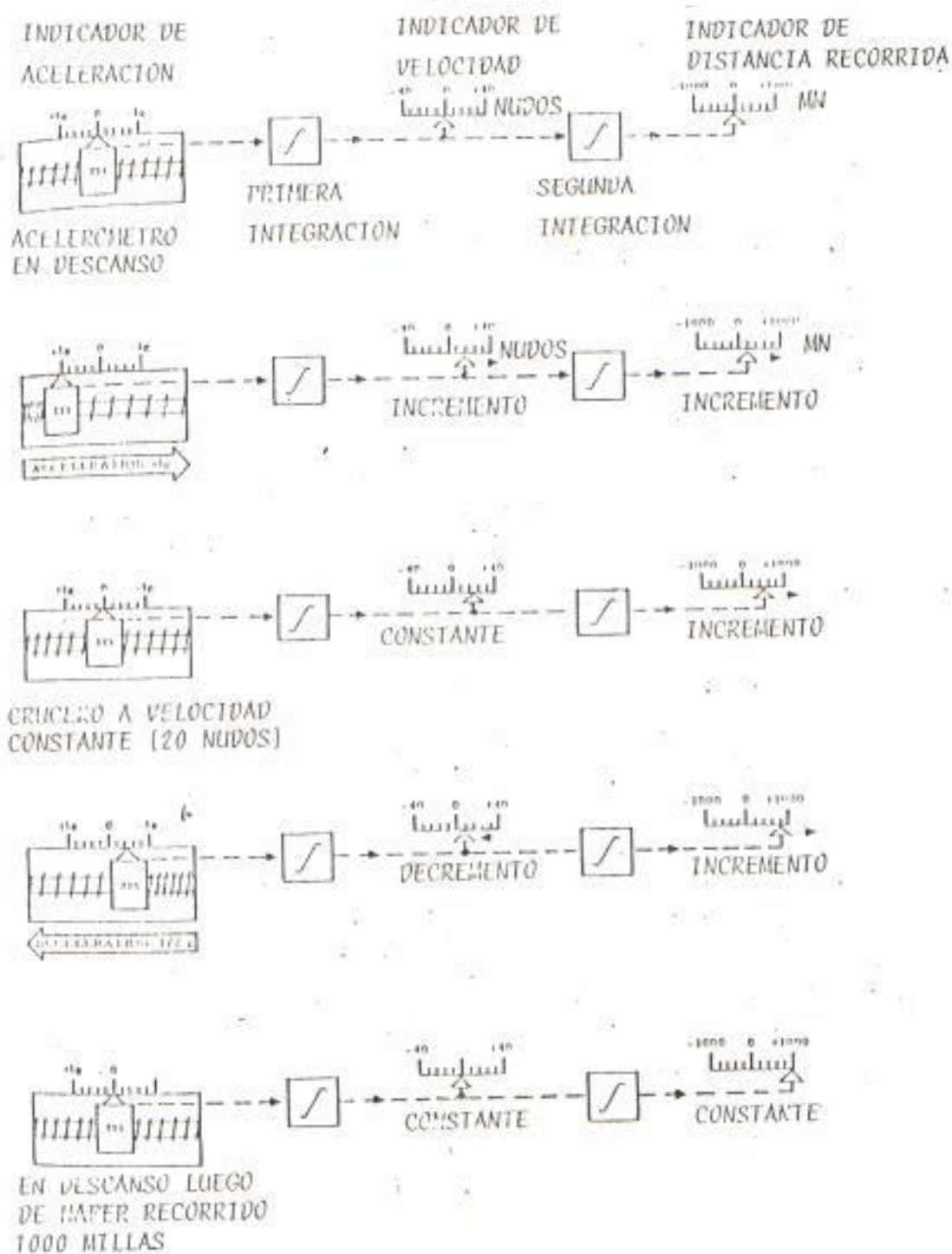
a. Un acelerómetro en el cual la salida es una medida de aceleración.

b. Un velocímetro consistente en un mecanismo integrador simple con una señal de salida proporcional a la velocidad.

c. Un medidor de distancia o mecanismo integrador doble con una señal de salida proporcional a la distancia recorrida.

El término acelerómetro es usado indistintamente para indicar cualquiera de los instrumentos nombrados.

Un acelerómetro es un mecanismo con una salida generalmente eléctrica, la cual es proporcional a la aceleración aplicada. En forma simple, consiste en una masa limitada a moverse a través de una barra en línea recta y comprimida por resortes. Si la caja del instrumento es acelerada, la masa tiende a mantenerse estacionario cuando la caja comienza a moverse. Para mover la masa, una fuerza debe actuar sobre ella, el resorte se deflecta en forma proporcional a la fuerza, la cual a su vez es proporcional a la aceleración aplicada. Un mecanismo portador de una señal



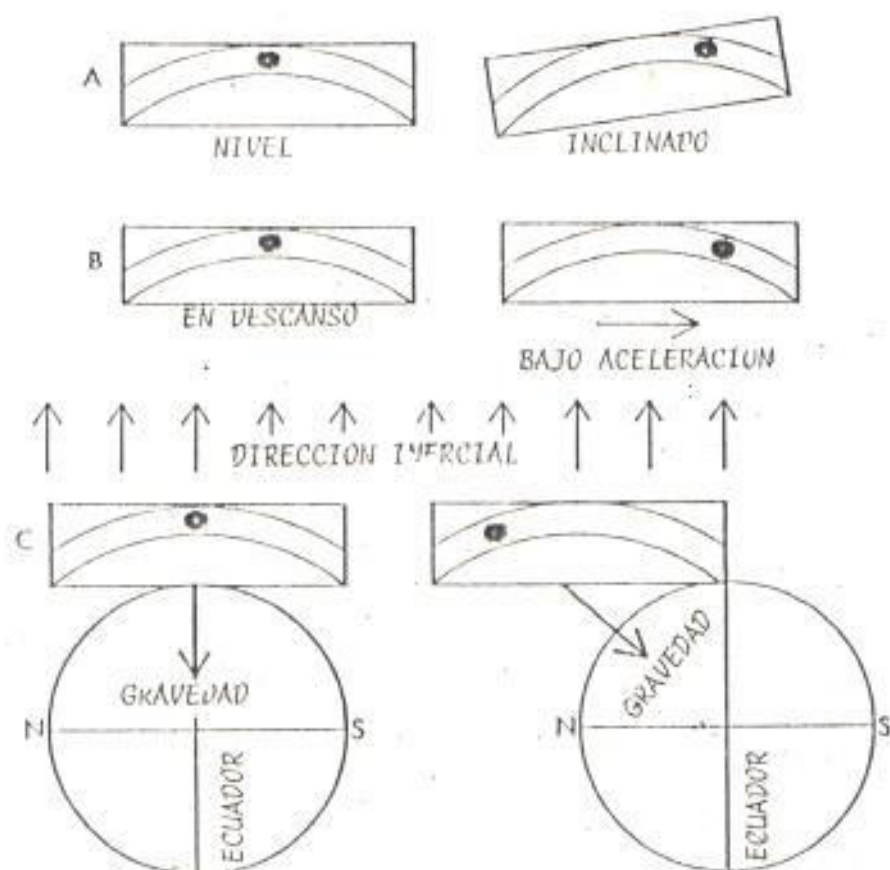
ILUSTRACION DE LA ACCION DEL ACELEROMETRO Y LA INTEGRACION PARA VELOCIDAD Y DISTANCIA

de salida, generalmente eléctrica, convierte el movimiento de la masa con respecto a la caja, en una forma de salida utilizable.

El principio del acelerómetro se puede comparar con el de un péndulo o un nivel de burbuja, aunque una simple burbuja no mediría aceleración con la exactitud necesaria en un sistema de navegación inercial, puede utilizarse para ilustrar el concepto básico de los efectos de aceleración. Para esta oportunidad consideramos la burbuja en un simple "nivel" de carpintero, al igual que el acelerómetro no puede distinguir entre fuerza de gravedad y la aceleración causada por el movimiento.

En la figura, en A, el nivel en ambos casos se encuentra en reposo, pero en uno de ellos con un extremo elevado, en este último caso la burbuja se mueve a una posición por efecto de la fuerza de gravedad. En B, la misma burbuja es mostrada primero en reposo y luego en movimiento en dirección de la flecha. La burbuja se mueve fuera del centro solamente durante un cambio de velocidad, ya sea durante un período de aceleración o desaceleración, en cambio, a una velocidad constante permanece centrada. Un acelerómetro en la realidad es bastante más complejo que un "nivel" de carpintero, pero son similares en el hecho de que tiene un solo eje de entrada o sensitivo, así como la burbuja sólo puede moverse a lo largo del tubo de vidrio.

En el tipo de acelerómetro integrador para velocidad y



EFFECTOS SOBRE UNA BURBUJA DE LA GRAVEDAD Y ACELERACION

Fig. 4.7

distancia, el vector velocidad en el sentido técnico es una medida de velocidad, que posee magnitud, dirección y sentido. En este caso, la masa en el acelerómetro está libre de moverse a lo largo de una barra que determina el eje sensitivo, pero siempre operando limitado por un resorte. Tal como un instrumento pudiera calibrarse en términos de gravedad, la orientación de la barra sería vertical, con respecto a la superficie terrestre, más bien que horizontal. Si el acelerómetro no está vertical ni horizontal con respecto a la Tierra, la masa será deflectada indicando una componente de aceleración proporcional al seno del ángulo de inclinación.

En la posición horizontal y mientras se está experimentando una aceleración, la masa se mueve siempre comprimiendo el resorte hasta alcanzar un punto de equilibrio, por lo que:

$$F = M \times a$$

donde:

F: es la fuerza aplicada

m: es la masa móvil del acelerómetro

a: es la aceleración del aeroplano

Esta fórmula es universalmente válida en el espacio inercial, excepto donde la velocidad se aproxima a la de la luz, y cuando la masa no permanece constante. La indicación del acelerómetro será cero cuando el vehículo está detenido o cuando se mueve a velocidad constante.

En un sistema inercial el acelerómetro normalmente contendrá, al menos, el primer estado o etapa de integración para producir una señal indicando velocidad. La segunda integración es rápidamente ejecutada en el computador del sistema para entregar distancia.

El elemento sensible del acelerómetro está sujeto a varias vibraciones y aceleraciones, de modo que si un acelerómetro elemental fuese usado, la potencia de la señal cambiaría rápidamente e indicaría frecuentemente vibraciones de aceleración y desaceleración. Esto se puede ver en un nivel de burbuja si es movida a lo largo de una mesa con la mano, la burbuja se desplazará rápidamente para adelante y atrás. El acelerómetro integrador atenua estos rápidos cambios y produce una señal constante de velocidad, la cual es aun más ajustada por el sistema digital del computador. Un acelerómetro ideal mide la fuerza o un vector de fuerza a lo largo de la dirección de los ejes sensibles, y no es afectada por la rotación alrededor de su eje sensitivo.

4.4.1.1.1 CALCULO DE LA NAVIGACION EN UN SOLO EJE

El dispositivo que sensa la aceleración en el SNI, como lo hablamos mencionado antes, es un "Acelerómetro". Este es mostrado como un peso centrado en un compartimiento por dos muelles. Cuando el aeroplano acelera, el peso es desplazado del centro, generando una señal eléctrica. Esta señal es amplificada y aplicada como realimentación para volver a centrar el peso. La cantidad de señal requerida para

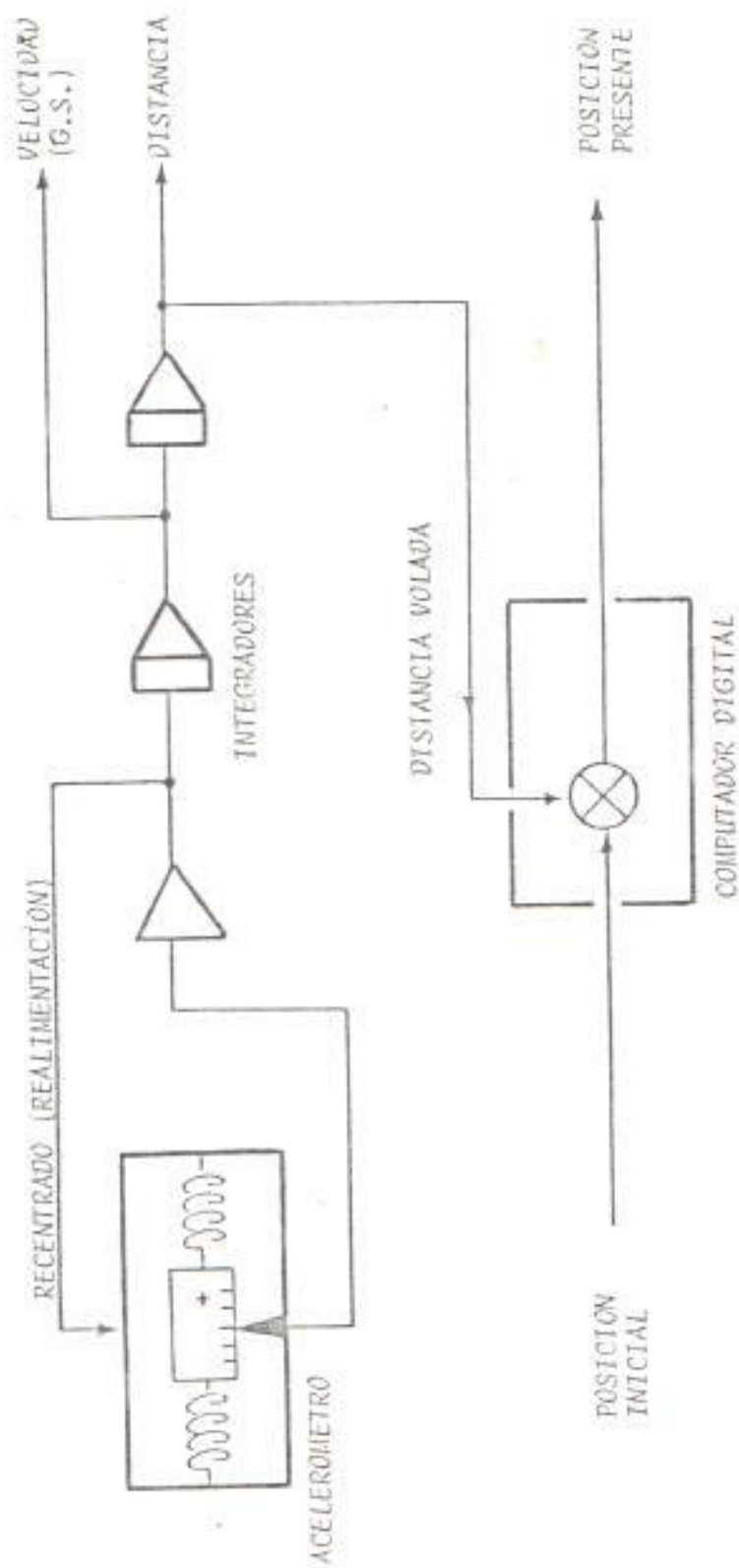


FIG. 4.B SMI - CALCULO DE LA NAVEGACION EN UN SOLO EJE

mantener centrado es por lo tanto proporcional a la aceleración. Esta operación de centrado logra que el acelerómetro sense sobre un amplio rango y también pueda ser capaz de sensar pequeños cambios en la aceleración.

La señal de centrado es integrada una vez para dar velocidad e integrada otra para dar la distancia. Si la distancia volada es adicionada al punto de partida, la posición presente puede ser conocida.

4.4.1.1.2 CALCULO DE LA NAVEGACION EN UN DOBLE EJE

Tan largo como vuela el aeroplano en una sola dirección, un acelerómetro es insuficiente. Debido a que este lo puede hacer en cualquier dirección, por lo tanto, dos acelerómetros son requeridos para sensar estas aceleraciones, debiendo estar montados 90 grados aparte, el uno del otro.

Los dos acelerómetros son montados sobre una plataforma la cual es mantenida horizontal con respecto de la superficie terrestre. Tanto como la plataforma se mantenga horizontal, los acelerómetros sensan solamente la aceleración horizontal.

Las salidas de los dos acelerómetros son vectorialmente sumados para determinar la dirección presente y la cantidad viajada. Los acelerómetros no son orientados norte-sur y este-oeste pero, sus señales de salida pueden ser relacionadas al sistema de coordenadas norte-este y la

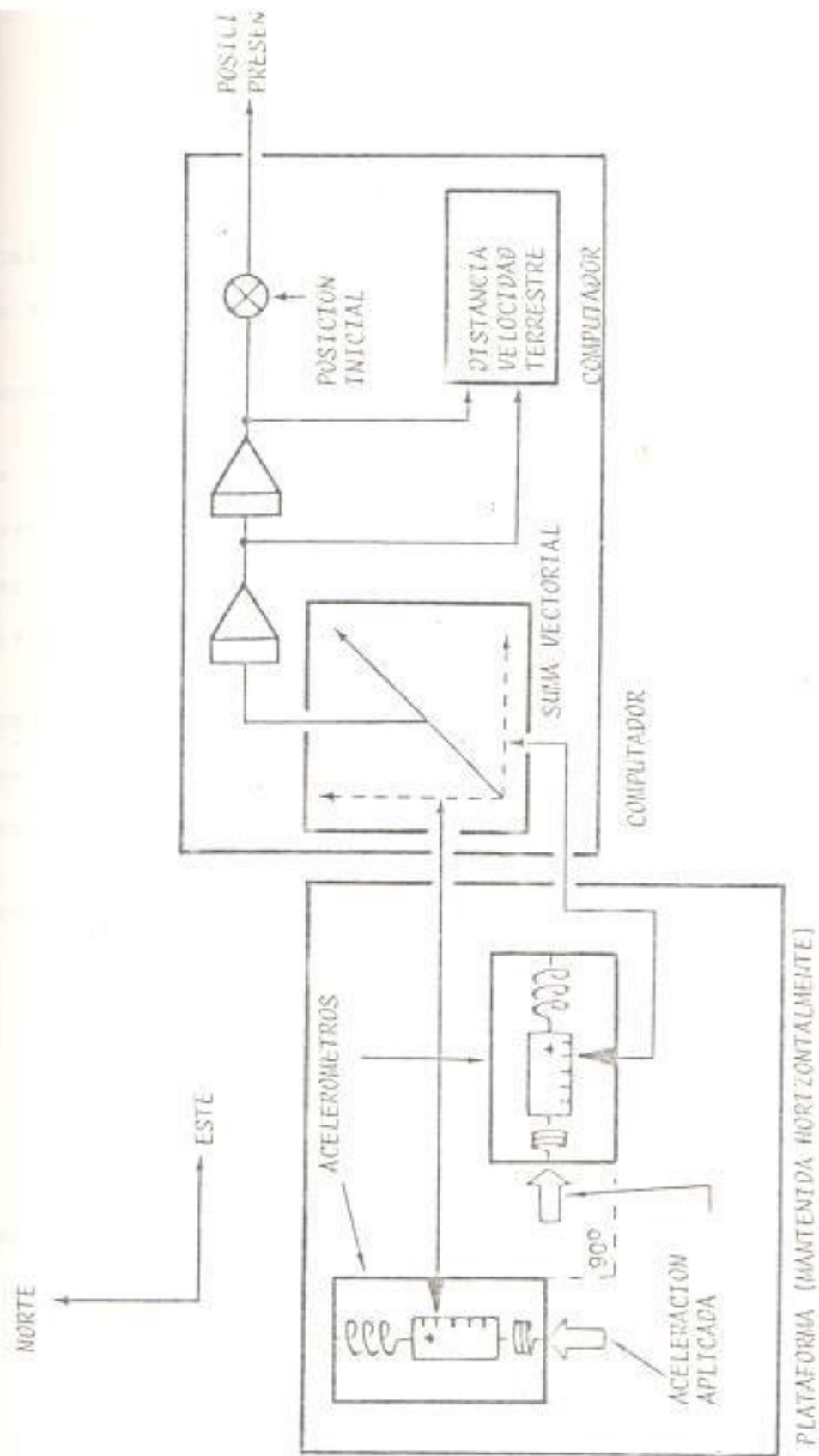


Fig. 4.9 CALCULO DE NAVEGACION DE DOBLE EJE

posición presente puede ser entonces expresada en términos de latitud y longitud.

Factores que afectan la exactitud del Acelerómetro

Es indispensable definir los movimientos inerciales que sufre la aeronave, puesto que se encuentra sujeto, como va a ser descrito, a distintas maniobras y consecuentemente a diferentes aceleraciones que cada una de ellas originan.

Los movimientos que afectan a los sensores inerciales pueden ser divididos en dos categorías: rotaciones y aceleraciones.

Las rotaciones son:

1. Balanceo, cabeceo y deriva
2. Rotación terrestre (compensación terrestre)
3. Cambios de latitud y longitud

Las aceleraciones de interés son:

1. La aceleración con respecto de la Tierra
2. La aceleración de la gravedad
3. El efecto Coriolis

Algunos de estos movimientos están interrelacionados. Por ejemplo, el efecto Coriolis resulta de la rotación de la Tierra, como efecto de la rotación de la Tierra tenemos la

gravedad, no pueden haber cambios de latitud y longitud sin aceleración con respecto a la Tierra.

Existen algunos movimientos inerciales cuyos efectos son despreciables, tal que, sus efectos están por debajo del nivel de sensibilidad de los sensores. Estos movimientos son de precesión y rigidez, la aceleración de la Tierra en su órbita de acuerdo con la "Segunda Ley de Kepler".

Las revoluciones de la Tierra alrededor del Sol está incluida dentro de la razón de rotación total de la Tierra, el cual es la suma vectorial de la rotación y revolución de la Tierra respectivamente.

Únicamente el navegador inercial trata con valores referenciados de velocidad, actitud y posición con respecto de la Tierra, y, solamente los giróscopos mantienen la dirección con respecto al espacio inercial, es por esto necesario que los giróscopos sean controlados para mantener una referencia con respecto de la Tierra. En la discusión del navegador inercial que sigue a continuación, la referencia terrestre usada es la vertical local y una orientación con respecto al norte verdadero.

La rotación de la Tierra causa una vertical local para una posición dada a un cambio de su dirección en el espacio. Este cambio no es tan obvio para ninguno en la Tierra debido a que la vertical se mantiene en la misma orientación con respecto a ella. Para prevenir que la indicación de la

vertical local del navegador inercial sea estacionario en el espacio, debido a la rigidez en el espacio (precesión aparente), una señal de razón de rotación terrestre es aplicada, tal que el navegador inercial rota alrededor del eje del espiral terrestre en una misma razón que la Tierra lo hace. Como resultado, el navegador inercial, el cual es controlado por el giróscopo, mantiene una orientación desviada con respecto a la Tierra tanto como esta rote en el espacio inercial.

La señal de rotación terrestre es solamente una parte de la señal de rotación total que va a cada giróscopo. El cambio en la posición del navegador inercial en la superficie terrestre también causa una vertical local que cambia de dirección en el espacio. Esto es debido a la circunstancia de ir, el navegador inercial, de una posición a otra, cambiando la vertical local por otra. Esto es demostrado en la figura respectiva.

Cada giróscopo puede también producir torques (rotación) debido a su propio impulso interno con respecto al espacio inercial. esta precesión puede ser causada por algunos factores como rotación interna producida por la fricción y masa desbalanceada. La compensación aplicada para este impulso es llamada "gyro bias".

Como es mostrado en la figura, el cambio angular total en la vertical local en movimiento de la posición 1 a la posición 2 es representada por θ . El valor de θ , expresado

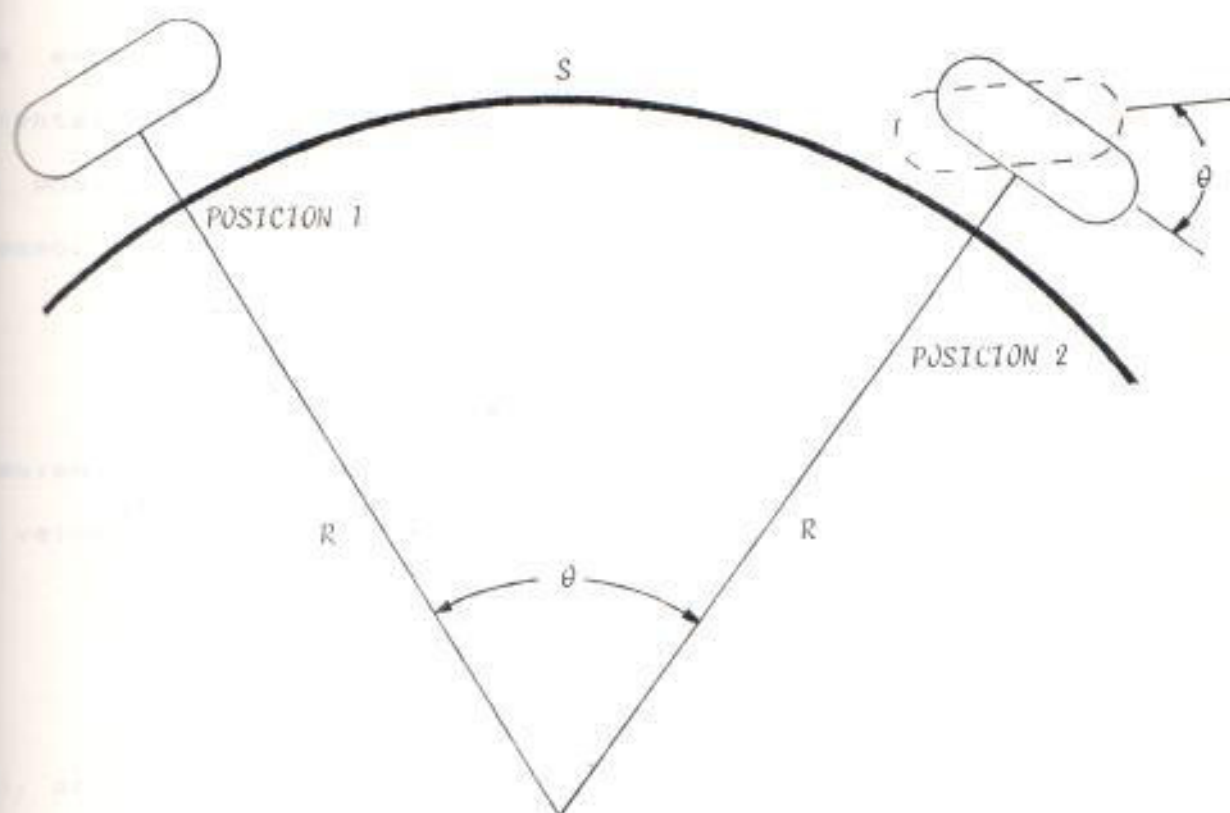


Fig. 4.10 CAMBIO DE LA VERTICAL LOCAL DEBIDO AL MOVIMIENTO SOBRE LA SUPERFICIE TERRESTRE.

en radianes, es una función de la distancia viajada, S, y el radio de la Tierra, R. Representado matemáticamente, esto es:

$$\theta = \frac{S}{R}$$

Sin embargo, la cantidad que nos interesa para mantener la orientación correcta de la vertical local debido al cambio de posición es la razón de cambio de θ con respecto del tiempo. Asumiendo R como constante:

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{R} \cdot \frac{dS}{dt}$$

También la razón de tiempo de cambio de la distancia, S, es la velocidad, V,

$$\frac{dS}{dt} = \frac{V}{R}$$

Así, apropiadamente los giróscopos pueden ser girados a esta razón tal que la indicación vertical del navegador inercial permanezca correcta tanto como el aeroplano se mueva sobre la superficie curva de la Tierra. Cuando los giróscopos reciben una señal apropiada de calibración para compensar el cambio de la vertical local debido al movimiento sobre la Tierra, el sistema mencionado es denominada "sintonía de Schuler".

Si el acelerómetro es inclinado, este puede ser afectado por

la gravedad. La salida que puede ser producida, puede no ser debida a ninguna aceleración del navegador inercial con respecto a la Tierra y su compensación debe ser hecha. Una solución simple para la eliminación del efecto de la gravedad es localizar el acelerómetro tal que su eje sensitivo sea perpendicular a la gravedad. Debido a que toda aceleración que es resultado en un cambio en la posición es perpendicular a la vertical local, esta orientación es lograda por los acelerómetros para medir esta aceleración sin estar afectada por la gravedad. Dos acelerómetros, entonces, son colocados perpendicularmente a la vertical local y perpendiculares el uno del otro tal que juntos pueden medir cualquier aceleración que puede ser resultado de un cambio de la posición de la superficie terrestre. Un tercer acelerómetro es necesario para medir cualquier aceleración del navegador a lo largo de la vertical local. Este último también puede sensar la magnitud total de la aceleración de la gravedad el cual es para ser compensado en el computador del navegador inercial.

Otra aceleración que ocurre en el espacio inercial, el cual no es una aceleración con respecto a la Tierra, es la "Aceleración Coriolis". Debido a que los acelerómetros son inercialmente orientados producen salidas debido a la aceleración Coriolis, valor que puede ser compensado, este no es un problema que presente grave dificultad debido a que la aceleración Coriolis puede ser calculada y por lo tanto

removida de la salida de un acelerómetro antes que esta sea usada para suministrar valores al navegador inercial.

Un cuerpo experimenta la aceleración Coriolis cuando este viaja sobre una superficie que rota en una dirección perpendicular al eje de rotación. La aceleración no esta dentro de la estructura de referencia del cuerpo de rotación, pero si dentro de la estructura de referencia en el cual el cuerpo esta rotando. Es decir, es una fuerza deflectiva que actúa sobre un cuerpo en movimiento, debido al movimiento de rotación de la Tierra, en este caso, desviando los movimientos horizontales hacia la derecha en el hemisferio Norte y hacia la izquierda en el hemisferio Sur.

Matemáticamente esta aceleración puede ser obtenida en la siguiente forma:

La distancia, S, escrito en terminos de la aceleración es:

$$S = 1/2 A.t^2$$

La distancia tambien puede ser descrita en terminos del ángulo θ (el cual es igual a la razón W de rotación multiplicada por el tiempo t involucrado) y el radio (el cual es igual a la velocidad V del móvil respecto de la Tierra multiplicada por el tiempo t involucrado).

Esta expresión es:

$$R = \theta \cdot V \cdot t = W \cdot t \cdot V \cdot t = W \cdot V \cdot t^2$$

Iguando estas dos expresiones, y despejando A, tenemos:

$$1/2 \cdot A \cdot t^2 = W \cdot V \cdot t^2$$

$$A = 2 \cdot V \cdot W$$

4.4.1.2 RESOLUCION DEL PROBLEMA DE NAVEGACION

El plano de referencia de un sistema inercial controlará en algún grado los usos del sistema. El sistema de coordenadas geográficas con referencia Norte, es el más común, pero no el único utilizado. Un sistema orientado al Norte requiere que un acelerómetro sea montado alineado al Norte y otro a 90 grados respecto del primero, para receptar las aceleraciones Este-Oeste. Esta disposición permite que los movimientos indiquen la distancia viajada en los sentidos Este-Oeste y Norte-Sur. La distancia Norte-Sur es convertida a coordenadas dividiendo millas viajadas para 60 grados. Esto se debe a la convergencia de meridianos, y es desarrollado por el computador. A pesar de su conveniencia, la referencia de Latitud y Longitud tiene la desventaja distinta de no ser adaptable para usaria en regiones polares, debido a la convergencia de latitudes. Es posible determinar el polo con referencia a un punto en latitud cero. Esta determinación resultaría en las áreas polares

como que está cubierta por una línea base en cuadro. No hay razón específica de ello para un sistema con orientación al Norte, por cuanto "no se utilizan referencias externas" tal como sería el caso del Norte Magnético, en el sistema inercial.

En términos reales, varios sistemas inerciales usan un principio conocido como "Ángulo Wander", el cual no requiere que los giros estén orientados al Norte Verdadero. Por tanto, un sistema inercial basado en el principio del ángulo Wander, tiene la ventaja de poder operar en regiones polares.

La tierra no es una esfera perfecta sino un esferoide, en el que el diámetro ecuatorial es 27 millas más largo que el diámetro polar. El SNI mantiene una referencia continua con la vertical local y mide la distancia viajada sobre una referencia esferoidal; la cual es perpendicular a la vertical local. Esta referencia esferoidal es mecanizada por el computador del SNI. Sobre este esferoide, la latitud y la longitud de la presente posición están medidas continuamente por la integración de la velocidad. En la figura el ángulo $\Phi(\phi)$ representa la latitud y el ángulo $\Lambda(\lambda)$ representa la longitud.

Los ejes están arbitrariamente designados como X, Y y Z, los cuales corresponden al Este, Norte y Vertical Local, respectivamente.

Esto define sus direcciones positivas. Por tanto, la referencia (velocidades, ángulos de actitud, y proporciones de rotación), estará dada alrededor de estos ejes. La vertical local (Z) está establecida por la nivelación de la plataforma. Esta es la referencia de dirección más importante. Para completar la alineación de la plataforma, el Norte (Y) debe ser conocido; esto se encuentra establecido con absoluta seguridad por el proceso de orientación; la plataforma se alinea en el Curso al cual está girando la plataforma alrededor del eje vertical (Z) por medio de un ángulo igual a la dirección magnética más la variación local, con una seguridad de 0.5 grados y aún menos. En este punto puede señalarse que el proceso de orientación establece el alineamiento de la plataforma con respecto al eje de rotación de la tierra, o sea, con respecto al polo norte. El SNI es capaz de hacer esto con una seguridad de 10 minutos de arco y aún menos. Luego de que la plataforma está alineada, ésta siempre lo recuerda y se mantendrá orientada al norte verdadero y la vertical local, independientemente de las maniobras del avión.

Las componentes de la velocidad de tierra en el curso actual, se miden por el sistema a lo largo de los ejes X y Y.

Estos componentes V_x y V_y incluyen todos los efectos sobre el avión, tales como viento, meteorología, aceleraciones del motor y desaceleración por uso de los frenos de aire. La velocidad terrestre (V) está desplazada en alguna forma de

lectura digital.

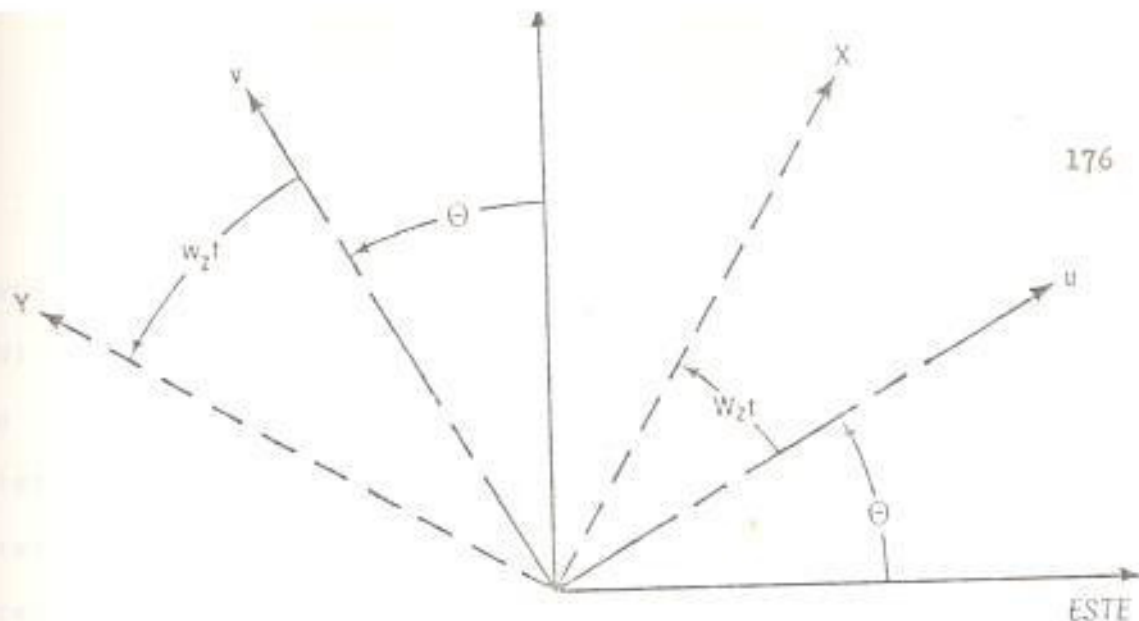
Los ángulos entre la actitud del avión y la referencia de actitud de la plataforma, se miden continuamente por medio de sincronizadores. El avión realizará movimientos de banqueo, cabeceo y deriva alrededor de la Plataforma, en un Jueco de soporte, cada soporte está rotando con referencia a algún componente de actitud. La dirección verdadera se mide con el ángulo horizontal entre el eje longitudinal del avión y el norte de la plataforma. Los ángulos de banqueo y cabeceo se miden por medio de sincro-transmisores colocados sobre los respectivos soportes de la Plataforma.

4.4.1.2.1 MECANISMO DEL SISTEMA DE COORDENADAS

Son tres los sistemas de coordenadas involucrados en el cálculo del SNI.

El Sistema de Coordenadas X-Y el cual es establecido por la rotación de la plataforma X-Y. Por lo tanto, toda las aceleraciones sensadas son en el Sistema de Coordenadas XY.

El segundo sistema es el Sistema de coordenadas vu. El computador establece esto de la posición inicial de la plataforma XY (antes de que la plataforma X-Y empiece a rotar). La posición inicial XY es establecida de la decisión de orientación de la plataforma X-Y. El computador asume que v es el Norte y u es el Este. Por lo tanto la plataforma X-Y puede partir en cualquier posición, sobre la suposición de que es un error de cantidad θ (theta). θ es



$$\omega_z = 1 \text{ RPM} + \dot{\theta}_z$$

$\dot{\theta}_z$ = DERIVA DEL GYRO Z

t = TIEMPO EN QUE LA PLATAFORMA X-Y HA SIDO GIRADA

θ = ANGULO ENTRE vu Y EL SISTEMA DE COORDENADAS NS

XY SISTEMA DE COORDENADAS QUE GIRA LA PLATAFORMA X-Y

vu SISTEMA DE COORDENADAS QUE ES EL SISTEMA DE COORDENADAS NO ROTACIONAL DEL COMPUTADOR EL CUAL SE ESTABLECE DE LA POSICIÓN INICIAL DE LA PLATAFORMA X-Y

NS SISTEMA DE COORDENADAS QUE ES EL SISTEMA DE COORDENADAS NO ROTACIONAL TERRESTRE

Fig. 4.11 SISTEMAS DE COORDENADAS SNI

determinado durante el modo de alineamiento en el SNI. El SNI realiza todos los cálculos en el sistema de coordenadas vu pero muestra los datos en pantalla en terminos del sistema de coordenadas NE. El sensado es realizado en el sistema de coordenadas XY. Por lo tanto, la señal del acelerómetro puede ser resuelta de XY a través del ángulo θ para mantener el sistema vu entonces con un correcto factor equivalente a θ que puede ser sumado para mantener el sistema NE.

Las relaciones de los sistemas de coordenadas son las siguientes:

$$\theta = \text{Tan}^{-1}(V_v/V_u)$$

$$V_v = V_x \text{ Sen} [\omega_z.t] - V_y \text{ Cos} [\omega_z.t]$$

$$V_u = V_x \text{ Cos} [\omega_z.t] + V_y \text{ Sen} [\omega_z.t]$$

4.2 ESTABILIZACION

Si los acelerómetros no son estabilizados para aislarlos de los movimientos del aeroplano como cabeceo, balance y deriva, ellos registrarán constantemente componentes de fuerzas gravitacionales, y el sistema no podrá entregar con exactitud informaciones de desplazamiento. Este requisito se cumple montando los acelerómetros en una plataforma giro-estabilizada. Esta plataforma para cumplir sus funciones en el sistema inercial, no puede efectuar movimientos angulares de rotación, sino sólo movimientos lineales en su

desplazamiento con el aeroplano.

4.4.2.1 LOS GIROSCOPOS

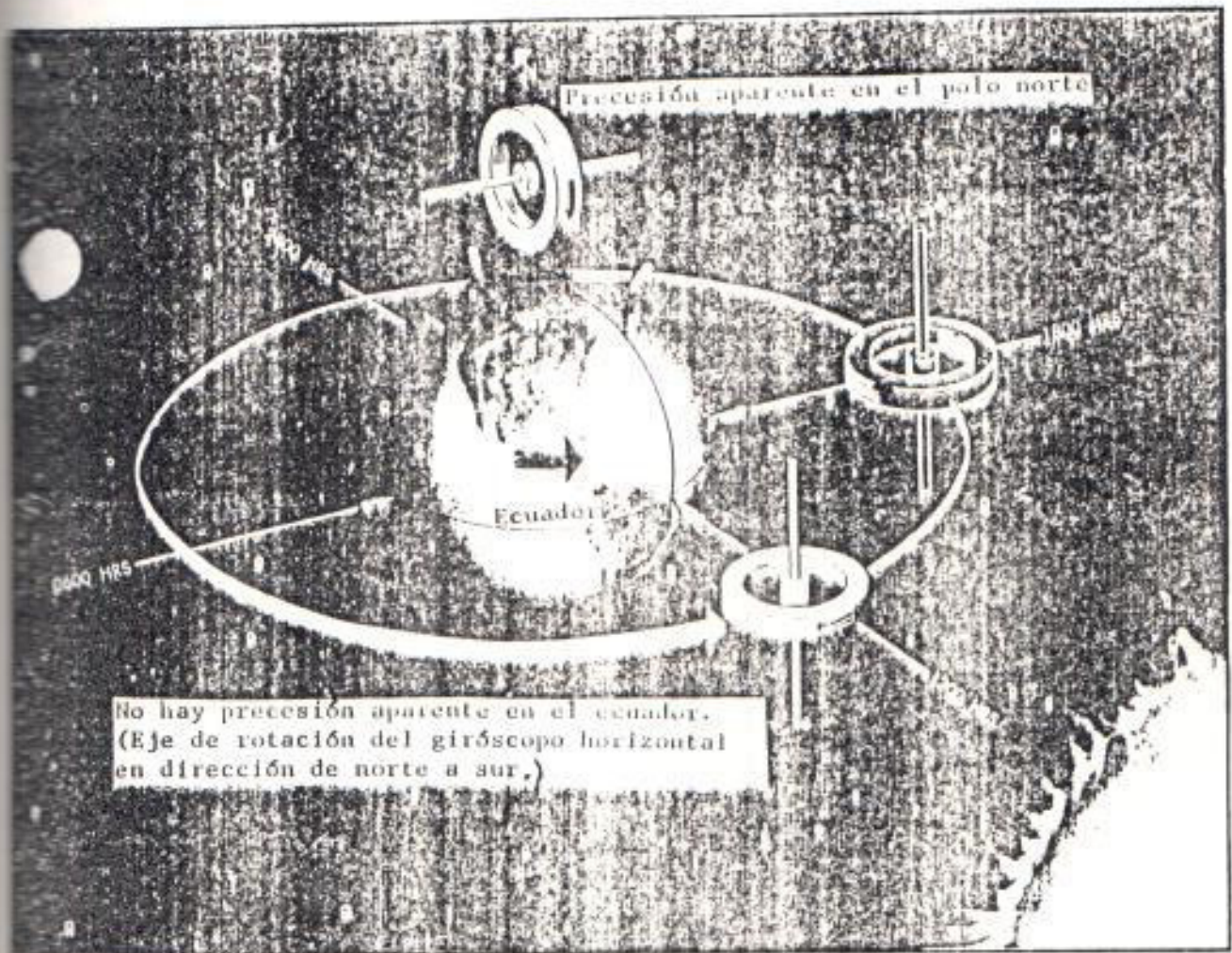
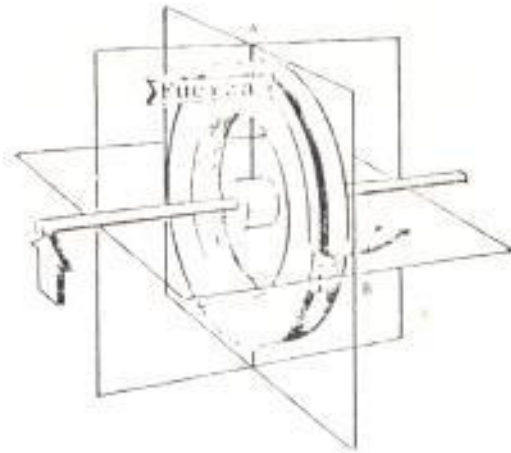
A parte del SNI hay tres instrumentos básicos de vuelo que contienen giróscopos. Estos son el indicador de posición, el indicador de viraje y resbalamiento, y el indicador direccional. Para comprender la forma en que funcionan estos instrumentos, es necesario conocer las propiedades de la acción giróscopica y demás principios en los que se basa.

Descripción

Un giróscopo es una rueda o disco montado que gira rápidamente alrededor de un eje, y que también tiene libertad para girar alrededor de uno o de ambos ejes, recíprocamente perpendiculares y también al eje de rotación. Un giróscopo en rotación ofrece resistencia a cualquier fuerza que tienda a cambiar la dirección del eje de rotación. El giróscopo de un instrumento tiene un gran peso o una gran densidad para su tamaño y gira a altas velocidades. Por consiguiente, ofrece una gran resistencia a cualquier fuerza aplicada.

Montajes

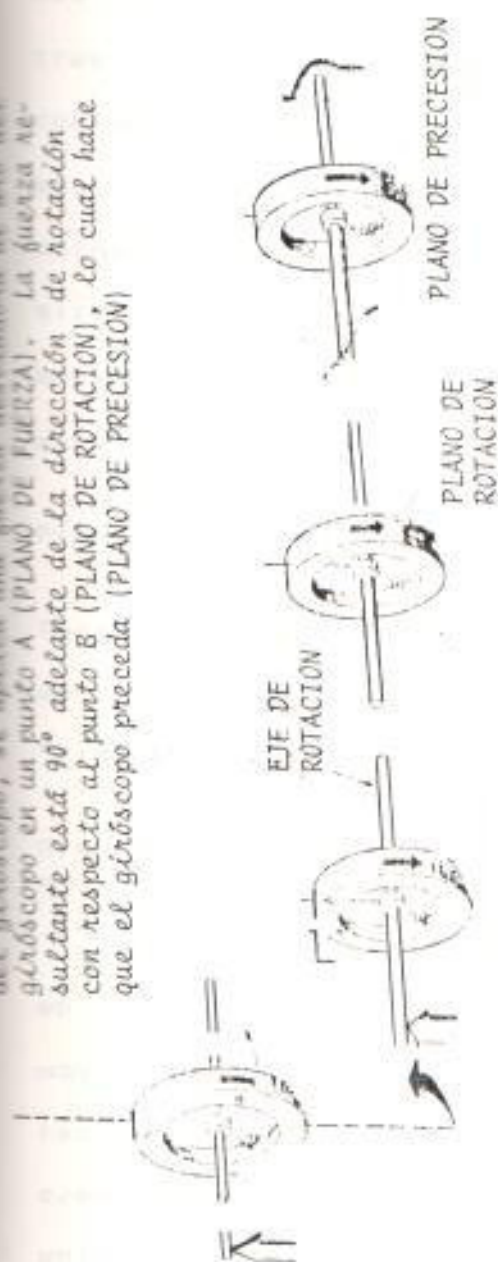
Hay dos tipos generales de montaje, el tipo que se use depende de las propiedades del giróscopo que se vayan a utilizar. Un giróscopo montado libre o universalmente tiene



EL EJE DE ROTACION DEL GIROSCOPO MANTIENE SU DIRECCION EN EL ESPACIO

Fig. 4.12 EL GIROSCOPO

Al aplicar presión hacia arriba sobre el eje de sustentación del giroscopio, se aplica una fuerza desviadora al eje del giroscopio en un punto A (PLANO DE FUERZA). La fuerza resultante está 90° adelante de la dirección de rotación con respecto al punto B (PLANO DE ROTACION), lo cual hace que el giroscopio prece-da (PLANO DE PRECESION)



PLANO DE FUERZA

EJE DE ROTACION

PLANO DE ROTACION

PLANO DE PRECESION



Foto y suspensión cardánica externa

Giroscopio modelo de montaje universal

Fig. 4.13 MONTAJES DEL GIROSCOPO

libertad para girar en cualquier dirección alrededor de su eje de gravedad. Este tipo de giróscopo se dice que tiene tres planos de libertad. El rotor está libre para girar en cualquier plano con relación a la base. El giróscopo está equilibrado en forma tal que cuando el rotor está en reposo, permanece en cualquier posición en que se le ponga. Los giróscopos de montaje restringido o semi-rígido están montados en forma tal que uno de sus planos de libertad se mantiene fijo con relación a la base.

Propiedades de la acción Giroscópica

Todas las aplicaciones prácticas del giróscopo se basan en dos propiedades fundamentales de acción giroscópica: la "rigidez" en el espacio y la "precesión".

Rigidez en el espacio

La primera ley de movimiento de Newton dice: "Un cuerpo en reposo permanecerá siempre quieto, o si está en movimiento en línea recta, continuará en movimiento de línea recta, a menos que sobre él actúe una fuerza exterior". Un ejemplo de esta ley es el rotor de un giróscopo de montaje universal. Cuando el rotor está girando, tiene la propiedad de permanecer en su plano original de rotación, sin que influya en el movimiento de la base. Sin embargo, como es imposible tener cojinetes que no opongan alguna fricción, habrá alguna fuerza de su desviación sobre el rotor.

La rigidez de un cuerpo en movimiento giratorio está

determinada por su peso y velocidad angular. Como el peso y la velocidad de un cuerpo en movimiento producen momento, la fuerza necesaria para desviar un cuerpo en movimiento es directamente proporcional a su peso y velocidad angular. A fin de obtener la mayor rigidez posible en el rotor, se le da un gran peso para su tamaño y se le hace girar a una alta velocidad. Para mantener a un mínimo la fuerza desviadora, el eje del rotor se monta en cojinetes que tienen la menor fricción posible. Los instrumentos de vuelo que usan la propiedad giróscopica de la rigidez para su principio de operación son el indicador de posición, el indicador direccional y cualquier sistema de brújula estabilizado a giróscopo; los rotores de estos instrumentos tienen montaje universal.

La causa más común de deflexión en cualquier giróscopo es la fricción en los cojinetes y en los gorriones. Las dos características de construcción, o sea el gran peso para su tamaño y la rotación a altas velocidades, son necesarias porque un cuerpo pesado que se mueve a alta velocidad no se desvía de su trayecto tanto como un objeto muy liviano y de movimiento lento; al aplicárseles la misma fuerza.

La Precesión

La Precesión es la acción resultante o deflexión de un rotor en movimiento giratorio, cuando se le aplica una fuerza a su aro. Esta acción resultante se divide en dos clases: la precesión real y la precesión aparente.

"La Precesión Real: lleva este nombre porque es una deflexión positiva, causada directa o indirectamente por una fuerza o fuerzas aplicadas.

Este tipo de precesión es la acción resultante característica de una rueda en movimiento giratorio cuando se le aplica al aro una fuerza desviadora. Como se puede ver en la figura, la fuerza resultante está 90° grados adelante, en la dirección de rotación y en la dirección de la fuerza aplicada. El régimen al cual el giróscopo precede es inversamente proporcional a la velocidad del rotor y proporcional a la fuerza desviadora. La fuerza con la cual un giróscopo precede es igual a la fuerza desviadora aplicada (menos la fricción de los aros cardánicos, los sorrones y los cojinetes). Si se le aplica una fuerza desviadora demasiado grande para la cantidad de rigidez del rotor, este precede y pierde al mismo tiempo la estabilidad.

Todo giróscopo tiene alguna precesión real, debida a la imperfección de construcción. El equilibrio imperfecto del rotor, la fricción de los cojinetes, la de los aros cardánicos y los sorrones, son algunas de las causas de esta precesión. Otro tipo de precesión es debido a las condiciones de vuelo. La fuerza centrífuga en las inclinaciones laterales, la fuerza de gravedad en cualquier posición que no sea la de vuelo perfecto, la aceleración y desaceleración, producen fuerzas desviadoras con la

precesión inducida resultante. Llamada comúnmente deriva casual.

"La Precesión Aparente: Un giróscopo libre en el polo norte a medida que la tierra gira, llevando consigo el montaje del giróscopo, el eje de rotación cambia de dirección con respecto a la tierra. Este cambio de dirección es lo que se conoce como precesión aparente. Como resultado de la rotación de la tierra, el régimen de cambio de dirección causado por la precesión aparente es de 15 grados por hora en el polo.

Un giróscopo libre en el ecuador tiene su eje de rotación en posición horizontal que apunta hacia el norte y hacia el sur. A medida que la tierra gira, llevando consigo el giróscopo, el eje de rotación mantiene su dirección en el espacio y continúa apuntando hacia el norte verdadero. A medida que la rotación de la tierra lleva consigo el giróscopo a las posiciones sucesivas indicadas, en el ecuador no hay precesión aparente.

En los puntos entre el ecuador y el polo, el régimen de la precesión aparente es una función de la latitud. En la figura se muestra un giróscopo libre a 30 grados de latitud norte. En la posición A, el eje de rotación está en posición horizontal con respecto a la superficie de la tierra y apunta a lo largo del meridiano que va hacia el norte verdadero. Tres horas más tarde, la rotación de la tierra ha llevado el giróscopo a la posición B. En B, el eje de

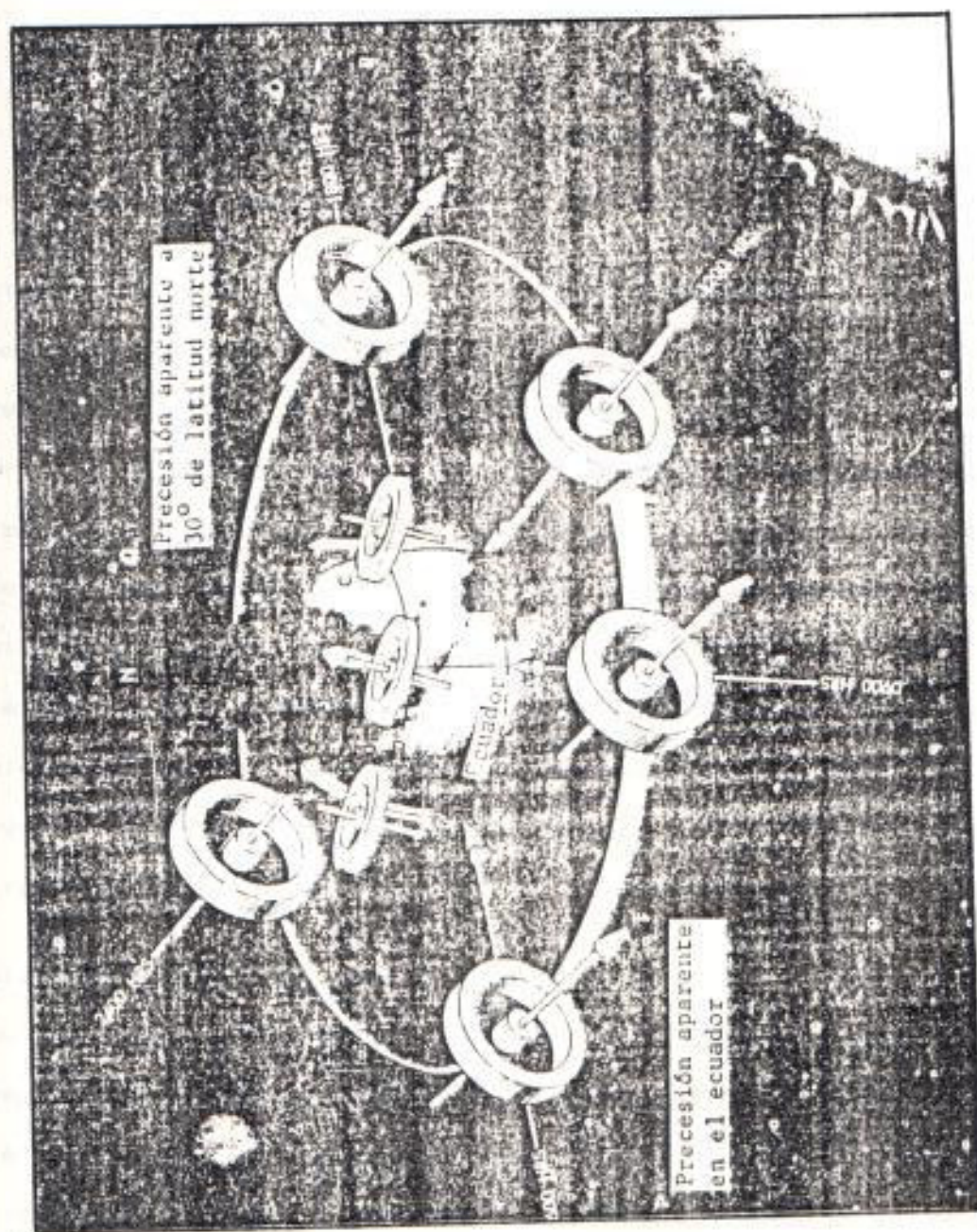


FIG. 4.14 PRECESIÓN APARENTE DE UN GIROSCOPO LIBRE

rotación está todavía en su dirección original en el espacio. Con relación al norte verdadero, el eje de rotación ha girado hacia la derecha alrededor de un eje que es vertical a la superficie de la tierra. En la posición C, el eje de rotación ha girado apartándose aún más del norte verdadero, debido a la precesión aparente.

Usted ha podido apreciar cómo la precesión aparente ha complicado el problema de mantener una referencia direccional precisa. La precesión aparente afecta también la referencia vertical. Consideremos ahora la acción de un giróscopo libre en el ecuador. En su posición original, que se muestra a las 0600 horas sobre el ecuador, el eje de rotación está en posición horizontal y apunta hacia el este. La tierra, vista desde una posición en el espacio cerca del polo norte, gira hacia la izquierda al ritmo de una revolución cada 24 horas, llevando consigo el giróscopo alrededor de ella.

Para un observador en el espacio, el eje de rotación mantiene su dirección original en el espacio, debido a la inercia giróscopica. Para un observador situado en la tierra, estacionado en el lugar en el cual está montado el giróscopo, el eje de rotación parece inclinarse a un ritmo lento y uniforme. Después de tres horas, el eje de rotación se ha inclinado 45 grados hacia arriba con respecto a su posición horizontal original. Después de seis horas, el eje de rotación se ha inclinado 90 grados y está en posición

vertical. Después de haber transcurrido doce horas, el eje de rotación está de nuevo en posición horizontal, pero apuntando hacia el oeste, después de veinticuatro horas, el eje de rotación ha vuelto al punto de partida, o sea, a la posición horizontal, y apunta hacia el este.

En la figura se muestra un giróscopo libre en el ecuador, el eje de rotación está horizontal a la superficie de la tierra. A medida que el avión lleva el giróscopo hacia el norte, la inercia giróscopica mantiene la dirección del eje de rotación en el espacio. Con respecto a la superficie de la tierra, el eje de rotación se inclina hacia arriba hasta que en el polo se hace vertical a la superficie de la tierra.

El vuelo del avión en otras direcciones, produciría cambios correspondientes en las referencias vertical y direccional. Estos cambios deben ser considerados como una forma de precesión aparente. La combinación del régimen de cambio de dirección del eje de rotación, debido al vuelo de avión, junto con el régimen debido a la rotación de la tierra, determinan la dirección en la cual cambiará el eje de rotación con respecto a la tierra.

Los giróscopos integradores derivan su nombre del hecho que el ángulo de salida es la suma o integración de todo los efectos que originan la precesión.

4.4.2.2 LAZO DE ESTABILIZACION BASICA DE UNA PLATAFORMA

Los giróscopos usados en el SNI, son giróscopos integradores de un sólo grado de libertad de razón. Esto significa que sensan el movimiento en un sólo eje y los cambios de razón son integrados para dar los cambios de distancia.

El rotor del giróscopo está apoyado por un balancín, el cual es el eje de rotación con respecto de su embalaje. Como el rotor del giróscopo logra una velocidad normal de giro el balancín llega a ser estable con respecto del espacio. El giro de los ejes de entrada y salida están a 90 grados el uno del otro como esta mostrado en la figura. Cualquier movimiento del embalaje alrededor del eje de entrada causa que el balancín rote alrededor del eje de salida, esta causa una señal del colector de posición. Un motor también se encuentra instalado en el giróscopo.

Durante el modo de navegación, el computador del SNI aplica una señal al motor, este rota el balancín, y produce una salida del colector de posición del giróscopo.

Un lazo de estabilización simplificado es mostrado. Un giróscopo es montado sobre una plataforma apoyada por un balancín el cual está en el eje de rotación de la estructura del aeroplano. Asumiendo que el eje de entrada del giróscopo esta alineado con respecto del eje inclinación del aeroplano. Por lo tanto, si la plataforma esta inclinada (causada por el movimiento del aeroplano) en los giros (o

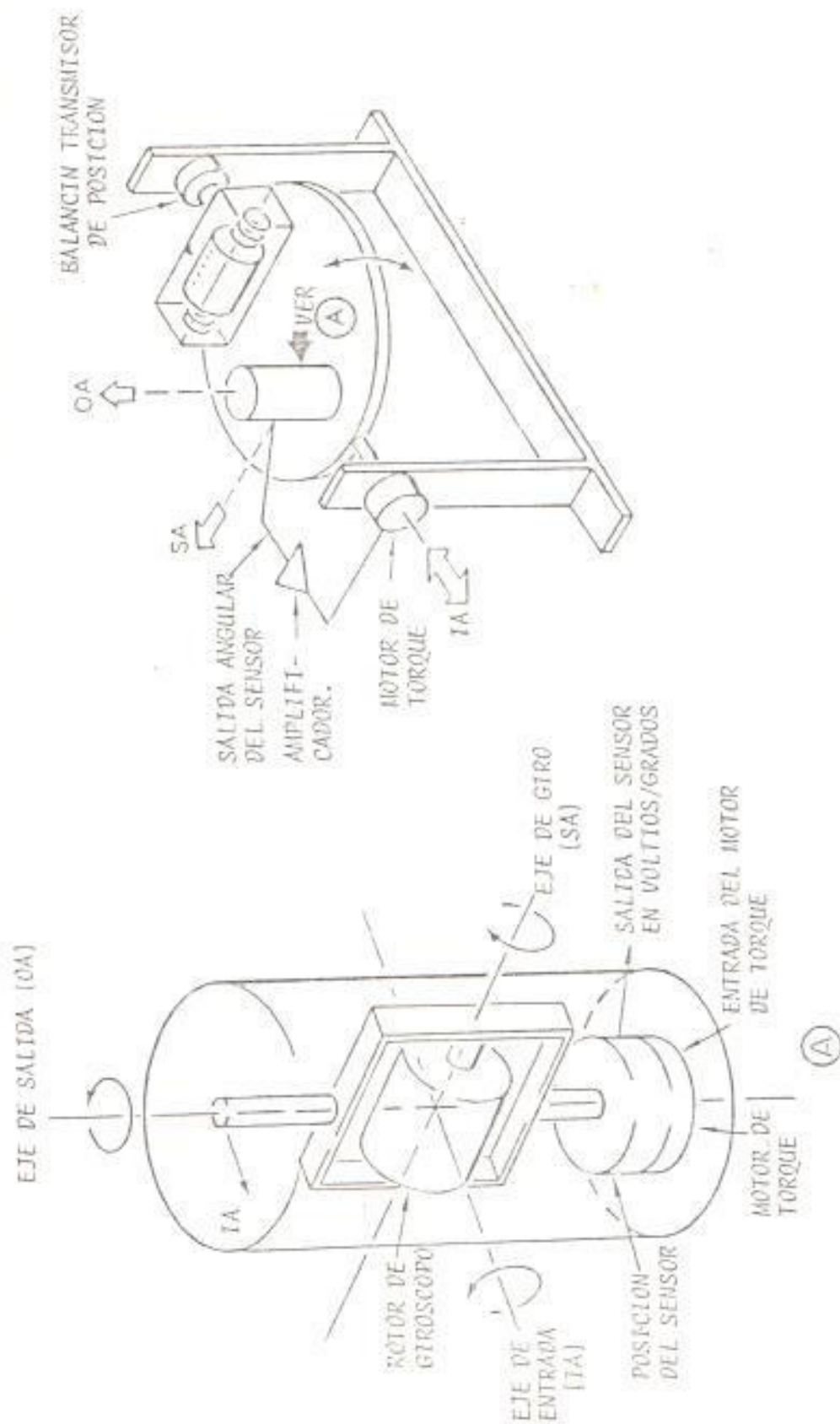


FIG. 4.15 SNI - LAZO DE ESTABILIZACION DE PLATAFORMA BASICA

alrededor del eje de entrada del giróscopo) el balancín del giróscopo rota y este desarrolla una salida del colector de posición del giro. Esta señal es amplificada y maneja un motor que a su vez controla que la plataforma regrese a su nivel.

Un transmisor de la posición del balancín, montado entre la plataforma y el balancín transmite una señal la cual es proporcional al ángulo de giro del aeroplano.

4.4.2.3 ESTABILIZACION DE UN GIROSCOPO DE TRES GRADOS DE LIBERTAD

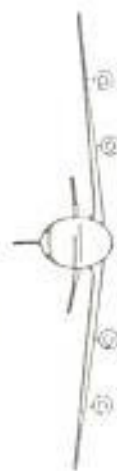
Debido a que los aeroplanos tienen tres ejes de movimiento, tres giróscopos son requeridos para mantener la plataforma estable en todos los ejes. Esto es importante para mantener el nivel de la plataforma durante la navegación tal que los acelerómetros no no sensen la gravedad.

Si el aeroplano gira, un giróscopio sensa este movimiento y genera una señal que maneja el nivel de la plataforma. El transmisor de posición del balancín provee una señal de salida de actitud de giro a los otros sistemas.

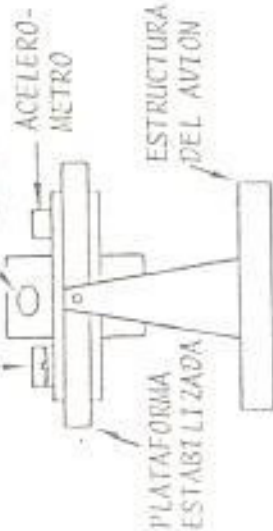
En el eje de cabeceo opera en la misma forma.

Si el aeroplano cambia su ruta 90 grados, el giróscopo de dirección sensa este movimiento y desarrolla una salida que gira la plataforma 90 grados en la dirección opuesta al movimiento del aeroplano. El resultado es que la plataforma

GIRG



ACELEROMETRO
GIROSCOPO DE EJE DE GIRO



VISTA FRONTAL



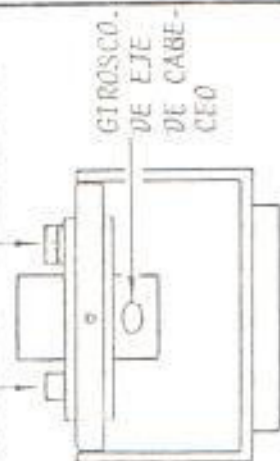
BALANCI
TRANSMISOR DE POSICION



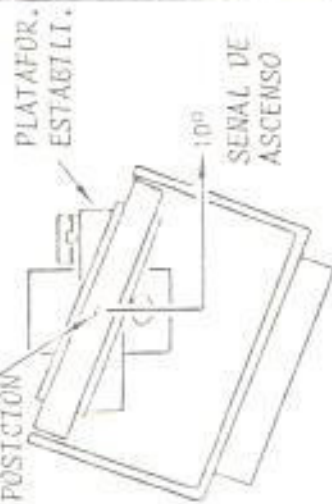
INCLINACION



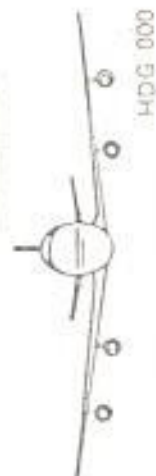
ACELEROMETRO



BALANCI
TRANSMISOR DE POSICION

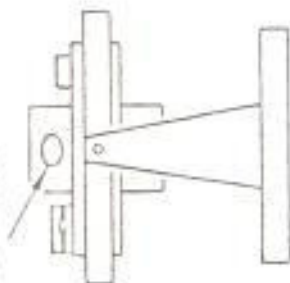


AZIMUT



HOG 000

GIROSCOPO DE AZIMUT



HOG 090



GIROSCOPO DE AZIMUT

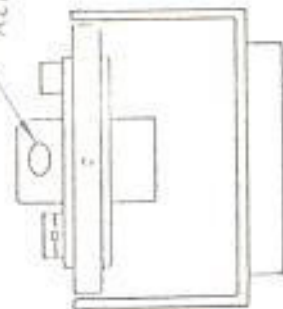


FIG. 4.16 SMI ESTABILIZACION DE GIROSCOPOS DE 3 GRADOS DE LIBERTAD

permanece en la misma posición relativa del espacio y el balancín se mueve alrededor de la plataforma. El transmisor de posición del balancín suministra el cambio de 90 grados de dirección al sistema de compas magnético para rotar el despliege visual de dirección.

4.4.2.4 SISTEMA DE PLATAFORMA Y BALANCIN

Este diagrama muestra la configuración de la unidad inercial de referencia DELCO INS. El amplificador de estabilización es parte de la unidad electrónica de referencia inercial.

Hay dos plataformas: una superior llamada plataforma Z y una inferior llamada plataforma X-Y. La plataforma Z tiene un giróscopo Z, un acelerómetro Z y un motor sincrónico (SM). El giróscopo sensa el movimiento de dirección (azimut) y el acelerómetro sensa la aceleración vertical. El motor maneja la plataforma X-Y en una revolución por minuto relativo a la plataforma Z. La rotación de la plataforma X-Y minimiza los errores generados por desalineación de los acelerómetros X-Y y los giróscopos, la escala de errores de los acelerómetros X-Y y la deriva de los giróscopos X-Y. La rotación de la plataforma modula este error (razón de 1 RPM) y así reduce el error visto por el computador. La rotación también logra la separación de algunos errores (errores de instrumentación) de los errores de alineación.

Sobre la plataforma X-Y están los giróscopos y acelerómetros X y Y. El acelerómetro sensa la aceleración horizontal y es

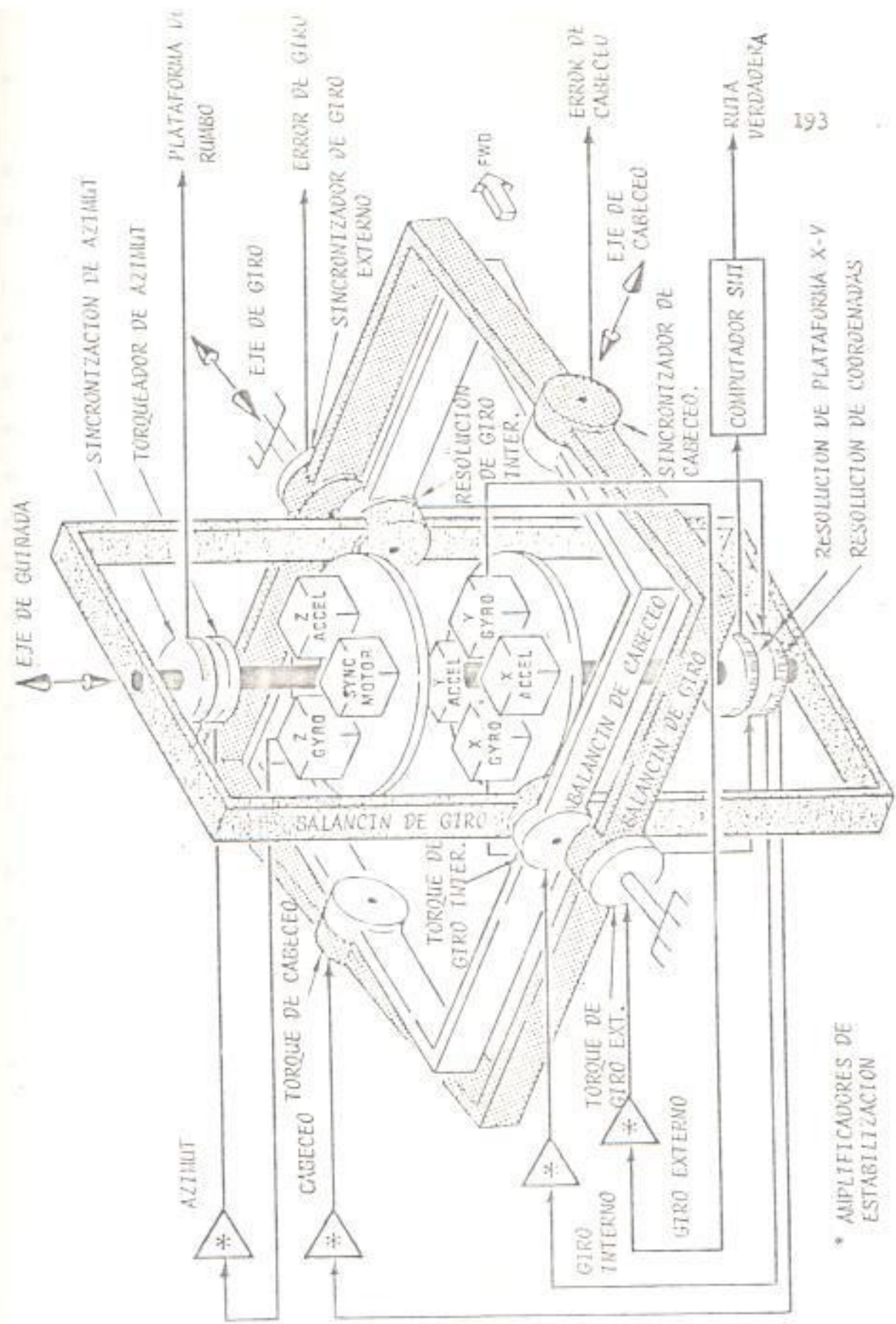


FIG. 4.17 SMT - SISTEMA DE BALANCIN Y PLATAFORMA

montada con su eje sensible 90 grados aparte.

Los giróscopos están montados con su eje de entrada 90 grados aparte y sensan el movimiento de inclinación y giro del aeroplano.

La plataforma es sostenida por su propio balancín de giro, el cual se inclina sostenido por el balancín de inclinación. El balancín de inclinación es sostenido por un balancín externo de inclinación, el cual en las inclinaciones es sostenido por la estructura propia del aeroplano. Entre el balancín de giro externo y la estructura está el motor de giro externo y la sincronización externa de giro. El motor de giro externo maneja el balancín de giro externo con respecto a la estructura del aeroplano. El sincronizador de giro externo detecta la diferencia angular entre el balancín externo de giro y la estructura (posición de giro del aeroplano). Esta es una salida del SNI.

Entre el balancín de inclinación y el balancín externo de giro está el rotor de inclinación y el sincronizador de inclinación. El rotor de inclinación maneja el balancín de inclinación, y el sincronizador transmite la posición de la actitud de inclinación del aeroplano a otro sistema del avión que requiera esta información.

Entre el balancín de giro interno y el balancín de inclinación está el rotor de giro interno y el determinador interno de giro. El rotor maneja el balancín de giro interno, y el determinador suministra el error de giro a

otro rotor externo de giro.

Entre el balancín de giro interno y la plataforma Z está el rotor de azimut y el sincronizador. El rotor maneja la plataforma Z y el sincronizador detecta los cambios de posición de azimut del aeroplano.

El determinador de coordinación y el determinador de plataforma X-Y están conectados entre la plataforma X-Y y la estructura (a través de balancines). Únicamente la plataforma X-Y está rotando. Los giróscopos X y Y sensan alternativamente la inclinación y el giro. El determinador de coordinación separa las salidas del giróscopo en sus componentes de inclinación y giro, y aplicadas estas señales a sus correspondientes rotores. El determinador de plataforma X-Y provee al computador, la posición de la plataforma X-Y en relación al eje longitudinal del aeroplano en termino de funciones seno y coseno.

Si el aeroplano gira, los giróscopos X-Y sensan el movimiento y aplican la señal de error de giro a través del determinador de coordinación y el amplificador de estabilización interno de giro al rotor interno de giro. Este mueve el balancín interno de giro con respecto al balancín de inclinación y causa una salida para ser desarrollada del determinador de giro interno del amplificador de estabilización de giro externo. Esta señal maneja el rotor de giro externo para girar el balancín de giro externo de la posición horizontal. Dos balancines de

giro son requeridos para prevenir que el balancín se enciave en caso de que la actitud de inclinación sea de 90 grados. El balancín de giro interno ha sido limitado en sus movimientos en ± 10 grados.

Los lazos de estabilización de inclinación y azimut operan de similar manera.

Si el giróscopo Z deriva, una señal proporcional a la razón de deriva maneja un rotor de azimut, causando que la plataforma Z derive en la misma razón que el giróscopo Z. Por lo tanto, la señal de encabezamiento de la plataforma, del sistema de brújula magnética, deriva. Esta deriva es compensada, en el sistema de brújula, por la válvula de flujo.

Como la plataforma Z deriva, el también suma o resta de la velocidad de 1 RPM de la plataforma X-Y. La razón de rotación de la plataforma X-Y es llamada W_z , donde W_z es igual a $1 \text{ RPM} \pm D_z$. D_z es la deriva del giróscopo Z. El computador puede determinar D_z al sensar la desviación de velocidad de 1 RPM del determinador de la plataforma X-Y. La señal W_z es usada en los cálculos del computador como ya anteriormente fue indicado.

4.4.2.5 SEÑAL DETERMINADORA DE COORDINACION

Este gráfico muestra la operación de un determinador de coordinación. Dos vistas de la unidad de referencia inercial, con un declive de 10 grados en la plataforma X-Y

NOTA: LA PLATAFORMA SUPERIOR Z PERMANECE ESTABILIZADA EN AZIMUT

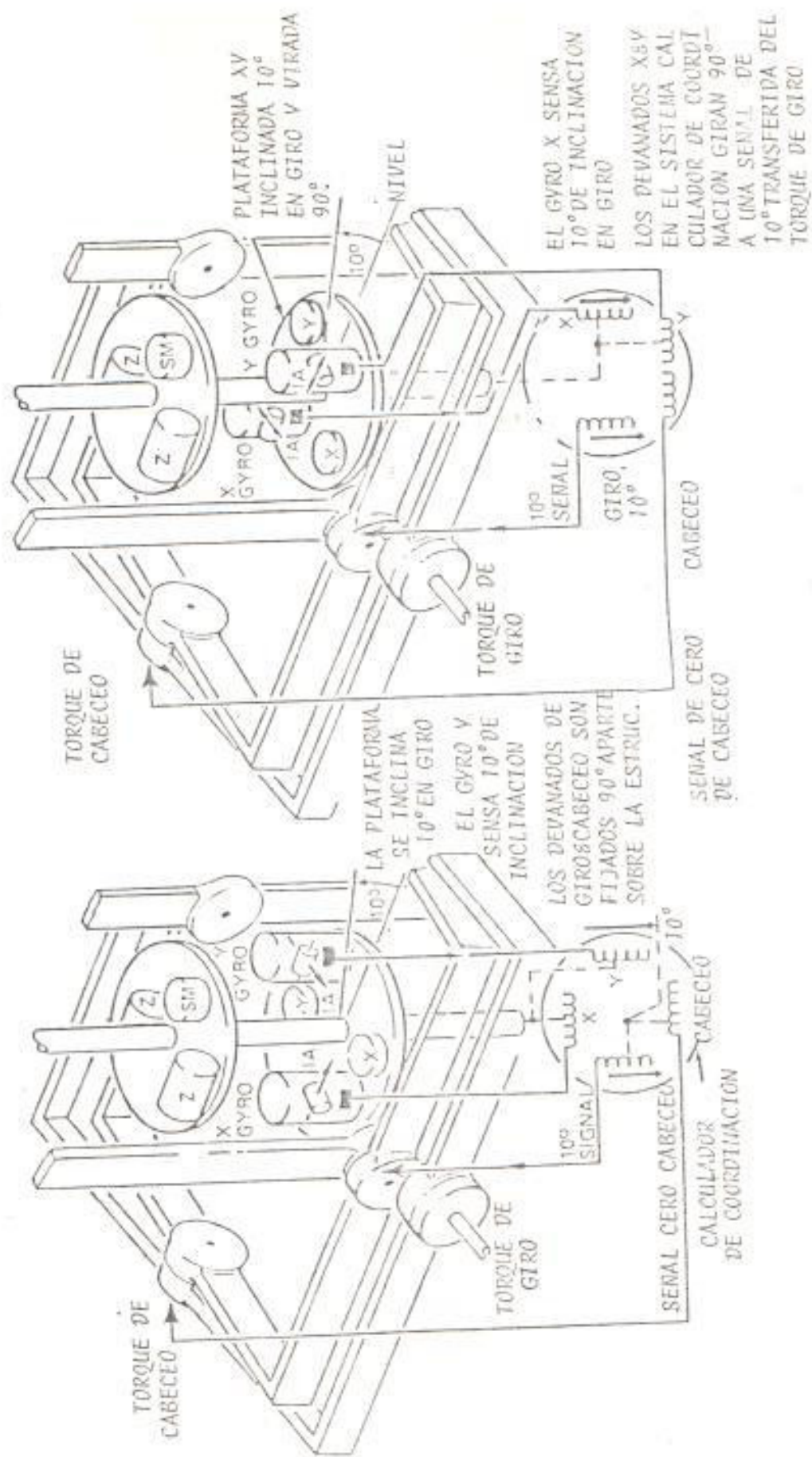


FIG. 4.18 SERALES CALCULADORAS DE COORDINACION

en giro.

El bobinado del rotor del determinador de coordinación X y Y recibe la señal de los giróscopos X y Y, y rota con la plataforma X-Y. Los bobinados del estator de giro e inclinación del determinador de coordinación están fijos a la estructura y suministran señales a los rotores de giro e inclinación.

La vista de la izquierda muestra a la plataforma X-Y orientada tal que ahora solamente el giróscopo Y sensa el movimiento de giro y genera una señal al rotor Y. La señal se encuentra acoplada solamente con el estator de giro.

La vista de la derecha muestra a la plataforma girada 90 grados tal que ahora solamente el giróscopo X sensa el movimiento de giro y genera una señal al rotor X. Debido a que el rotor también ha sido girado 90 grados, la señal se mantiene acoplada solamente con el estator de giro.

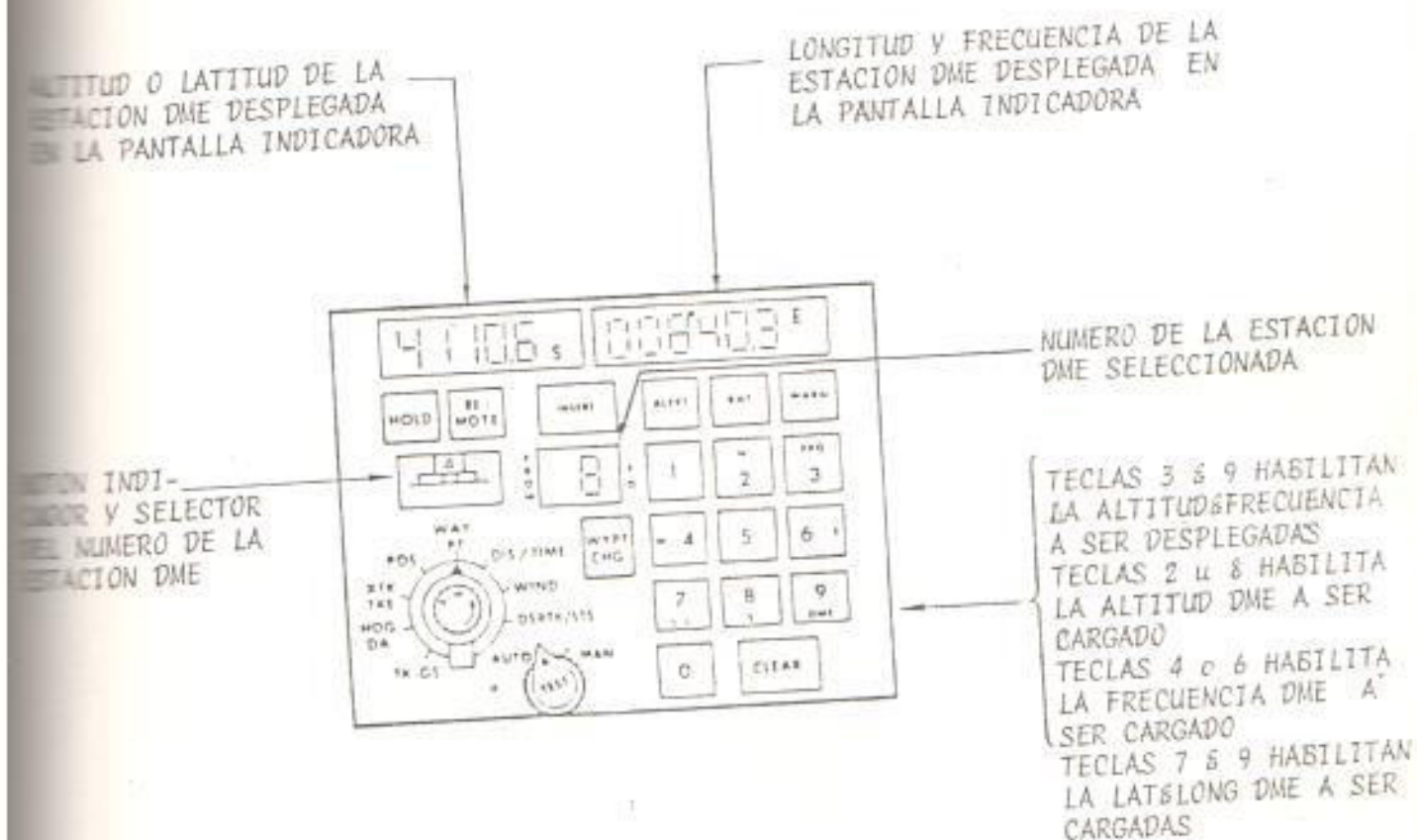
Si la plataforma X-Y se mantiene girada 45 grados, los giróscopos X y Y, ambos, pueden sensar el movimiento de giro y generar señales a los dos rotores X y Y. El vector resultante, sin embargo, puede mantenerse acoplado solamente al estator de giro.

4.5 ERRORES Y SU CORRECCION

Debido a que la tierra no es una esfera perfecta y no siempre es posible obtener una rigidez y alineamiento total

SNI-DESPLIEGE Y CONTROL DE DATOS DE LA ESTACION DME.-

Fig. 4.19



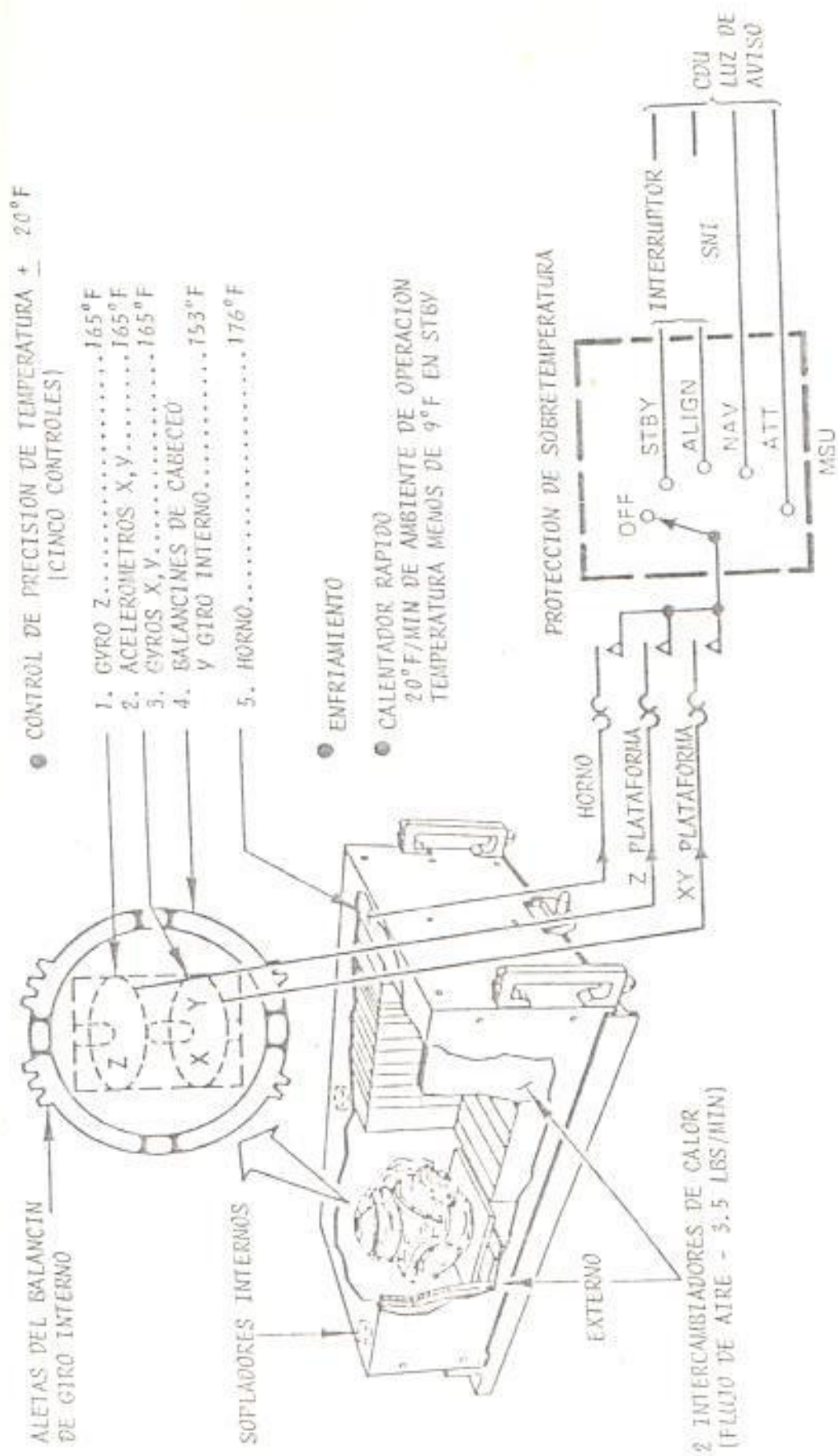


Fig. 4.20 PROTECCION Y CONTROL DE TEMPERATURA

o una estabilización perfecta, se desarrollan determinados errores en un sistema. Por este motivo otro de los requisitos básicos operacionales consiste en que el sistema pueda corregir por sí mismo alguno de estos errores.

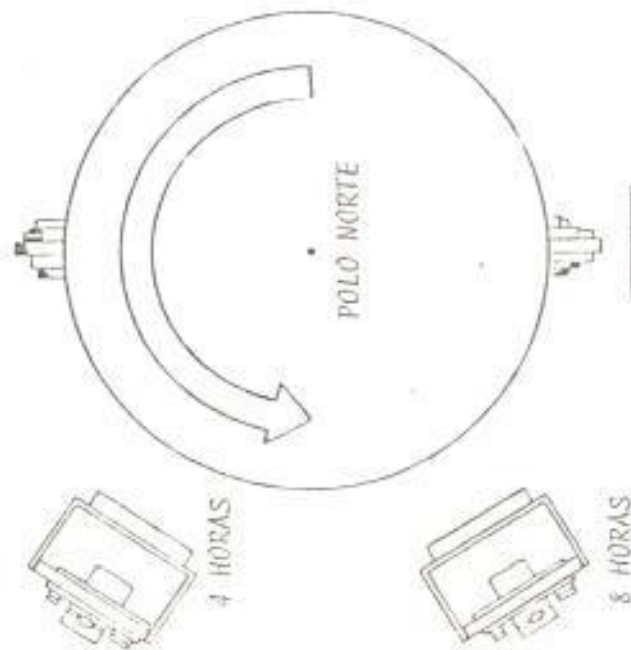
4.5.1 COMPENSACION DE RAZON TERRESTRE

Por motivo de que el SNI debe navegar exactamente, la plataforma horizontal debe mantenerse a nivel con respecto de la superficie terrestre en todo tiempo. Uno de los mayores efectos, el cual requiere compensación, es la rotación de la tierra. Debido a que la tierra rota en dirección Oeste a Este y la razón con la que se mueve depende de la latitud (15 grados/hora en el ecuador), la cantidad de compensación requerida es fácilmente calculada.

En el gráfico izquierdo es mostrado el efecto de la rotación terrestre sobre la plataforma sin ninguna compensación aplicada. La plataforma es estabilizada, por los giróscopos, con respecto del espacio. Sin embargo, como la tierra rota, la plataforma no mantiene por mucho tiempo su nivel con respecto de la tierra, y los acelerómetros empiezan a sentir la gravedad.

Para una persona que permanece sobre la tierra mirando a la plataforma, la plataforma gira 360 grados en 24 horas. Debido a la dirección rotacional de la tierra el lado este de la plataforma se eleva. Este efecto precesional es usado durante el modo de alineamiento para determinar la dirección

TIEMPO 0



TIEMPO 0

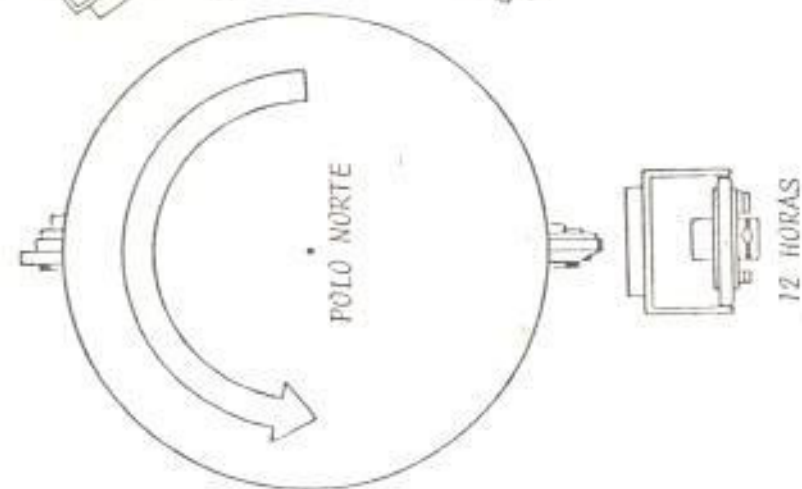


Fig. 4.21 COMPENSACION DE RAZON TERRESTRE

del norte con respecto a la plataforma SIN. Debido a que solamente el lado este de la plataforma se eleva, el acelerómetro entonces sensa gravedad (debido a que la plataforma esta inclinada) es orientada en la dirección Este-Oeste. Por lo tanto el Norte se encontrará 90 grados del Este.

El lado derecho del gráfico nos muestra que la plataforma mantiene el nivel con la tierra debido a la aplicación de la compensación calculada de la razón rotacional de la tierra (razón = 15 grados/hora veces el coseno de la latitud).

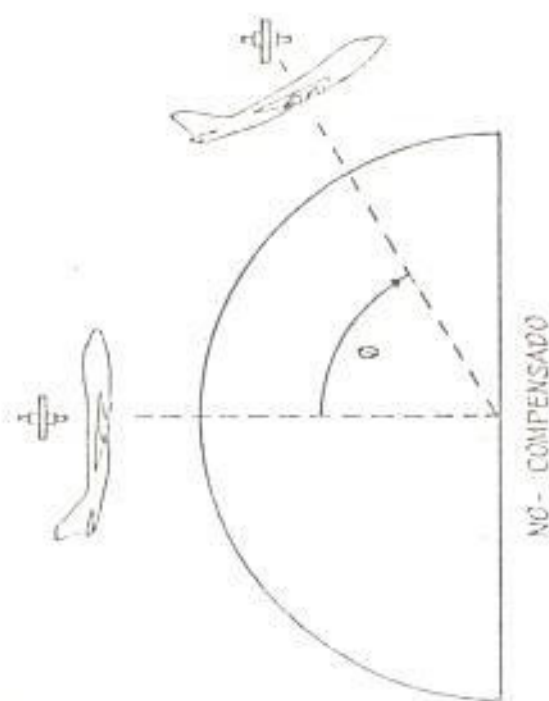
4.5.2 COMPENSACION DE RAZON DE TRANSPORTACION

Otro factor que afecta la plataforma horizontal es la razón de transportación (la velocidad del aeroplano con que esta viajando sobre la tierra). Debido a que el aeroplano vuela sobre una superficie curva, la plataforma puede ser continuamente inclinada para mantener su nivel con respecto a la superficie terrestre.

El ángulo a través del cual la plataforma puede ser inclinada es la misma que el ángulo (θ) a través del cual el aeroplano vuela. Si la distancia que el aeroplano vuela (aceleración integrada dos veces) es conocida y el radio del círculo que el aeroplano esta volando ahora, el ángulo θ puede ser calculado. El radio del círculo es el radio de la tierra (R) más la altitud (h) del aeroplano. La altitud (h) es calculada de la aceleración vertical integrada dos veces

PLATAFORMA NO-COMPENSADA

Como el aeroplano vuela sobre la superficie terrestre la plataforma tiende a inclinarse con respecto de la horizontal, en función de la distancia viajada.



PLATAFORMA COMPENSADA

El computador compensa la inclinación debida a la razón de transportación enviando un señal de torque al motor de la plataforma, proporcional a la velocidad del aeroplano, el cual rota la plataforma a través del mismo ángulo que el aeroplano se ha movido alrededor de la tierra.

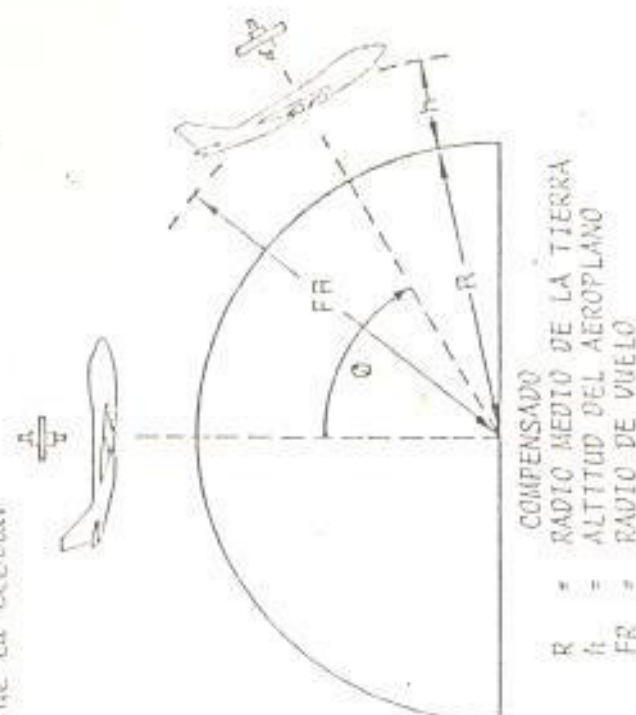


Fig. 4.22. COMPENSACION DE RAZON DE TRANSPORTACION

y amortiguada por una señal del sistema aéreo de datos.

4.5.3 ESTABILIZACION DE LA PLATAFORMA RAZON TERRESTRE & RAZON DE TRANSPORTACION

Este diagrama muestra los servos lasos usados para mantener el nivel de la plataforma X-Y independientes de los efectos de las razones terrestre y de transporte. Un lazo completo para el acelerómetro Y es mostrado. El lazo del acelerómetro X es el mismo y es parcialmente enseñado.

La señal del acelerómetro Y (V_y) es aplicada a un resolvidor electrónico que convierte la señal del computador al sistema de coordenadas vu. La señal del acelerómetro X es también aplicada al resolvidor. Las señales son integradas para producir las velocidades lineales N-S y E-O las cuales son divididas para $R+h$ (distancia del centro de la tierra a la plataforma X-Y) para producir una velocidad radial. La velocidad radial es integrada para dar distancias N-S y E-O y es también aplicada al generador de compensación de razón de transporte.

La señal de razón de transporte es aplicada al resolvidor electrónico para convertir la señal de reareso al sistema de coordenadas X-Y. La salida de velocidad radial del resolvidor es la señal de rotación de los giróscopos X y Y. Los giróscopos integran la razón produciendo entonces una señal de salida de distancia angular para manejar la rotación de la plataforma. Este inclina la plataforma a

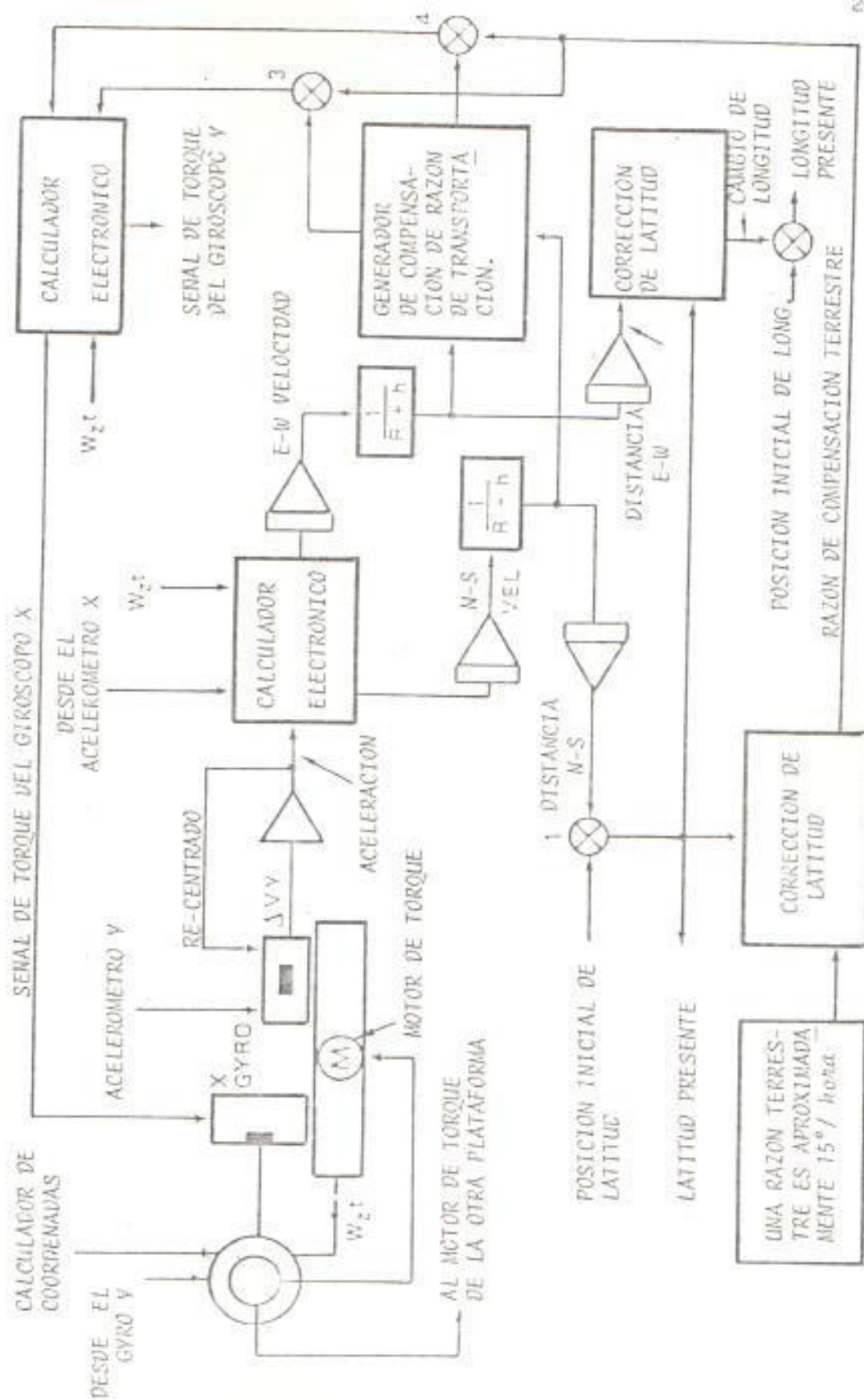


Fig. 4.23 SMI ESTABILIZACION DE PLATAFORMA - RAZON TERRESTRE & RAZON DE TRANSPORTACION

través de un ángulo determinado por la razón de transporte del aeroplano.

la distancia N-S que ha sido volada es sumada al punto de posición inicial de latitud para determinar la presente latitud. Debido a que las líneas de longitud convergen en los polos terrestres, la distancia volada E-O puede ser corregida por la presente latitud para determinar los cambios de longitud requeridos para mantener la presente longitud. La presente latitud es usada para determinar la compensación de rotación terrestre (15 grados/hora por el coseno de la latitud) el cual es aplicado al rotor de la plataforma.

4.6 COMPUTADOR

tres de los componentes básicos de cualquier sistema de navegación inercial: acelerómetros, integradores y el elemento estable con sus giroscopios han sido discutidos.

Ahora hablaremos del cuarto componente básico, el Computador.

Debido a la complejidad técnica y matemática de los sistemas de navegación inercial, un computador debe ser incluido como una parte integral del sistema completo. Dentro de este trabajo se han hecho varias diferencias sobre las funciones del computador. Los computadores usados en sistemas modernos de navegación inercial son generalmente digitales, la ventaja radica en que pueden ser programados sin

TIPO DE COMPUTADOR	TIPOS DE DATOS DE ENTRADA Y SALIDA	EXACTITUD	TIEMPO DE SOLUCION	FORMA DE SOLUCION	VERSATILIDAD
DIGITAL	NUMERICO DISCRETO	ILIMITADA	TIEMPO DE ACCESO DE VARIABLE LIMITADA	ARITMETICA (+, -, I, /)	NUEVO PROGRAMA REQUIERE CAMBIO DE SOFTWARE
ANALOGICO	SEÑAL CONTINUA	RESTRINGIDO POR COMPONENTES DEL CIRCUITO	INSTANTANEO	CIRCUITO ELECTR. ANALOGO AL PROBLEMA	NUEVO PROBLEMA REQUIERE CAMBIO DE HARDWARE

Fig. 4.24 CARACTERISTICAS GENERALES DE LOS COMPUTADORES

efectuar cambios en sus componentes básicos, para resolver cualquier problema.

El computador para el SNI podría ser análogo, no obstante en la actualidad el digital es mucho más usado y sus funciones variarán un poco dependiendo de los instrumentos de aceleración empleados, la exactitud requerida del sistema y la elección del sistema de coordenadas. En general el computador enviará señales de torques los giros y acelerómetros, además de computar posición presente y velocidad.

Para su uso en SNI los computadores deben tener por lo menos 5 componentes funcionales principales. Ellos son: la memoria, una unidad de control, unidad aritmética, unidad de entrada y unidad de salida. El piloto está directamente ligado con las dos últimas. La entrada de datos se hace en el tablero a través del teclado y el despliegue visual por medio de la pantalla.

El termino "Computador" tal como ha sido descrito involucra básicamente a la Unidad de Procesamiento Central (CPU) y dispositivos periféricos. Es necesario mencionar a los transductores que son los dispositivos que convierten los eventos físicos en señales compresibles y lógicas que son proporcionadas al computador (CPU) para su respectivo procesamiento.

En alguna u otra forma de manera indirecta se ha descrito

algunos de estos dispositivos, sin embargo se hace necesario describir a un elemento en el cual se basa la teoría de funcionamiento del SNI, constituyendolo los elementos "Integradores" que a continuación se detalla:

La integración de la aceleración y de la velocidad es muy crítica, y se requiere la más alta seguridad. Hay dos tipos de integradores el analógico y el digital. Uno de los integradores analógicos más utilizados es el amplificador RC, el cual usa una carga de corriente estable a un valor específico proporcional a un voltaje de entrada. Otro integrador analógico es el generador tacómetro AC, el cual usa una señal de entrada para girar el motor; el motor físicamente gira el generador tacómetro producido un voltaje de salida. La rotación del motor es proporcional un integral de aceleración. Dicho de una manera simple, el proceso de aceleración se registra con un integrador. Todo lo que un integrador hace es producir una señal de salida el cual es la integral matemática de la señal de ingreso, o en otras palabras, es la señal de ingreso multiplicada por el tiempo que ella duró.

4.7 AJUSTE DEL SISTEMA DE NAVEGACION INERCIAL

Como todo mecanismo, los componentes del SNI cuentan con determinadas limitaciones. Imperfecciones de construcción y operación originan pequeños errores, que después de un determinado período, van significando pérdidas de exactitud y confiabilidad del sistema. Estos factores dan origen a

que una de las características del SNI sea tener la capacidad de ser ajustado periódicamente mediante informaciones de posición de fuentes externas. Las teorías de ajuste del sistema escapan a la presente obra, y ellas envuelven complejos cálculos matemáticos que son resueltos por el computador.

4.8 COMPONENTES DEL SISTEMA DE NAVEGACION INERCIAL

En la figura pueden observarse el esquema de los elementos e interconexiones del SNI. Los elementos básicos son:

1) Unidad de Navegación (NU)

La navegación e información de actitud del avión se llevan a cabo por medio del NU, que a su vez pueden subdividirse en:

- Unidad de Referencia Inercial (plataforma, giróscopos, acelerómetro)
- Unidad Electrónica de Referencia Inercial
- Unidad Computadora Electrónica

2) Unidad selectora de Modos (MSU)

El modo de operación del sistema inercial, se selecta a través del MSU.

3) Unidad de Control (CDU)

La CDU está compuesta por un teclado, visor digital y un selector de información que proporciona datos como

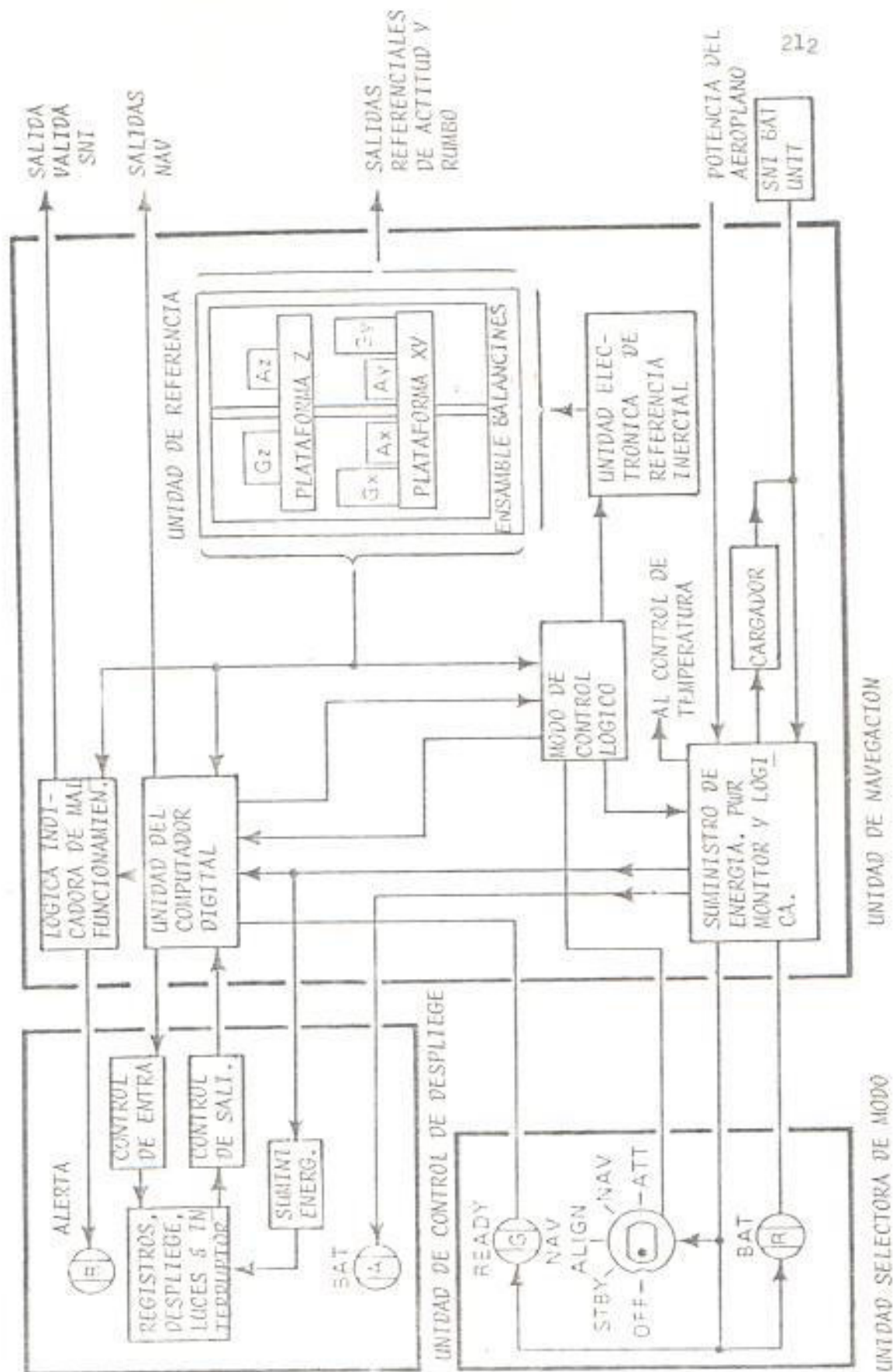


Fig. 4.25 DIAGRAMA DE BLOQUES - COMPONENTES DE SNT

alineación, navegación, sistema operacional, etc.

4) Unidad de Baterías (BU)

Alimentan al sistema en caso de fallo de las fuentes primarias de energía.

Unidad de Navegación del SNI (NU)

La UN acapara los principales elementos del sistema. Estos son: la plataforma inercial, que a su vez contiene a los acelerómetros -elementos sensibles del SNI- y sus circuitos electrónicos, el computador digital del sistema binario y los circuitos de carga para la batería.

De todos estos elementos destacan los que forman parte de la Unidad de Referencia Inercial: Acelerómetros, plataforma y giróscopos. Elementos ya tratados anteriormente.

- Alineación de la Plataforma Inercial

Antes de insertar cualquier tipo de información en el sistema, será necesario orientar la plataforma inercial para que a partir de ahí pueda desarrollar su trabajo. Para ello bastará informar al SNI de las coordenadas geográficas del punto de origen y de las del destino antes de la puesta en marcha del avión.

Automáticamente se iniciará el proceso de "suro compassing" o alineación, que durará alrededor de 15 minutos, quedando después el sistema listo para la navegación. No obstante,

podrá apreciarse una mayor precisión en el sistema si se le deja en el modo ALIGN unos 15 minutos adicionales, lo que le dará un total de 30 minutos en los que la aeronave deberá permanecer parada para proceder a una calibración perfecta de la plataforma.

Una vez ésta se haya orientado totalmente, una luz verde de aviso se iluminará en el panel de control indicando que ya se puede operar con el sistema.

La tripulación puede insertar hasta 9 puntos (WP) en la unidad computadora, la cual sujará al avión al avión a cada uno de ellos a través de rutas ortodrómicas, es decir, sobrevolando siempre el arco de círculo máximo entre cada punto.

Todos los datos adicionales de navegación tales como la altitud, velocidad, etc., se reciben por medio del Centro Computador de Datos del Aire (CADC).

Hay que reseñar que los componentes de la Unidad de navegación van aislados térmicamente para evitar daños y falsas indicaciones que se producirían si hubiese grandes oscilaciones de temperatura.

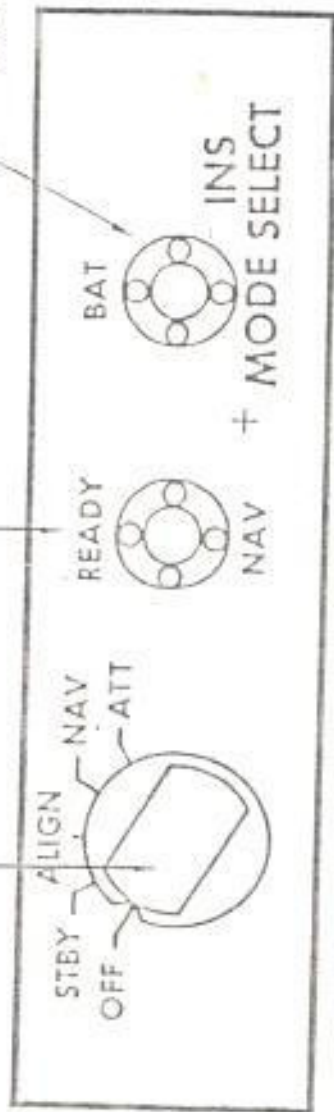
Unidad selectora de modos (MSU)

El MSU consiste en un interruptor con el que se selecta el modo de operación del sistema de navegación inercial. Son cinco las posiciones de este mando:

PERILLA SELECTORA

LAMPARA VERDE QUE SE ENCIENDE CUANDO EL
PROCEJIMIENTO DE ALINTAMIENTO ESTA COMPLETO

LAMPARA ROJA QUE SE ENCIENDE
MIENTRAS LA BATERIA DEL SWI
FALLE CUANDO ES USADA



MODOS:

* OFF EL SISTEMA ESTA APAGADO

* STBY SISTEMA DESCONECTADO

* ALIGN PREPARACION DEL SISTEMA PARA RESOLVER ALGUN PROBLEMA DE NAVEGACION

* NAV SISTEMA QUE SUMINISTRA LA INFORMACION REQUERIDA PARA NAVEGAR Y ESTABILIZAR EL AEROPLANO

* ATT SISTEMA QUE SUMINISTRA INFORMACION QUE SE REQUIERE PARA ESTABILIZAR EL AEROPLANO EN SU CABECELO,
GIRO Y AZIMUT

OFF: El equipo está desconectado.

STBY: Esta posición del selector se utiliza para proceder al calentamiento del equipo.

ALIGN: Se usa para alinear u orientar a la plataforma inercial.

NAV: Se utiliza para la obtención de datos de navegación.

ATT: Con este modo se proporciona a los instrumentos información de actitud de avión procedente del SIN.

En el mismo bloque del MSU van instalados dos avisadores luminosos:

BAT: Es de color rojo y se ilumina cuando la batería que alimenta al sistema no tiene suficiente carga.

READY NAV: Es de color verde y se ilumina cuando estando el selector de modos en ALIGN, la plataforma inercial ya ha sido orientada, indicando que el avión está preparado para navegar mediante el SIN.

Unidad de Control (CDU)

La CDU es el instrumento que permite al piloto manipular al SIN, para darle información y reclamársela. Consta de un teclado, visores digitales y un selector de información.

Teclado

Está constituido por diez teclas agrupadas y numeradas del 0 al 9. En las que corresponden al 2, 4, 6 y 8 van grabados los símbolos N, W, E y S respectivamente, con los cuales pueden insertarse las coordenadas geográficas que se requieran para

un vuelo determinado. Otras dos teclas adjuntas llevan los rótulos HOLD y CLEAR, siendo su función el de almacenar o borrar la información suministrada al equipo.

A la izquierda de este teclado pueden observarse dos teclas más. La primera, INSERT, se utiliza para iniciar el proceso de entrada de datos. La segunda TK CHG, se usa para introducir cambios en el ángulo de derrota del avión.

Justo al lado de TK CHG, va instalado un pequeño visor que indica el punto (WP) que está usando el sistema en ese momento.

Selector de información.

En la parte inferior izquierda de la Unidad de Control, está el selector de información. Con él puede obtenerse cualquiera de los datos siguientes, según sea la posición del selector:

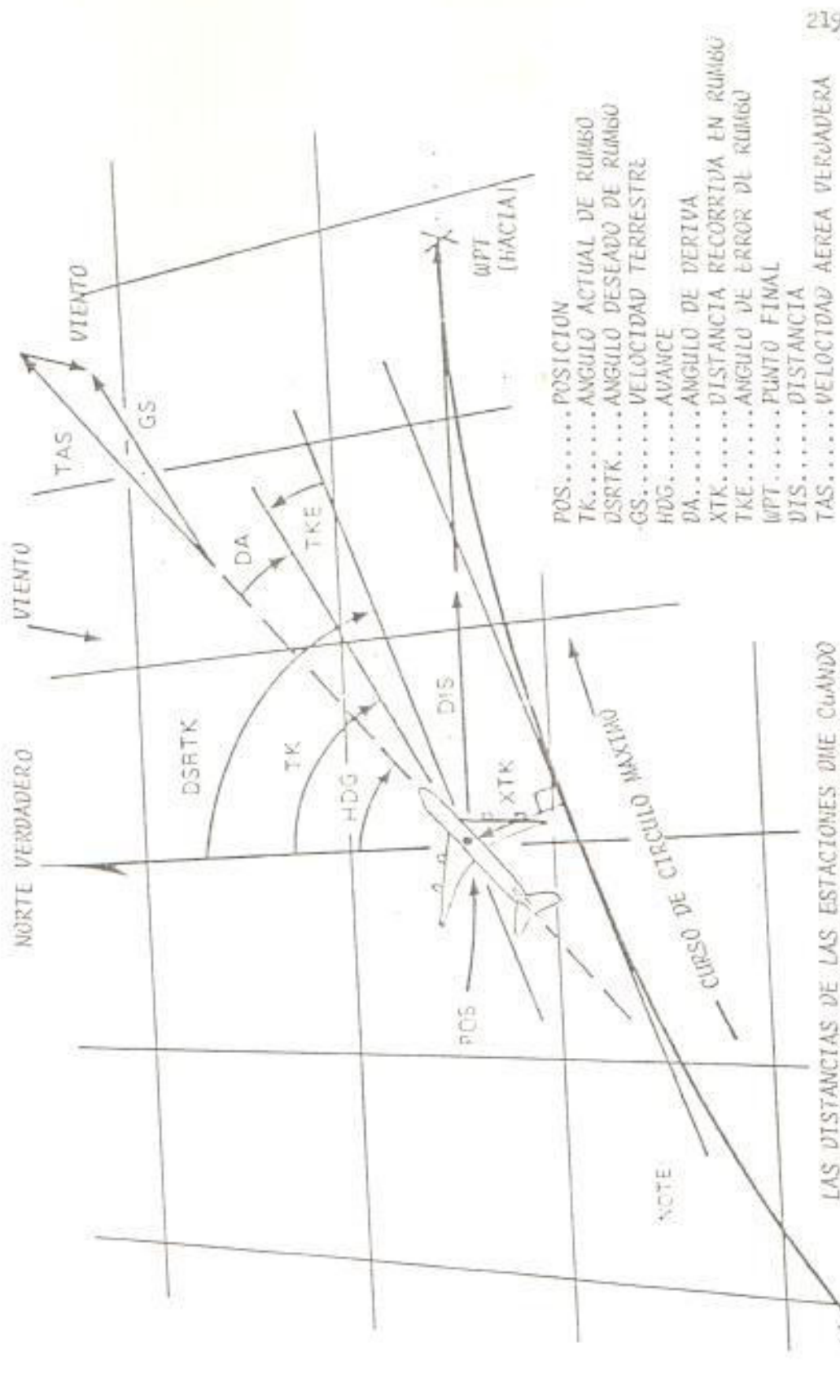
GS	: Velocidad sobre el suelo
TK	: Ángulo de derrota
DA	: Ángulo de deriva
HDG	: Rumbo verdadero
XTK	: Desvío lateral de la ruta
TKE	: Error del ángulo de derrota
POS	: Posición en coordenadas geográficas
WPT	: Punto en coordenadas geográficas
DIS	: Distancia ortódromica hasta el próximo punto o al destino

TIME : Tiempo en minutos al destino
WIND : Dirección del viento
DSR TK : Ángulo de derrota deseado
TEST : Prueba de funcionamiento del sistema SIN

Cuando sea selectada cualquiera de estas posiciones, los datos solicitados aparecerán en los visores digitales situados en la parte superior del CDU.

Unidad de Baterías

Las baterías que alimentan al SNI son de Niquel-Cadmio y generan corriente continua (CC) a 28 V. Se usa como fuente de energía alternativa en caso de que se produzca un fallo en el sistema primario de alimentación eléctrica. Se supone que la carga de estas baterías permiten que el SNI siga funcionando aproximadamente 15 minutos una vez que se ha producido el fallo. El sistema de recarga se lleva a cabo automáticamente tomando energía de los generadores del avión.



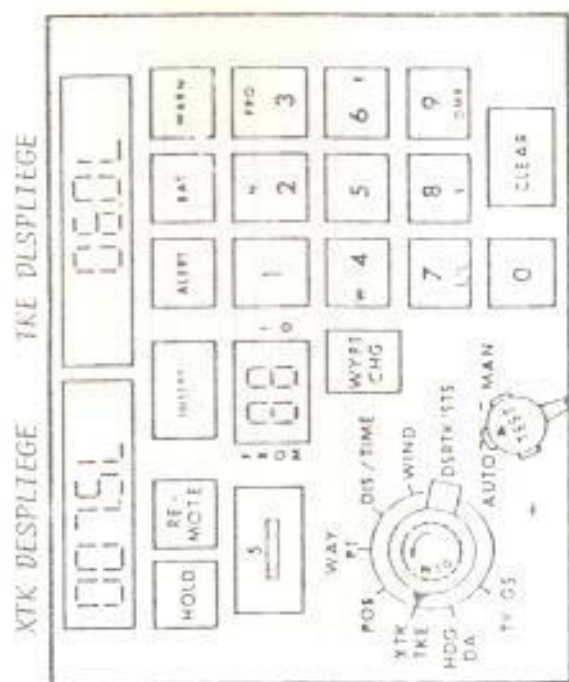
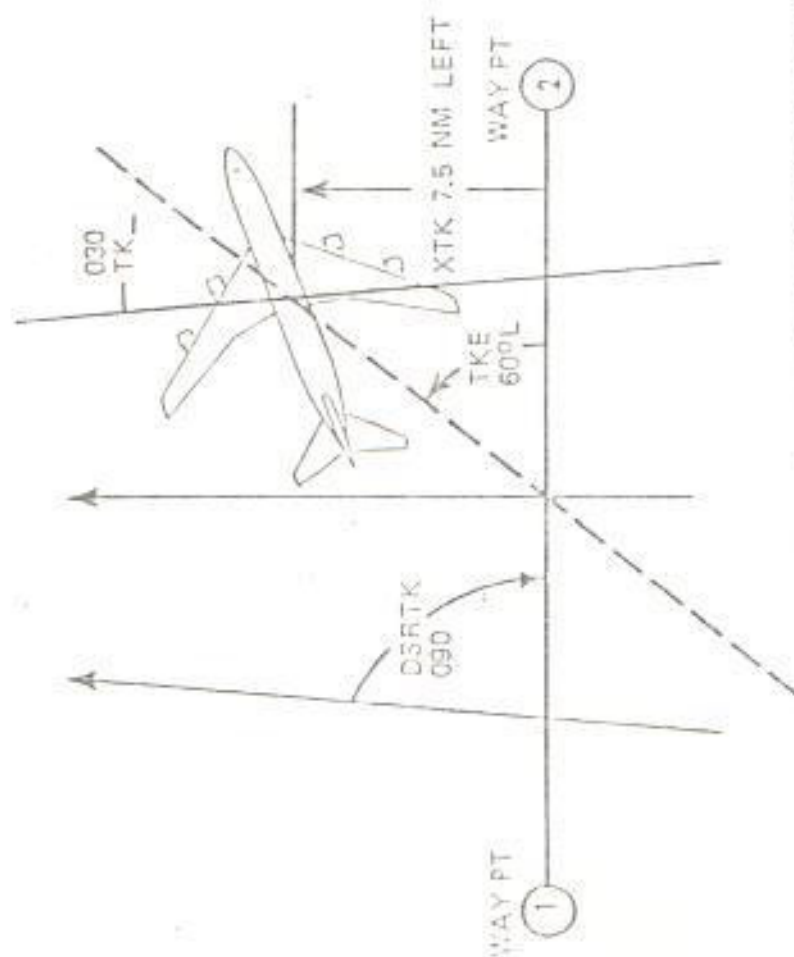
LAS DISTANCIAS DE LAS ESTACIONES DME CUANDO
 TODOS LOS DATOS DHA HAN SIDO CARGADOS SON
 DIRECCIONES OBLICUAS (si el sistema tiene
 actualización DME).

TODAS LAS OTRAS DISTANCIAS SON DE CIRCULO MAXIMO

SNT - DATOS DE NAVEGACION

Fig. 4.27

NORTE VERDADERO



XTK - DISTANCIA DEL RUMBO RECORRIDO - ES LA DISTANCIA DEL AVION DESDE LA POSICION PRESENTE Y EL MAS CERCANO PUNTO DE UN RUMBO DE CIRCULO MAXIMO

TKE - ANGULO DE ERROR DE RUMBO - ES LA DIFERENCIA ENTRE DSRTK Y TK

Fig. 4.2B SWI - DISTANCIA RECORRIDA EN RUMBO Y ANGULO DE ERROR DE RUMBO

*VERDADER HDG ANGULO ENTRE EL NORTE VERDADERO Y LA DIRECCION DEL AEROPLANO EN ESE PUNTO

*ANGULO DE DERIVA (DA) ANGULO ENTRE EL VERDADERO HDG Y LA TRAYECTORIA

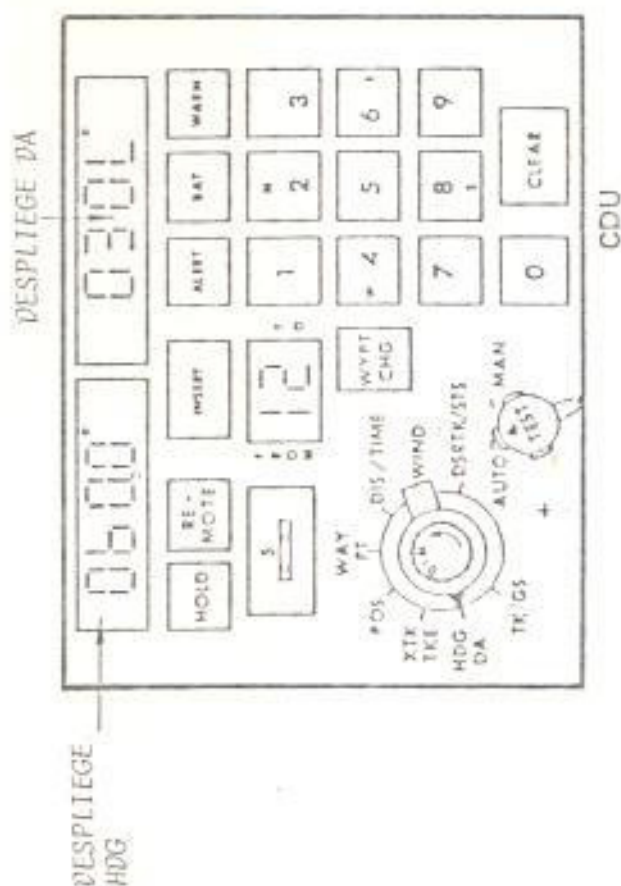
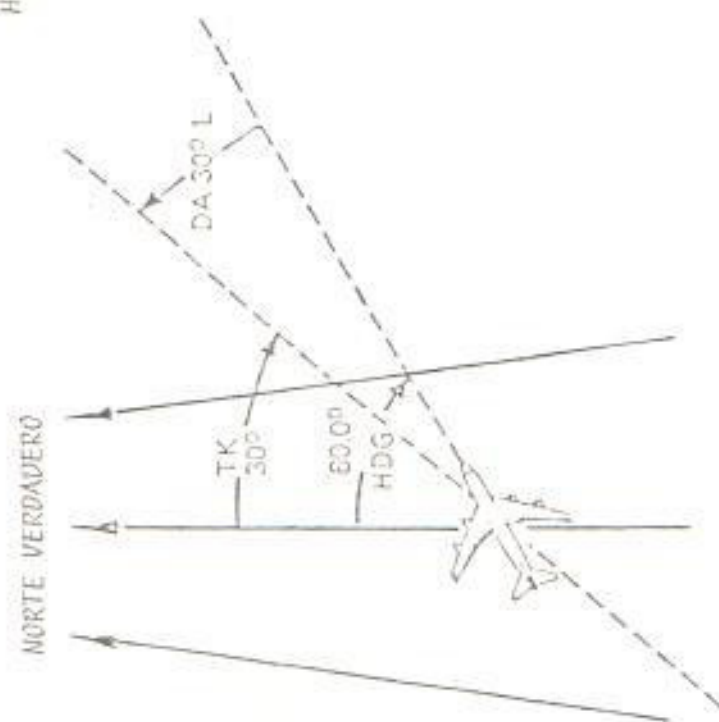
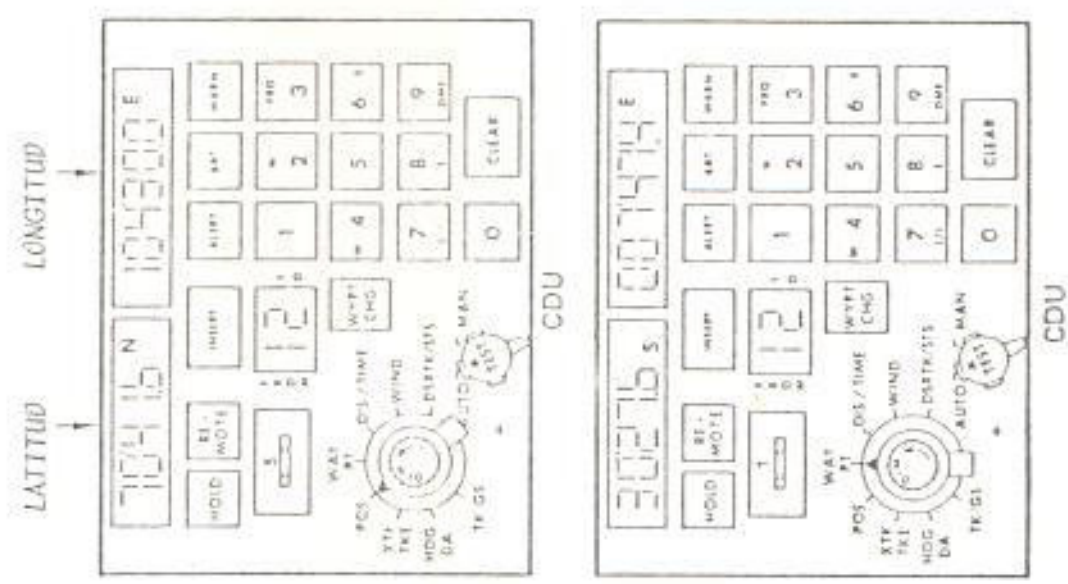


Fig. 4.29 SMT - VERDADERO RUMBO Y ANGULO DE DERIVA



POS - PRESENTE POSICION
 WAYPT - DESTINO

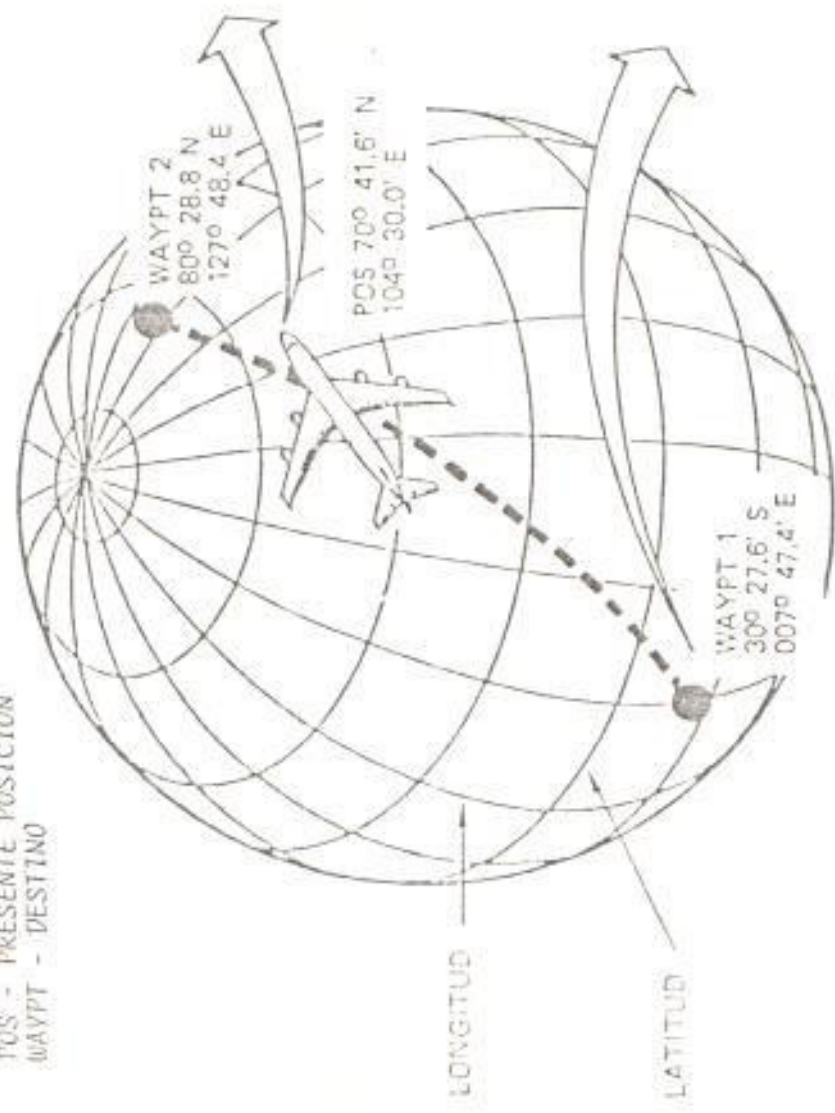
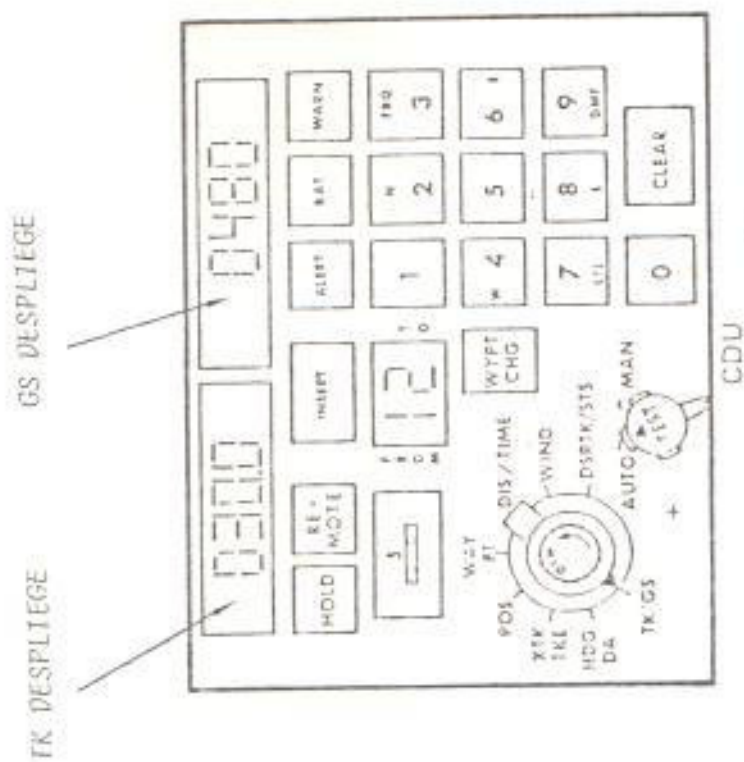
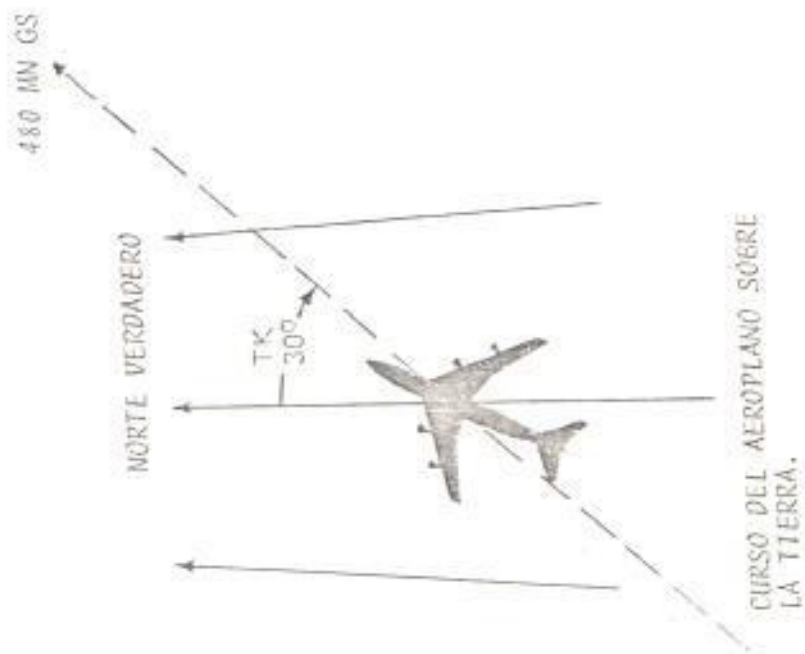


Fig. 4.30 SH1 - POSICION PRESENTE Y DESTINO



TK - ANGULO DE LA RUTA ENTRE EL NORTE VERDADERO Y EL CURSO DEL AEROPLANO SOBRE LA TIERRA.
 GS - VELOCIDAD CON RESPECTO DE LA TIERRA.

Fig. 4.33 SNI RUTA Y VELOCIDAD CON RESPECTO DE LA TIERRA

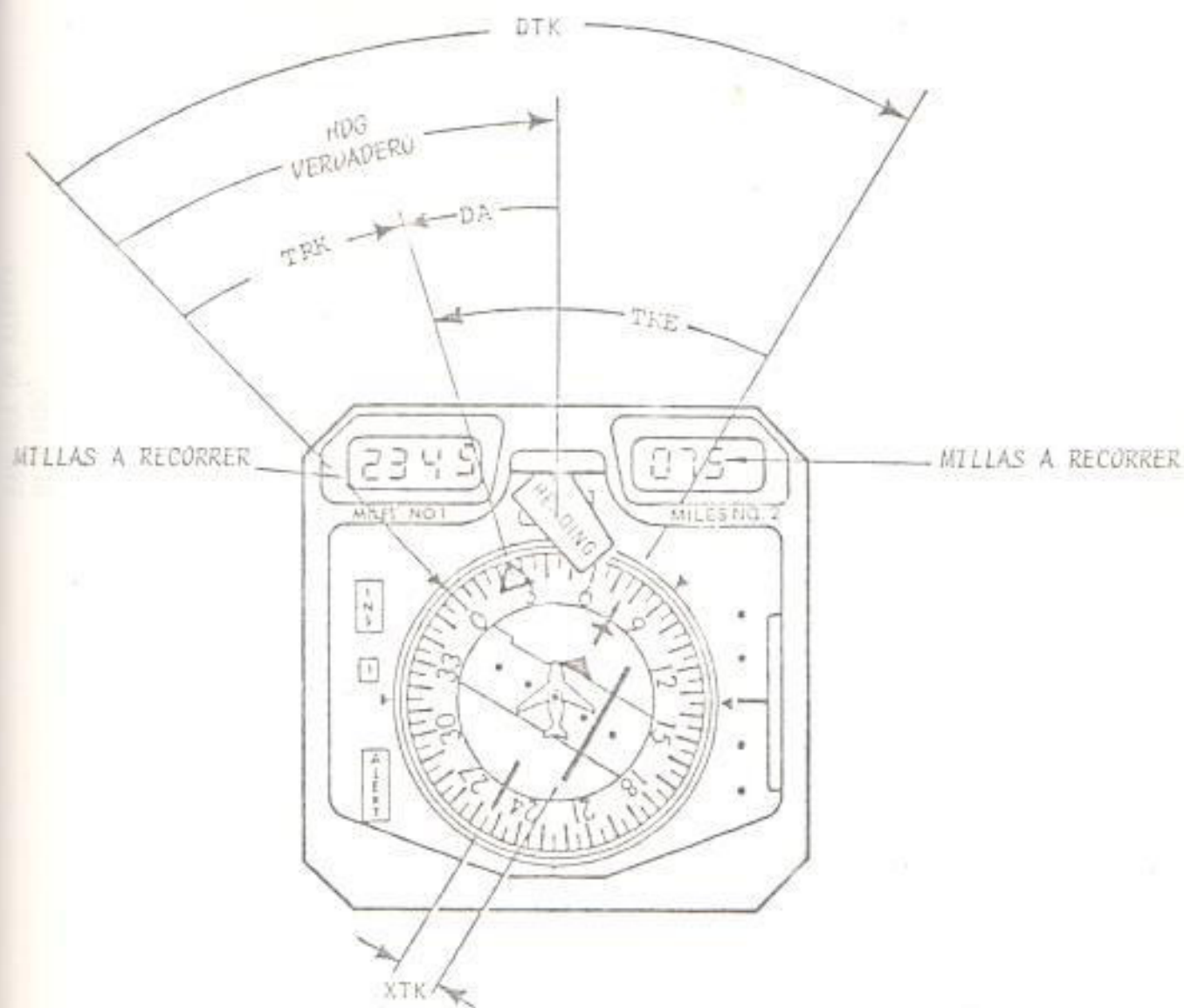


Fig. 4.34 SNI - DESPLIEGE VISUAL HSI

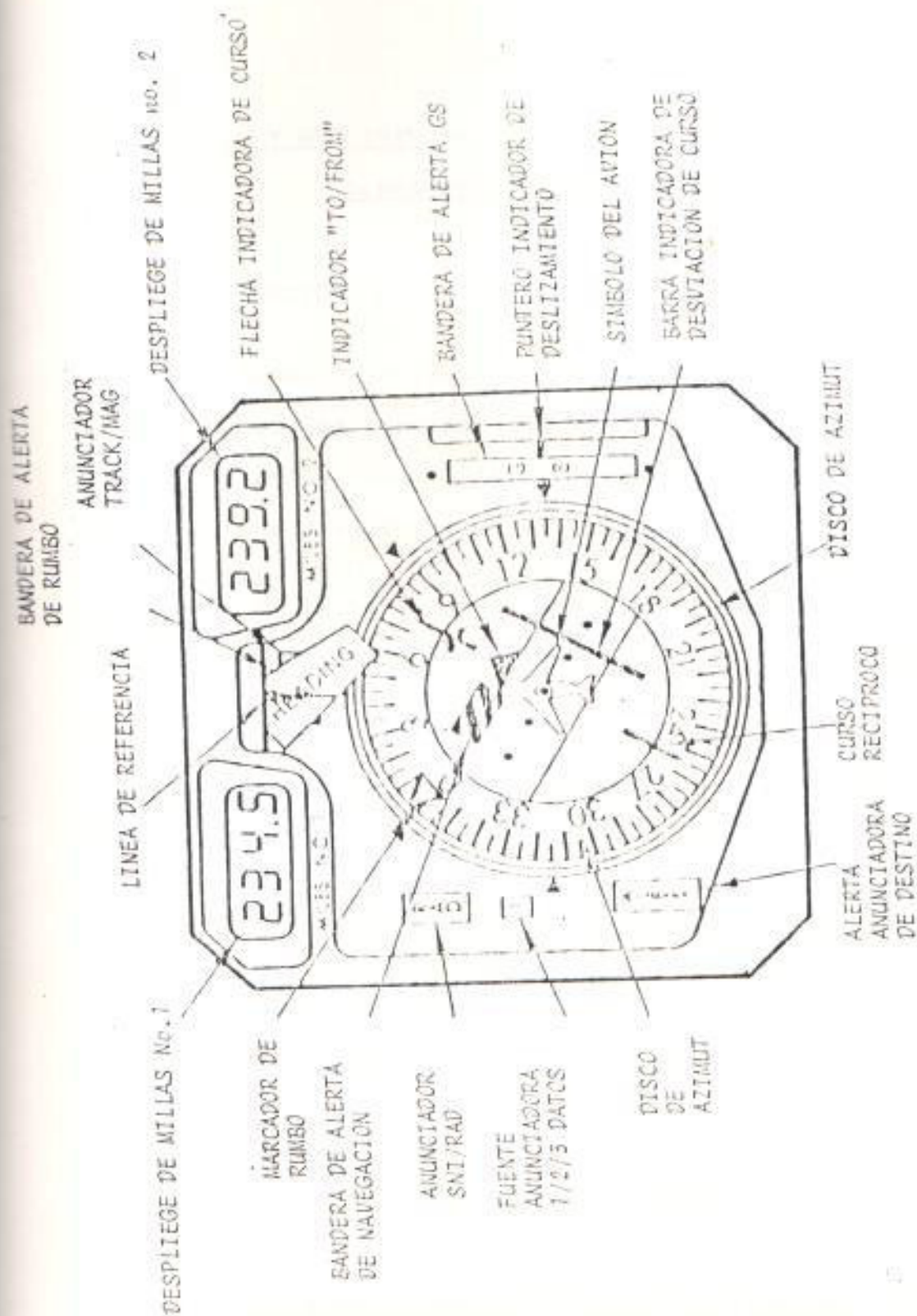


FIG. 4.35 INDICADOR DE SITUACION HORIZONTAL

CAPITULO V

ESTUDIO Y ANALISIS DE LAS RADIOAYUDAS A LA NAVEGACION

AEREA DOMESTICA EXISTENTES

5.1 CLASIFICACION DE LOS AERODROMOS Y PISTAS

La OACI como organismo rector de la navegación aérea mundial, debemos revisar lo que en el anexo 14 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional se ha considerado como "Pista" y sus diversos conceptos.

- Pista: Area rectangular definida en un aeródromo terrestre preparada para el aterrizaje y despegue de las aeronaves.

- Pista de vuelo por instrumentos: Uno de los siguientes tipos de pista destinados a la operación de aeronaves que utilizan procedimientos de aproximación por instrumentos:

a) Pista para aproximaciones que no sean de precisión: Pista de vuelo por instrumentos servida por ayudas visuales y una ayuda no visual que proporciona por lo menos guía direccional adecuada para la aproximación directa.

b) Pista para aproximaciones de precisión de Categoría I: Pista de vuelo por instrumentos servida por ILS y por ayudas visuales destinadas a operaciones hasta una altura de decisión de 60 m (200 ft) y un alcance visual en la pista del orden de 300 m.

c) Pista para aproximaciones de precisión de

categoria II: Pista de vuelo por instrumentos servida por ILS y ayudas visuales destinadas a operaciones hasta una altura de decisión de 30 m (100 ft) y un alcance visual en la pista de 400 m.

d) Pista para aproximaciones de precisión de Categoría II: Pista de vuelo por instrumentos servida por ILS hasta la superficie de la pista y a lo largo de la misma; y

A- destinada a operaciones hasta un alcance visual en la pista del orden de 200 m (sin altura de decisión aplicable); utilizando ayudas visuales durante la fase final de aterrizaje;

B- destinada a operaciones hasta un alcance visual en la pista de 50 m (sin altura de decisión aplicable), utilizando ayudas visuales para el rodaje;

C- destinada a operaciones en la pista y calles de rodaje sin pendiente de referencias visuales.

- Pista de vuelo visual: Pista destinada a las operaciones de aeronaves que utilizan procedimientos visuales para la aproximación.

5.2 CLASES DE AERÓDROMOS Y PISTAS EXISTENTES CON SUS RESPECTIVAS RADIODAYUDAS

Existen en el país varios tipos de aeródromos: Militares, Propiedad de la DAD y Privados.

INDICE DE AERODROMOS

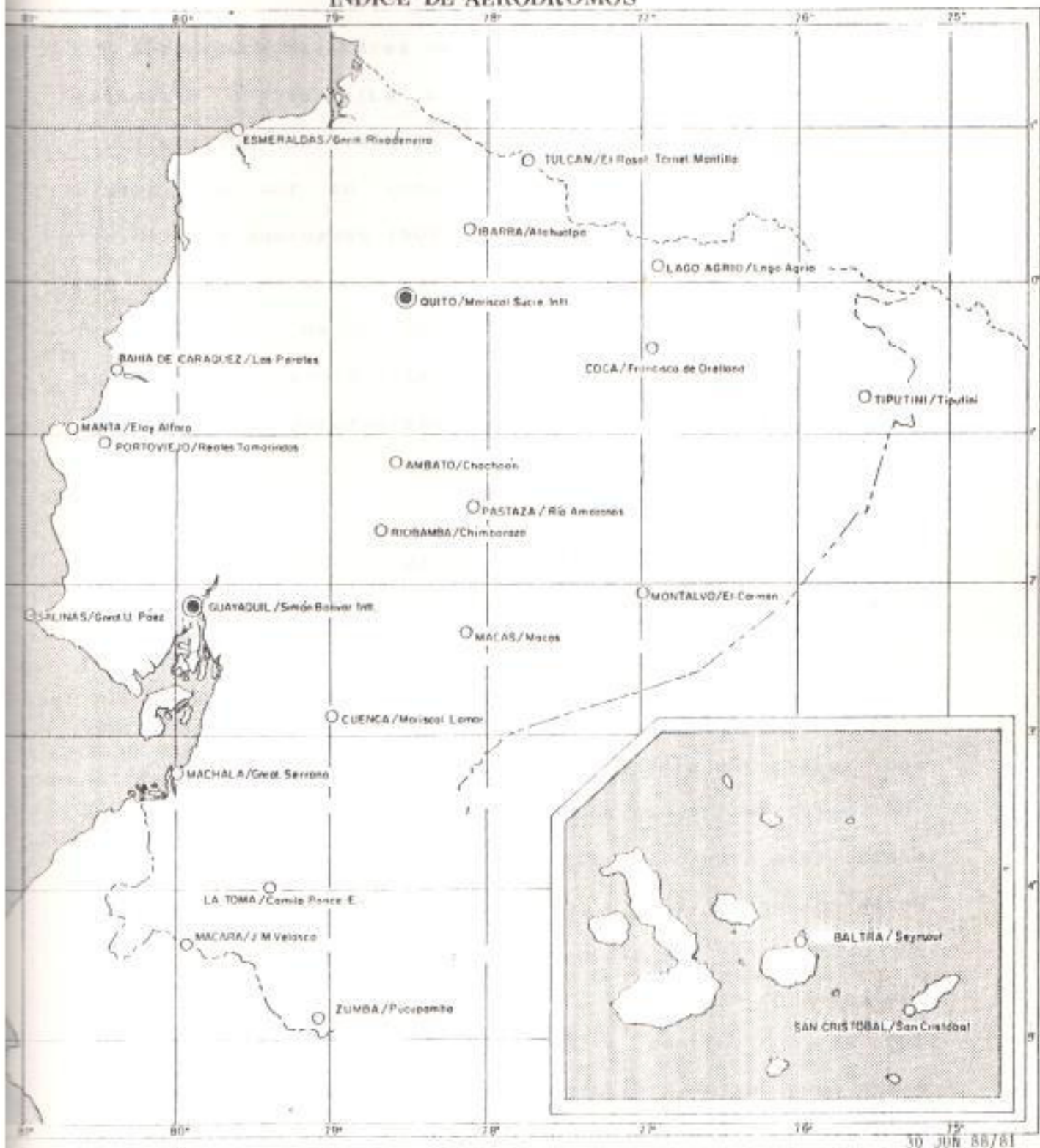


Fig. 5.1

Los aeródromos Militares se subdividen en pistas de uso netamente militar (La base de la FAE en Taura), y de uso civil/militar (La pista de Salinas, Gnral. Ulpiano Páez), pistas que por su condición de uso disponen de las radioayudas adecuadas (NDB, VOR, TACAN).

Las pistas propiedad de las DAC, por ejemplo la de Santa Rosa, Prov. de El Oro, responde a la necesidad de suministrar un apoyo a las labores agrícolas como es la actividad de aerofumigación; pista que no dispone de radioayudas debido a la naturaleza de las operaciones allí efectuadas (VFR), a diferencia de la pista de Manta, Eloy Alfaro, que dispone de NDB, VOR/DME, debido a que en esta ciudad funciona una base militar y posee un regular tránsito aéreo comercial y privado.

Las pistas privadas son construidas por personas naturales o jurídicas de carácter privado o público para satisfacer sus necesidades de transportación a lugares en los cuales, por ejemplo, no hay otro medio de realizarlo, o para actividades específicas como la aerofumigación o la alimentación aérea de las piscinas camaroneras, actividades que han tomado un gran auge en los últimos tiempos. Las pistas comprendidas en esta clasificación están sujetas a control de la DAC respecto a su construcción y mantenimiento, algunas de estas pistas por los materiales empleados en su construcción sólo pueden ser empleadas en verano, limitando las operaciones a poder efectuarse, teniendo como obligación mínima disponer de manga de viento, cerramiento, disco y en los últimos

tiempos se exige que sean de asfalto para poder ser operables en invierno. Como se habra podido observar no disponen de ningun tipo de radioayuda.

Del AIP obtenemos lo siguiente:

- 16 Aeródromos en el país
 - * 15 propiedad de la DGAC
 - * 1 propiedad de la FAE
- El listado de Pistas por provincia:

CANAR	4
COTOPAXI	4
ESMERALDAS	8
EL ORO	6
GUAYAS	60
LOS RIOS	14
MANABI	7
MORONA SANTIAGO	55
NAPO	28
PASTAZA	29
PICHINCHAN	2
ZAMORA CHINCHIPE	1

218 PISTAS

- 218 Pistas de las cuales la mayoría de ellas son privadas

De las cuales, como en el punto 5.1 habia quedado

establecido; para las pistas que no son de precisión deben tener por lo menos una guía direccional usando en el país como mínimo un NDB y/o un VOR/DME.

Disponemos como ayudas de ruta y aproximación en el país:

28 NDB

12 VOR/DME

3 ILS

para cubrir aproximadamente a 31 estaciones.

5.3 CLASIFICACION DE LOS AEROPLANOS DEACUERDO A SU CALIFICACION

Los aeroplanos se clasifican según el tipo de operación que van a efectuar:

- VFR (Reglas de Vuelo Visual)
- IFR (Reglas de Vuelo Instrumental)

Para la operación VFR los únicos equipos requeridos como mínimo son la brújula y radio; además de cualquier otro instrumento que el explotador por conveniencia desee instalar (horizonte artificial; indicador de resbalamiento; etc.).

Para la operación IFR es indispensable como mínimo disponer a más de lo existido en VFR; de un radiosonómetro o ADF. Equipo estandar de navegación IFR de abordo es: ADF, VOR/DME Y TRANSPONDER.

En la Región II se dispone del:

- 58 aeroplanos de uso privado, de la cual la

mayoría es VFR.

- 13 compañías de Taxi Aéreo, las cuales por obligación de los Reglamentos del Aire son de calificación instrumental (IFR).

Compañía (base opera)	Aeronaves
ACQUAIR (SEGU)	2
AECA (SEGU)	2
AVIOPACIFICO (SEGU)	1
AEROMANTA (SEMT)	1
AEROTRANSPORTES	
BAHIA (SEPV)	1
ECUAVIA	
(SEGU. SUB BASE SEQU)	7
NICA	
(SEBC. SUB BASE STO. DOMINGO DE	
LOS COLORADOS)	4
SAVAC (SEGU)	2
TAE (SEGU)	2
TAKIGA (SEPV)	2
EDSAN (SEQU y SEGU)	2
VIAMA (SEPV)	2
AEROGAL	
(SEQU. SUB BASE SECU, SEGU,	
SEPA y SEGS)	4

Se disponen de 32 aeronaves que realizan vuelos comerciales, aeronaves de las más diversas marcas, capacidades de carga y pasajeros, etc.

Las aeronaves disponen del equipo instrumental ya sea por que al comprar la aeronave era de dotación o fue pedido posteriormente dependiendo de las necesidades del explotador, es decir, el avión puede disponer de instrumentos que por las condiciones de vuelo o no cobertura de radioayudas no lo utilizan.

5.4 DETERMINACION Y ANALISIS DE LA COBERTURA DE LAS RADIOAYUDAS INSTALADAS

Antes de realizar el respectivo análisis, es necesario especificar que existen zonas en el espacio aéreo ecuatoriano en las cuales puede existir un peligro potencial para la operación de aeronaves civiles, siendo restringidas en forma temporal o permanente. Se clasifican según la OACI en:

ZONA PELIGROSA

Espacio aéreo de dimensiones definidas en el cual pueden desarrollarse en determinados momentos actividades peligrosas para el vuelo de las aeronaves. Se usa esta expresión únicamente cuando el peligro potencial para la aeronave no ha llevado a la designación del espacio aéreo

como restringido o prohibido. La consecuencia de crear una zona peligrosa, es la de advertir a los explotadores o a los pilotos de las aeronaves que es necesario que evalúen los peligros en relación con sus responsabilidades respecto a la seguridad de sus aeronaves.

ZONA PROHIBIDA

Espacio aéreo de dimensiones definidas sobre el territorio o las aguas jurisdiccionales del Estado, dentro del cual está prohibido el vuelo de las aeronaves. Esta expresión se usa únicamente cuando el vuelo de las aeronaves civiles dentro del espacio aéreo designado no se permite en ningún momento en circunstancia alguna.

ZONA RESTRINGIDA

Espacio aéreo de dimensiones definidas sobre el territorio o las aguas jurisdiccionales del Estado, dentro del cual está restringido el vuelo de las aeronaves, de acuerdo con determinadas condiciones específicas. Se usa esta expresión cuando el vuelo de una aeronave civil dentro del espacio aéreo designado no está absolutamente prohibido, pero se puede llevar a cabo únicamente si se cumple con determinadas condiciones.

IDENTIFICACION	LIMITE SUP/INF	RESTRICCION

ZONAS PROHIBIDAS		
SE-P2 TAURA	UNL/GND	B. MILITAR
SE-P3 PLAYAS	UNL/GND	OPE. MIL.
ZONAS RESTRINGIDAS		
SE-R1 SAN LORENZO	2500 ft/GND	B. MILITAR
SE-R2 TAURA	UNL/FL 100	ACT. MIL.
SE-R3 PUERTO BOLIVAR	2500 ft/GND	B. MILITAR
SE-R4	UNL/GND	OPE. MIL.

En el país no existen zonas peligrosas (SD)

Estas zonas se encuentran plenamente identificadas en la carta de radionavesación o de navesación aérea.

Para iniciar el desglase de las radioayudas instaladas tenemos el "Radar" que se encuentra instalado en Guayaquil, del cual, el radar primario tiene un alcance de 80 MN y el secundario de 200 MN, este conjunto permite brindar un seguimiento de ruta y ayuda de aproximación. En las cercanías de Quito, en Monjas, se encuentra instalado un radar de similares características, pero de mayor potencia el primario con un alcance de 125 MN, estación que en los actuales momentos se encuentra en prueba, de esta forma todo el litoral ecuatoriano se encuentra cubierto, bajo vigilancia de las dependencias de control de tránsito aéreo a cargo de la Dirección de Aviación Civil, prestandose servicio de ayuda y asesoramiento a la navesación aérea en

forma de control de area. Vale anotar que el conjunto de radares, primario y secundario, son mostrados en una sola pantalla, en un sólo barrido, integrados a través de un computador, el cual a más de mostrar su azimut, elevación y distancia, presenta la identificación de la aeronave y su razón de desplazamiento, por lo tanto el controlador puede hacer un seguimiento efectivo de la aeronave, comunicando por radio al piloto cualquier novedad en su progreso de vuelo. La Fuerza Aérea Ecuatoriana fiel a su sagrado deber de vigilancia de la soberanía aérea sobre nuestra heredad territorial tiene instalados varios radares de características de aplicación militar denominados "radares tridimensionales", diferentes a los arriba mencionados en la tecnología empleada pero similar en su fin, respecto a la vigilancia del espacio aéreo, es decir, no prestan ayuda ni asesoramiento directamente, ya que no hay comunicación entre el controlador militar y piloto, salvo en circunstancias de emergencia, limitandose al control de los aviones que sobrevuelan el territorio y control de operaciones militares, particularmente los vuelos internacionales que ingresan de nuestros países vecinos, verificando así los permisos de sobrevuelo. En situaciones de anomalía el controlador militar comunica a los centros de control para que estos a su vez lo hagan con los pilotos de las aeronaves para su corrección o verificación. Así tenemos los radares de "La Avanzada", que es un destacamento militar en las cercanías de nuestra frontera sur; el de la base aérea de

Taura, uno en la región oriental y otros cuya localización esta protegida por razones de la Seguridad Nacional. De esta forma se puede decir que se tiene un cubrimiento total de espacio aéreo ecuatoriano.

Otra de las radioayudas lo constituiría el conjunto de los NDB (equipo de tierra) y los ADF (equipo de abordaje), de lo cual su alcance esta directamente relacionado con la altitud de vuelo, como indicación adicional vale indicar que a más de ser sintonizados los NDB pueden ser las radioemisoras locales. Encontrándose en la región litoral tres NDB, por ejemplo el "SOL", que sirve como ayuda de aproximación o baliza marcadora del ILS. En la región de la sierra los tenemos en Macará y Loja. En la región oriental tenemos distribuidos seis NDB que conforman las principales aerovías no controladas. En la región insular tenemos solamente un NDB el denominado "SCR". Con la principal limitación de que el piloto tiene sólo información de dirección mas no de posicionamiento.

El conjunto VOR/DME es una de las radioayudas más completas, que proporciona al piloto distancia y orientación con respecto de la estación disponiendo en la costa de cinco, en la sierra tres, en el oriente dos y en Galápagos uno. Dependiendo su alcance de la altitud de la aeronave. Conformando las estaciones los ejes de las principales aerovías.

Con respecto de las ayudas de larga distancia el único que

puede ser captado en nuestro país, es el Omega, que nos brinda un posicionamiento sobre el territorio nacional, pero de uso muy limitado en nuestro medio. Las pocas aeronaves que tienen instalado este equipo son para operaciones específicas.

El sistema TACAN es de uso estrictamente militar.

Estas son las radioayudas instaladas en nuestro medio, a excepción del Omega que es intercontinental.

Así podemos determinar en forma general que en la región litoral la sección entre Guayaquil y Machala a más de las características geográficas que nos permiten puntos de referencia tenemos un suficiente cubrimiento de las radioayudas. Entre Guayaquil-Salinas en igual forma. Entre Guayaquil-Manta la ruta W-6 no es muy frecuentada por los pilotos debido a que en la cordillera o cerros de Colonche hay permanentemente mal tiempo, prefiriendo la ruta Guayaquil-Lateral Saya y posteriormente bordeando la costa. En la región litoral norte tenemos el VOR/DME de Esmeraldas, en esta región hay actividad aeronáutica de fumigación de las plantaciones bananeras, comerciales y privadas. Recordando además que se dispone de cubrimiento por radar de esta zona.

En la región de la sierra, en su parte central, por sus cordilleras el cubrimiento por radar no es tan efectivo, sin embargo se puede apreciar que una gran extensión es zona

restrinsida, y bajo la altitud de 10.000 pies es casi imposible volar, la única aerovía existente, la Quito-Cuenca, esta plenamente cubierta por la cadena de VOR/DME complementada por NDB marcadores de ruta. En la región sur tenemos como puntos principales los NDB de Macará y Loja que se complementan con los VOR/DME de Machala y Cuenca respectivamente. En la región norteña disponemos de aerovías internacionales soportadas por el VOR/DME de Quito y los NDB de Tulcan y el colombiano llamado "TCO".

El cubrimiento de radar en esta región esta limitado a la altitud de vuelo de las aeronaves y la altitud en que se encuentra montada la antena del radar.

Hay que recalcar que en las regiones del litoral y de la sierra son controladas por las respectivas dependencias de tránsito aéreo.

Hacia la región oriental disponemos principalmente de dos aerovías de penetración la FW-9 por el NDB Dimedo y la FW-13 por la ciudad de Ambato. En esta región no se presta servicio de control de área, sino únicamente servicio de asesoramiento, en los actuales momentos se encuentra en tramite el proyecto de independizar el oriente de la Región I y conformar la Región III, brindandose con efectividad así todos los servicios.

Hay que indicar que por la región oriental cruzan varias aerovías internacionales, con las cuales el país se ha

comprometido, a través de convenios internacionales, a brindar todo tipo de facilidades, esto nos puede dar una idea de la importancia del proyecto.

A pesar de disponer de una cadena de NDB que trata de cubrir una gran extensión del oriente y de dos VOR/DME como apoyo, aparte de las estaciones de radio comerciales, esta región es muy conflictiva debido a lo extenso de su superficie, sus condiciones geográficas, su singular topografía, sus variaciones meteorológicas y demás, limitando la navegación aérea, haciéndose indispensable el llevar a bordo algún equipo de navegación instrumental, situaciones que aún a los pilotos más experimentados los ha puesto en más de una ocasión en dificultades.

En las travesías extracontinentales como lo es navegar hacia Galápagos, tenemos una aerovia, la FW-2, cuyos ejes lo conforman los VOR/DME de Salinas y Baltra, apoyado con el NDB de San Cristobal. Hay que notar que no hay cubrimiento de radar para esta zona, ya que la potencia de su haz no lo permite debido a lo extensa de la ruta, el radio de acción de los VOR/DME y el NDB no lo cubre en su totalidad, las comunicaciones en VHF en igual forma, existiendo comunicaciones con las respectivas dependencias únicamente a través del equipo de HF. Se puede decir que existe un tramo de la aerovia en que su ubicación es una estimación aproximada de su posible localización.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

CONCLUSIONES:

1. La habilidad para mantener el equilibrio y la orientación depende de las diferentes sensaciones o señales provenientes de tres fuentes principales: estas sensaciones vienen de los órganos perceptores de movimiento del oído interno, los sentidos de postura, que incluyen el tacto, la presión y la tensión, y el sentido de la vista. Si se pierde una de estas fuentes sensoriales, se disminuye considerablemente la habilidad para mantener el equilibrio y la orientación.

El movimiento: La sensación del movimiento que se origina en el oído interno es muy importante para el hombre en su ambiente normal, la tierra. El oído interno registra la aceleración y la desaceleración tanto lineal como giratoria, por consiguiente, puede descubrir virajes, resbalamientos y patinajes durante el vuelo. Desafortunadamente, no es capaz de distinguir entre la fuerza centrífuga y la fuerza de gravedad y tampoco es capaz de descubrir una velocidad constante o los pequeños cambios de velocidad.

La fuerza centrífuga y la gravedad con frecuencia se mezclan durante el vuelo y la fuerza resultante no puede ser interpretada sin una ayuda visual.

Sentido de postura: Este deriva sus sensaciones de la expansión y contracción de los músculos y tendones, del contacto y la presión, y del cambio de posición de los músculos abdominales. Estas sensaciones se experimentan más fácilmente durante el vuelo que en tierra. Sin la ayuda visual durante el vuelo este sentido interpreta con frecuencia la fuerza centrífuga como una sensación de elevación o caída que, en realidad, puede ser contraria. Como el sentido de postura no es capaz de descubrir la velocidad continua sin aceleración o desaceleración no es posible tampoco confiar en sus sensaciones durante el vuelo, sin ayuda visual, al igual que ocurre con las sensaciones del oído interno.

La vista: Cuando se tiene los ojos vendados es más difícil mantenerse de pie. Caminar en línea recta con los ojos vendados es casi imposible, puesto que se pierde la referencia normal a los objetos cercanos. Cuando se está de pie sobre el suelo, se descansa sobre una plataforma estacionaria, de la cual el oído interno y los sentidos de postura pueden percibir sensaciones relativamente confiables. Durante el vuelo, existe una plataforma móvil. Sin la ayuda de la vista, los otros sentidos no pueden distinguir entre las sensaciones producidas por la gravedad y las producidas por la fuerza centrífuga, el oído interno, que proporciona la sensación de movimiento, no puede descubrir las pequeñas fuerzas de aceleración y desaceleración sin la ayuda de

la vista.

2. Ningun piloto por mas experiencia y conocimiento que tenga, esta exento de, en momento alguno, desorientarse y cometer errores.

3. Dentro de los "Reglamentos de Aire" se encuentran plenamente especificados las condiciones para la calificación de un vuelo, ya sea IFR o VFR, reglamentación que será observada para su fiel cumplimiento por la respectiva dependencia de tránsito aéreo, ahora el piloto conoce la condiciones meteorológicas del aeródromo del cual partira, puede conocer la de su destino si es un aeródromo controlado, en caso contrario obtendrá una posible estimación de las condiciones climaticas del Departamento de Meteorología. El piloto al iniciar su travesia puede encontrar alteraciones, tal que, si su vuelo de origen era IFR y cambian las condiciones a VMC, no habria realmente problema alguno; pero de haber iniciado su vuelo en VFR y cambian las condiciones a IMC el piloto realmente tendra problemas. Ni que mencionar, en forma especifica, la realización de vuelos nocturnos, en los que la referencia visual externa es nula o tiende a desorientar al piloto.

4. Es notorio el incremento de tráfico aéreo que surca

nuestro cielo, esto ha obligado a la Dirección de Aviación Civil a desplegar una red de radioayudas a lo largo del país, para tratar de garantizar el normal desenvolvimiento de esta actividad; es decir que, al prestar asesoría e información de vuelo es indispensable conocer el progreso de vuelo del avión, (situación geográfica, altura, velocidad, etc.), tal que le permita un adecuado control del espacio aéreo, esta información también le es indispensable conocer al piloto para saber a dónde enrumbar su aeronave y poder llegar a su destino.

5. Como pudimos apreciar, todos los sistemas de navegación aérea se encuentran basados en las propiedades de propagación de las ondas, comportamiento que puede ser afectado por las condiciones meteorológicas, topológicas, hidrográficas, etc., imperantes en el terreno, llegando a ser impredecibles, pudiendo dar lecturas erróneas al piloto.

Se puede notar además, que es necesaria la instalación de equipo tanto en tierra como a bordo de la aeronave para así cerrar el sistema de radioayuda y el piloto pueda conocer su ubicación, a excepción del sistema Doppler de navegación que únicamente necesita del transmisor a bordo, pero aún basado en las propiedades de propagación de las ondas.

6. El Navesador Inercial, es un sistema de Navegación Autónomo en sí. Puesto que no requiere de ningún tipo de transmisión o recepción de señal alguna, es decir, no necesita de señales externas para identificar su posición. Toma una referencia interna que le permite posicionarse independientemente de las condiciones meteorológicas cambiantes.
7. Las bases o principios teóricos, en los que se fundamenta el Navesador Inercial, tiene asidero científico, tal como la conocida y probada Ley de Newton; la exactitud, producto de la minimización de los errores de los giroscopios; del método empleado en el proceso de obtención de la aceleración, etc., que permite un error de situación casi despreciable, y demás factores constituyen al Navesador Inercial como un Sistema propiamente dicho.
8. Como se había mencionado, es necesaria la instalación de equipo en tierra, que es la que conforma la radioayuda, los gastos de instalación, funcionamiento y mantenimiento de este equipo corren por cuenta de la Dirección de Aviación Civil, valores que deben ser asumidos por el Estado; al ser esta una dependencia estatal, gastos onerosos que en las actuales condiciones socio-económicas del país, no está en capacidad de asumir en su totalidad; se financia, entonces, en una

parte por tasas fijadas por los derechos de vuelo y aterrizaje, servicios de control y asesoría, etc.

El Navegador Inercial, por ser un equipo instalado a bordo, corren los gastos de su adquisición, instalación y mantenimiento, a cargo del explotador de la aeronave, ahorrándose el país el egreso de dinero alguno.

A pesar de estar considerado como un sistema caro, hay que recordar que salvaguarda tanto las vidas humanas como la integridad de las aeronaves, cuyas pérdidas serían irreparables. Además tomando en cuenta que al popularizarse este sistema, comercialmente incrementaría su producción abaratando, por ende, su costo, desmonopolizando su utilización limitada a los aviones comerciales grandes y los de tipo militar.

9. En los aviones diseñados para vuelos largos utilizan pilotos automáticos, los cuales obtienen información no de un sólo sistema de navegación sino de un conjunto de ellos, lo que permite un chequeo cruzado, evitando así errores en la navegación aumentado la confiabilidad de ésta.

RECOMENDACIONES:

1. Ante todo lo expuesto, me permito sugerir y poner en

consideración el SISTEMA DE NAVEGACION INERCIAL como una ayuda instrumental, que puede conformar el equipo estandard del avión, para ser usada en la navegación aérea en nuestro país, particularmente en la ruta de los vuelos del continente hacia Galápagos ya que su cubrimiento en parte del trayecto no está efectuado por ninguna radioayuda, en los vuelos realizados en el Oriente, en donde por las condiciones especiales allí reinantes, a pesar de los sistemas de radioayudas existentes, hacen riesgosas las operaciones aéreas.

A P E N D I C E S

APENDICE A

PRINCIPIOS DE PROPAGACION

Ionosfera y Capas Ionizadas

La Ionosfera es una de las capas de la atmósfera que abarca una anchura distinta según sea de día o de noche, pudiéndose situar su límite inferior a una altura de 70 Km y el superior a unos 450 Km.

En esta capa puede apreciarse una gran concentración de iones y electrones libres que afectan a la propagación de las ondas electromagnéticas. La generación de iones es causada por las radiaciones de los rayos ultravioleta que proceden del Sol, así como por la actividad de las manchas de este astro.

Por debajo y por encima de los límites antes mencionados, existe una concentración de iones muy pobre para que éstos puedan influir en las transmisiones en radiofrecuencia.

Dentro de la ionosfera existen diversas capas aunque sus límites son difíciles de establecer. Sin embargo, puede hacerse referencia a las siguientes:

► Capa D

Es una capa de baja ionización situada entre 70 y 90 Km y tiene muy poco efecto sobre la propagación de las ondas salvo en lo que se refiere a su gran poder de absorción.

Esta capa aparece únicamente durante el día y reduce bastante la intensidad de los campos electromagnéticos.

► Capa E

Aparece en alturas comprendidas entre los 90 y 160 Km y está perfectamente definida presentando una máxima concentración de iones a 130 Km de altura. Es de carácter diurno y durante este periodo muestra una gran actividad. Por la noche también es apreciable pero su intensidad es mucho menor. Su máxima densidad se observa en las horas en las que el Sol está más alto sobre el horizonte, es decir al mediodía.

En algunas horas del día puede refractar frecuencias de hasta 20 Mhz siendo esto de gran importancia cuando se trata de realizar transmisiones durante el día a distancias de hasta 1.500 MN.

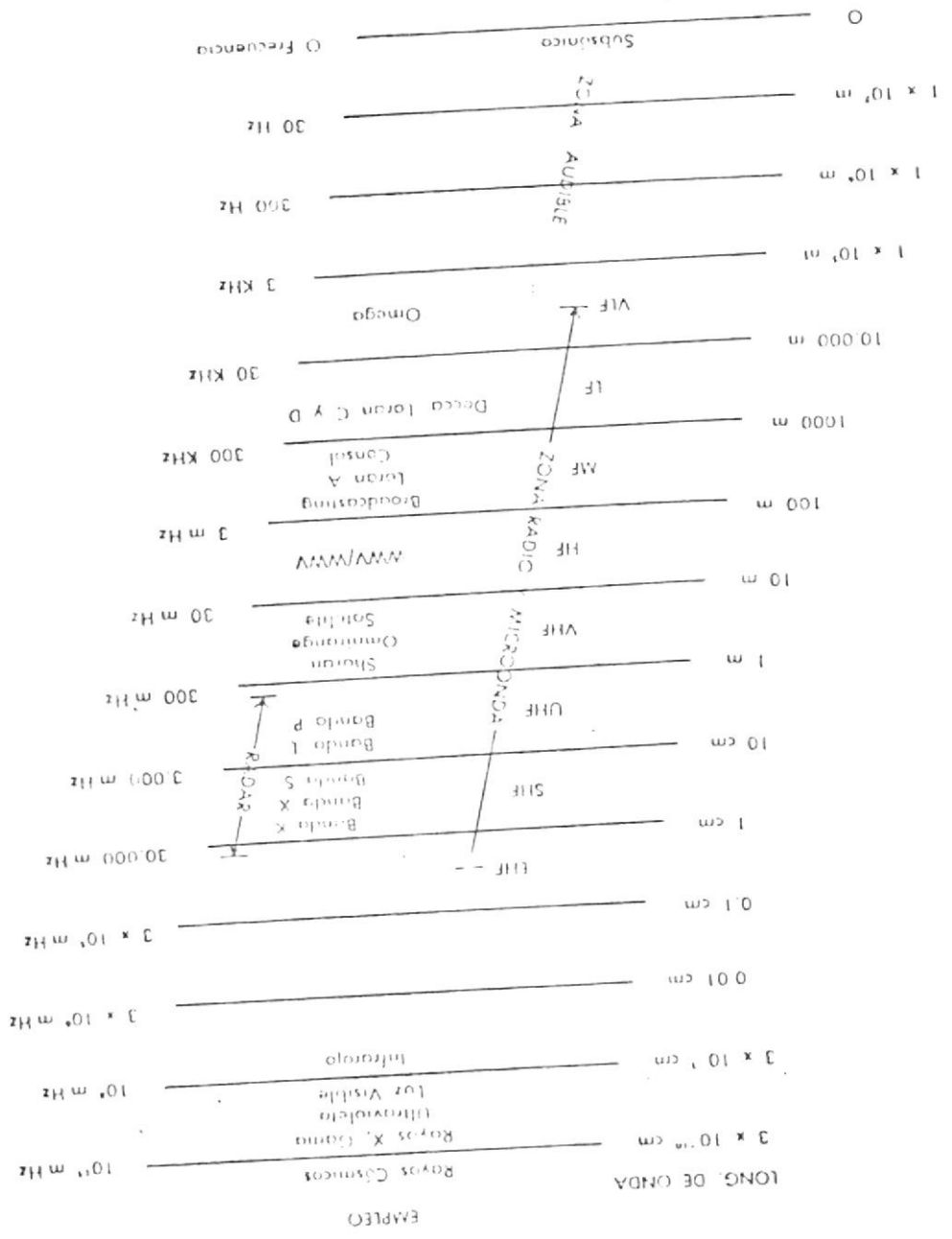
► Capa F

La capa F abarca desde los 160 Km de altura hasta el límite superior de la ionosfera. Durante la noche tan sólo está presente esta capa, pero durante el día se descompone en dos: F1 y F2. La que presenta mayor concentración de electrones es la capa F2 a primeras horas de la tarde. Por la noche, ambas capas se unen formando de nuevo la capa F.

► Capa G

Además de las capas anteriormente mencionadas, a veces

Fig. A.1 ESPECTRO DE RADIOFRECUENCIA



aparecen zonas ionizadas a grandes alturas y reciben el nombre de capa G, siendo sus efectos poco conocidos actualmente.

Tipos de Propagación

Cuando las ondas de radio se propagan partiendo de una antena, parte de ellas, lo hacen en contacto con el suelo determinando las llamadas "ondas de tierra", el resto de las ondas lo constituyen las "ondas de espacio".

Otros dos tipos de propagación interesantes de reseñar son la visual y la troposférica.

► Onda de tierra

Se propaga en todas las direcciones siguiendo la curvatura de la Tierra, siendo su alcance muy relativo puesto que depende de factores tales como la potencia del emisor, el montaje de las antenas, la humedad ambiental, los accidentes del terreno y la actividad solar.

La onda de tierra se utiliza principalmente para efectuar comunicaciones a corta distancia en frecuencias elevadas y bajas potencias. Por otra parte, se usa para comunicaciones a larga distancia en frecuencias bajas y con elevadas potencias.

► Onda de espacio

La ionosfera, como ya se ha dicho, juega un importante papel

en la propagación de las ondas electromagnéticas y afecta especialmente a las que lo hacen por el espacio.

Durante el día los rayos ultravioletas emitidos por el Sol descomponen las moléculas del aire de la ionosfera en gran número de iones formando las capas D, E, F, F1, F2 y G ya mencionadas. Parte de las ondas de espacio chocan en esas capas y son reflejadas de nuevo hacia el suelo. Durante el día esta reflexión no es muy grande debido al poder de absorción de la capa D, siendo las marcaciones de los instrumentos prácticamente exactas, así como la fidelidad de las recepciones de comunicación oral. Por la noche, el proceso de ionización es mucho menor permaneciendo activas las capas E y F.

Es durante este periodo cuando la onda de espacio es mejor reflejada por la ionosfera pudiéndose recibir comunicaciones por medio de este tipo de propagación a grandes distancias, constituyendo esto una ventaja.

Sin embargo, la exactitud en las señales de navegación no es tan buena como en el día, siendo a veces deficiente.

La capacidad de la ionosfera para devolver a tierra una onda de radio depende del ángulo de incidencia, de la frecuencia de la transmisión y de la densidad de iones en sus capas.

Las frecuencias más afectadas en este tipo de propagación son las de las bandas de MF y HF.

En general, las ondas de espacio se utilizan para comunicaciones a largas distancias en frecuencias altas durante las horas del día. Por la noche, la propagación por onda de espacio permite establecer comunicaciones a largas distancias en frecuencias bajas.

Las bandas usadas por la onda de espacio son las mismas que las que utiliza la onda de tierra.

► Onda visual

Se propaga en todas las direcciones pero sin salvar obstáculos. En general, la onda visual sigue aproximadamente la línea recta o la línea de la vista, por lo que las grandes montañas darán lugar a sombras o puntos de recepción nula.

Los instrumentos de navegación que basan su operación en la onda visual, tienen a veces grandes inconvenientes en la recepción de señales desde los equipos de tierra debido a estos inconvenientes. Por ello, en las cartas de navegación se establecen altitudes mínimas de recepción (MRA) que previenen al piloto.

Las bandas que usan la onda visual para su propagación son las de VHF, UHF, SHF y EHF, siendo su alcance menor que el de la onda de tierra o el de la onda de espacio.

Teóricamente, el alcance de onda visual abarca hasta la línea del horizonte, sin embargo, suele ser un 7% mayor y

viene determinado por la siguiente fórmula:

$$D = 1,23(\sqrt{H1} + \sqrt{H2})$$

siendo:

D : Distancia en millas Náuticas

H1: Altitud en pies de la antena receptora (avión)

H2: Altitud en pies de la antena transmisora

► Propagación troposférica

Ciertas situaciones atmosféricas irregulares localizadas en la troposfera, dan lugar a que se alcancen distancias poco frecuentes en las comunicaciones efectuadas en VHF y UHF. Estas situaciones son las conocidas inversiones de temperatura, y se producen cuando existen capas de aire relativamente caliente sobre otras capas más cercanas al suelo que contienen aire más frío.

Cuando existe una inversión de temperatura, las partículas que se mueven en ella tienen un índice de refracción distinto a cuando las condiciones son normales, dando esto lugar a que las ondas de radio que se transmiten en dicha inversión tengan un alcance superior al normal.

APENDICE B

EL PENDULO DE SCHULER

Habíamos estudiado en un capítulo precedente que los acelerómetros se mantienen nivelados gracias al circuito de retroalimentación desde el computador. Este circuito de retroalimentación se requiere por dos efectos ambos llamados "Precesión Aparente". Si la unidad inercial fuera estacionaria en un punto sobre la tierra, sería necesario rotar los acelerómetros para mantenerlos nivelados, debido a la rotación angular de la tierra de 15 grados cada hora. De igual forma, el movimiento de la plataforma estabilizada requeriría correcciones para mantener nivelados los acelerómetros que se mantienen directamente sobre la giro-plataforma. Esta debe estar precesada por una señal que viene desde el computador que la mantiene horizontal. Si en la medida de velocidad se produjera algún error, la plataforma no sería girada al régimen adecuado con relación a la rotación terrestre perdiendo por tanto su horizontalidad con respecto a la superficie. Inmediatamente se iniciaría un proceso de nivelación basado en datos erróneos. La corrección que se produzca no se corresponderá a la necesaria, induciéndose un movimiento pendular que hará que la plataforma oscile alrededor de la posición correcta.

Si un observador pudiera situarse sobre la plataforma en ese momento, tendría la impresión de que era la Tierra la que

tenía un movimiento pendular siendo la longitud del péndulo, el radio terrestre

Un pequeño error en mantener la horizontal induciría un error mayor en la computación de la distancia. Si un acelerómetro registra una señal con un error de 1/100 de la Fuerza de Gravedad (G), este error, en una hora de vuelo, sería de 208.000 pies. El científico alemán Dr. Maximilliam Schuler, profesor de la Universidad de Golttingen, en 1923, demostró que un péndulo con un período de 84,4 minutos podría resolver el problema de eliminar errores de aceleración inadvertida. El principio fundamental del teorema de los 84,4 minutos es que si un péndulo tiene un radio igual al de la tierra, la gravedad no tiene efecto sobre su movimiento por cuanto el centro de dicho movimiento coincide con el centro de gravedad de la tierra. Si un péndulo tiene un período de 84,4 minutos, indicará la vertical, independientemente de la aceleración de vehículo. El fenómeno de péndulo de Schuler previene la acumulación de errores causados por la medición de la gravedad, sin embargo esto no compensará para errores azimutales resultantes de la precesión del giro de dirección.

La fórmula para el período de un péndulo es:

$$T = 2 \pi \sqrt{L/g}$$

donde

T = período en segundos

L = largo en pies o metros

g = 32,17 pies/seg ó 9,8 m/seg

Un péndulo con un período de 84,4 minutos podría ser simulado con elementos electromecánicos. Tomando la salida del acelerómetro e integrándola dos veces, los controles de la plataforma realmente proporcionan los efectos de una plataforma Schuler. Para comprobar que este circuito tiene un período de 84,4 minutos, y por lo tanto, sintonizado bajo el principio Schuler, inclinemos la plataforma suavemente y observemos la secuencia.

Un acelerómetro montado en una plataforma produce una señal proporcional al ángulo de inclinación de la plataforma (asumiendo que no hay movimiento lineal de la plataforma). La salida del acelerómetro es $e = g \sin \theta$. Para ángulos muy pequeños, el seno del ángulo es muy similar al ángulo en radianes, por lo tanto:

$$e = g \cdot \sin \theta = g \cdot \theta$$

El ángulo a través del cual la plataforma se mueve para corregir la inclinación, es proporcional a la integral doble de la salida del acelerómetro.

$$\theta = -K \int \int_0^t g \theta dt dt$$

Donde K es una constante

Efectuando el diferencial en ambos lados de la ecuación tenemos:

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} + K \cdot g \cdot \theta = 0$$

Desarrollando la ecuación diferencial

$$r^2 + K g = 0$$

$$r = \pm i \sqrt{K g}$$

$$\theta = [A \cos \sqrt{K g} t] + [B \sin \sqrt{K g} t]$$

$$\theta = [A \sin (\sqrt{K g} t - 90)] + [B \sin \sqrt{K g} t]$$

Donde A y B son constantes

Puesto que una función sinusoidal es contenida, la plataforma evidentemente va a oscilar al ser perturbada. Podremos ver que la oscilación es muy lenta. Para encontrar la frecuencia ó período de la función sinusoidal podemos concluir:

$$W = \sqrt{K \cdot g}$$

y,

$$W = 2 \cdot \pi \cdot f = 2 \cdot \pi / T$$

Tenemos:

$$T = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{[1/K] \cdot g}$$

Si $k = 1/R$

obtendremos:

$$T = 2.\pi.\sqrt{R/g}$$

Donde R es el radio terrestre

Reemplazando los valores

$$R = 6366,7 \text{ m}$$

$$g = 9,81 \text{ m/seg}$$

nos proporcionará un Período $T = 84,4$ minutos

Es decir, que cada 84,4 minutos, ese gigantesco péndulo que sería la Tierra, pasaría por el mismo lugar y en el mismo sentido. No es de extrañar pues, que las oscilaciones de la plataforma inercial tengan un período de 84,4 minutos, las mismas que tendría el planeta si fuera un péndulo.

Una vez introducida esta oscilación, la plataforma buscará continuamente la vertical verdadera y no será perturbada por las aceleraciones en su punto de suspensión. En consecuencia la plataforma se inclinará 1 minuto de arco por cada nudo de velocidad registrado por los acelerómetros, o lo que es lo mismo, cada 60 millas náuticas recorridas, un grado.

Estos cálculos son hechos a partir de la suposición de que el móvil se encuentra en un punto sobre la superficie terrestre (aproximadamente el nivel del mar), es decir no tomamos en cuenta la altura h del avión, modificandose la ecuación del péndulo de Schuler en la siguiente forma:

$$T = 2.\pi.\sqrt{(h + R)/g}$$

Ecuación que el computador de a bordo realiza, obteniendo el dato de la altura de los instrumentos del del avión.

Para efectos de explicación, inicialmente no fue tomado en cuenta el parametro h , importante para una adecuada corrección del error en el sistema.

APENDICE C

FILTRO DE KALMAN

El llamado "filtro de kalman" o filtro recurrente tiene por objeto disminuir el error de la medida de una variable (X , en el caso particular siguiente) utilizando la información dada por la medida de otra variable afectada por un ruido blanco y relacionada con la primera de forma conocida ($Y=f(X)$). El filtro es recurrente si el nuevo valor atribuido a X influye en las medidas posteriores de X , cuya varianza está disminuida por la corrección efectuada. Cuando este proceso se aplica a una sola variable, el filtro se llama "escalar".

La aplicación aeronáutica más importante es la actualización de la información de la navegación inercial o Doppler (que, por ser sistemas basados en integraciones, están sujetos a errores sistemáticos importantes) por medio de la medida de distancia a un DME, que es una medida que no depende de las medidas anteriores, pero que está expuesta a un ruido o error aleatorio (que suponemos gaussiano).

Sea X_n la medida n -ésima de la variable X . Por ejemplo, X es el espacio recorrido por el avión en proyección sobre un eje, calculado por el sistema inercial como

$$X = X_0 + \int_0^t \int_0^t A_x dt dt,$$

a partir de la aceleración $A_x(t)$. Sea Y_n la medida, en el

mismo momento n-ésimo, de otra variable, Y, por ejemplo, la distancia a un DME. La distancia al DME está relacionada geoméricamente con X por una ecuación conocida, que puede ser tan simple como $Y=X$, pero que supone que sea $Y=f(X)$, en el caso más general.

Deseamos hallar el valor óptimo de un filtro K que corrija el valor de X_n en la magnitud $X_n = K(Y_n - Y_{nx})$, basada en la diferencia encontrada entre el valor de medida, Y_n , y el calculado a partir de X_n , que será $Y_{nx} = f(X_n)$. El valor de K será el que haga que la varianza de $X_n + X_n$ sea mínima.

La varianza que deseamos hacer mínima, llamémosla S, vale:

$$S = \overline{(X_n + X_n - X)^2} = \overline{[X_n - X + K(Y_n - Y_{nx})]^2} = \\ = \overline{(X_n - X)^2} + 2K \overline{(X_n - X)(Y_n - Y_{nx})} + K \overline{(Y_n - Y_{nx})^2}$$

y será mínima cuando:

$$\frac{\partial S}{\partial K} = \frac{2(X_n - X)(Y_n - Y_{nx})}{\partial K} + 2K(Y_n - Y_{nx}) = 0$$

es decir:

$$K = - \frac{\overline{(Y_n - Y_{nx})(X_n - X)}}{\overline{(Y_n - Y_{nx})^2}}$$

siempre que

$$\frac{\partial^2 S}{\partial K^2} = 2(Y_n - Y_{nx})^2 > 0,$$

siempre cierto.

El nuevo valor de S es (sustituyendo el valor de K):

$$S = \frac{(X_n - \bar{X})^2}{(Y_n - Y_{nx})^2} - 2 \frac{\frac{(X_n - \bar{X})^2}{[(Y_n - Y_{nx})(X_n - \bar{X})]^2} \frac{(Y_n - Y_{nx})^2}{[(Y_n - Y_{nx})(X_n - \bar{X})]^2}}{\frac{(Y_n - Y_{nx})^2}{(Y_n - Y_{nx})^2}} + \frac{(Y_n - Y_{nx})^2}{(Y_n - Y_{nx})^2}$$

$$S = \frac{(X_n - \bar{X})^2}{[(Y_n - Y_{nx})(X_n - \bar{X})]^2} - \frac{(Y_n - Y_{nx})^2}{(Y_n - Y_{nx})^2}$$

que, como siempre es positiva, ha mejorado con la corrección en el valor del último término.

Hay que hacer notar que los valores medios se entienden extendidos a la hipótesis de que son los que resultarían de un gran número de medidas efectuadas en el momento n-ésimo, y no tienen ninguna relación con n.

Supongamos ahora que f es diferenciable y podemos linealizarla, en el momento n-ésimo de la forma $Y = H_n X$. Supongamos también que el valor medido Y_n es el valor $Y = f(X)$, pero afectado de un ruido R_{yn} , es decir, que $Y_n = Y(X) + R_{yn}$, siendo X el valor exacto de X y R_{yn} el error de medida de Y en el momento n. (Por ejemplo, el

error del DME)

Ahora podremos calcular:

$$Y_n - Y_{nx} = Y_n - Y(X_n) = Y(X) + R_{yn} - Y(X_n) = H_n(X - X_n) + \\ + R_{yn} \overline{(Y_n - Y_{nx})}^2 = H_n \overline{(X - X_n)}^2 - 2H_n \overline{(X - X_n)} R_{yn} - \overline{R_{yn}}^2$$

donde hemos hallado el valor medio de gran cantidad de medidas, con H_n constante, en el mismo momento. La covarianza $(X - X_n)R_{yn}$ es cero, porque hemos supuesto que las variables aleatorias $X - X_n$ y R_{yn} no están relacionadas entre sí. Por consiguiente,

$$\overline{(Y_n - Y_{nx})}^2 = H_n \overline{(X - X_n)}^2 - \overline{R_{yn}}^2$$

Además,

$$\overline{(Y_n - Y_{nx})(X_n - X)} = -H_n \overline{(X_n - X)}^2 - \overline{R_{yn}(X_n - X)} = -H_n \overline{(X_n - X)}^2$$

sustituyendo estas expresiones en el valor de K que habíamos obtenido con anterioridad, será:

$$K_n = \frac{H_n \overline{(X_n - X)}^2}{H_n \overline{(X_n - X)}^2 + \overline{R_{yn}}^2}$$

Igualmente, podemos calcular la nueva varianza de $X_n - K_n(Y_n - Y_{nx})$, que valdrá:

$$S_n = \frac{\overline{(X_n - X)}^2 \overline{[(Y_n - Y_{nx})(X_n - X)]}^2}{\overline{(Y_n - Y_{mx})}^2} =$$

$$S_n = \frac{\overline{(X_n - X)^2}}{H_n \overline{[(X_n - X)]^2}} - \frac{H_n \overline{(X_n - X)^2} + \overline{R_{yn}}^2}{H_n \overline{(X_n - X)^2} + \overline{R_{yn}}^2}$$

El filtrado recurrente consiste simplemente en que, al calcular K_{n+1} , no tomamos el valor de varianza de X_n que suponemos conocido, $\overline{(X_n - X)^2}$, sino que tomamos el valor de S_n que es menor. Así mismo, para calcular S_{n+1} , tomamos como varianza de X el valor S_n . En cada medida actualizamos los valores de K y de la varianza $\overline{(X_n - X)^2}$.

El filtrado recurrente se inicia y sigue de esta forma: En el momento 1 hacemos la primera medida X_1 , que suponemos ya con una varianza $\overline{(X_1 - X)^2}$ conocida previamente (por experimentos anteriores, etc.). H_1 es conocido y R_{y1} es la varianza (cuadrado del error medio cuadrático) de que está afectada la medida de Y , conocido previamente. H_n y R_{yn} deben conocerse en todo momento. Sustituyendo en las fórmulas obtenemos K_1 y S_1 . En el momento 1 tomamos como valor correcto de X , $X_1 - K_1[(Y_1 - Y(X_1))]$.

Para el momento 2 calculamos otra vez K_2 y S_2 , pero tomando como valor de $\overline{(X_n - X)^2}$ el valor de S_1 . Y así sucesivamente.

Como se ve, se ha supuesto que el error medio cuadrático de X_n mejora en cada corrección y esta mejora se conserva hasta la medida siguiente, cosa que es verdad si el sistema de

medida de x es también recurrente, como ocurre en aquellos sistemas donde X_n se calcula a partir de una ecuación diferencial (por integración) o a partir de una ecuación en diferencias. Este es el caso de la navegación Doppler o de inercia. Si el error medio de la medida de X es independiente en cada medida, se deben aplicar las técnicas de filtrado correspondientes, ya que el filtro recurrente da una corrección equivocada.

La aplicación del filtro de Kalman debe hacerse, pues, con una gran cautela, ya que es fácil que sea errónea si no se cumple la condición de convergencia del error o si las hipótesis de ruido blanco, etc, no son correctas.

APENDICE D

RESUMEN DE LOS PRINCIPALES AERODROMOS,
RADIOCOMUNICACIONES Y RADIOAYUDAS DEL ECUADOR

AERODROMO	NDB	VOR/DME	ILS
-----	---	-----	---
AMBATO (HJ)	AMB	AMV/CH74X	
8300 FT	415 KHZ	112.7 MHZ	
01/19	HJ	H-24	
2000X25 MTS			
BAHIA (HJ)	BCN		
10 FT	316 KHZ		
14/32	HJ		
1400X30 MTS			
BALTRA (HJ)	GLS	GLV/CH70X	
52 FT	272 KHZ	112.3 MHZ	
14/32			
2400X30	O/R	O/R	
COCA (HJ)	COC		
820 FT	322 KHZ		
15/33	HJ		
1500X20 MTS			

CUENCA	CUE	CUV/ CH92X	ILS/ CH46X
8302 FT	221 KHZ	114.5	110.9
05/23	HJ	H24	3.2
1900X30 MTS			HJ
ESMERALDAS (HJ)	ESM	ESV/ CH104X	
23 FT	215 KHZ	115.7	
18/36	HJ	H-24	
2400X45 MTS			
GUAYAQUIL (H-24)	SOL	GYV/ CH106X	ILS
17 FT	280 KHZ	115.9	110.3
	PAL		2.5
21/03	365 HZ	H-24	H-24
2400X46 MTS			
IBARRA (HJ)			
7308 FT			
02/20			
2000X20 MTS			
LAGO AGRIO (HJ)	LAG	LAV/ CH70X	
981 FT	353 KHZ		
05/23	L/LAR	112.3	
1800X26 MTS	400 KHZ HJ	H24	

LA TOMA (HJ)	LOJ	
4061 FT	272 KHZ	
06/24	HJ	
1700X30		
MACARA (HJ)	MAC	
1410 FT	1685 KHZ	
01/19	HJ	
1060X25		
MACAS (HJ)	MAS	
3281 FT	405 KHZ	
02/20	HJ	
2500X30MTS		
MACHALA (HJ)	MHL	MHV/
		CH58X
13 FT	250 KHZ	112.1
14/32	H-24	H-24
1200X20 MTS		
MANTA (HJ)	MNT	MNV/
		CH58X
0/R 02:30 UTC		
40 FT	250 KHZ	113.0
12/3		
1290X30 MTS		
05/23	HJ	H-24
2500/45 MTS		

PASTAZA (HJ)	PTZ	PAV
3421 FT	340 KHZ	
12/30	L/PAT	113.1/ CH78X
1540X35	1625 KHZ HJ	H-24
PORTOVIEJO (HJ)	PTN	
144 FT	390 KHZ	
12/30	HJ	
2200X30		
QUITO	UI0350HJ	QMS/CN97X IQ0
11:00-02:00 UTC		
9223 FT	ZUI290H24	115.0-H24 110.5
17/35	OLM400 HJ	QIT/ GP: 3,2 CH100X
3210X46	115.3-H24	H-24
RIOBAMBA (HJ)	RIO	
9171 FT	1655 KHZ	
05/23	HJ	
1600X30 MTS		
SALINAS (HJ)	SLS	SAV/CH88X
13 FT	415 KHZ	114.1
1120X40 MTS		
12/30		
2437X30 MTS	H-24	H-24

SAN CRISTOBAL (HJ) SCR
 58.2 FT 300 KHZ
 1900X20 MTS 0/R

MONTALVO (HJ)

1007 FT

08/26

1480X24

TARAPOA (HJ) TRP

787 FT 331 KHZ

12/30 HJ

1600X24 MTS

TIPUTINI (HJ) TPU

722 FT 375 KHZ

08/26 HJ

1100X20 MTS

TULCAN (HJ) TCL

9683 FT 418 KHZ

05/23 HJ

2460X30 MTS

ZUMBA (HJ)

4200 FT ZUM *

01/190 315 KHZ

900X25 MTS

H24: SERVICIO CONTINUO DIA Y NOCHE

HJ : DESDE LA SALIDA HASTA LA PUESTA DEL SOL

O/R: A SOLICITUD

* EQUIPO REMOVIDO

---ooo0ooo---

TRANSPONDER

7700	Código de Emergencia
7600	Código de falla de radio comunicación
7500	Código de secuestro
0000	Código de uso general
2000	Código de aeronaves sin asignación de claves
1400-1500	Código vuelos nacionales
5400-5500	Código de vuelos internacionales
1666	Aeronave de inspección de vuelo DAC
5566	Aeronaves con Vips a Bordo
0070-0077	Aeronaves con misión SAR
1400	Aeronaves civiles con vuelos VFR
1500	Aeronaves militares en areas restringidas

B I B L I O G R A F I A

1. ARAN ESCUER J. - ARAGONESES MANSO J.R., "Sistemas de Navesación Aérea", Paraninfo, Madrid, 1983.

BARISON ROBERTS E., "Manual de Navesación", Valparaíso, 1982.
2. DIRECCION DE SEGURIDAD AEREA Y TERRESTRE, "Boletín DIRSAT", Fuerza Aérea Ecuatoriana, Quito, 1986, No. 17.
3. DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL, "Reglamentos de los Servicios de Navesación Aérea", Quito, 1987.
4. ESCUELA DE LA USAF PARA LA AMERICA LATINA, "La Radiobrújula y Principios Fundamentales de Navesación", Fuerza Aérea de los Estados Unidos, Base Aérea Albrook, zona del Canal.
5. ESCUELA DE LA USAF PARA LA AMERICA LATINA, "Vuelo por Instrumentos", Fuerza Aérea de los Estados Unidos, Base Aérea Albrook, zona del Canal.
6. GONZALES BERNALDO DE QUIROZ J., "Radar y Ayudas a la Navesación Aérea", Paraninfo, madrid, 1982.
7. O.A.C.I., "Normas y Métodos Recomendados Internacionales para Aeródromos", 1983, Anexo 14.
8. POWELL J., "Radiosistemas del avión", Paraninfo, Madrid,

CLAVE DE LAS INSTALACIONES DE RADIO

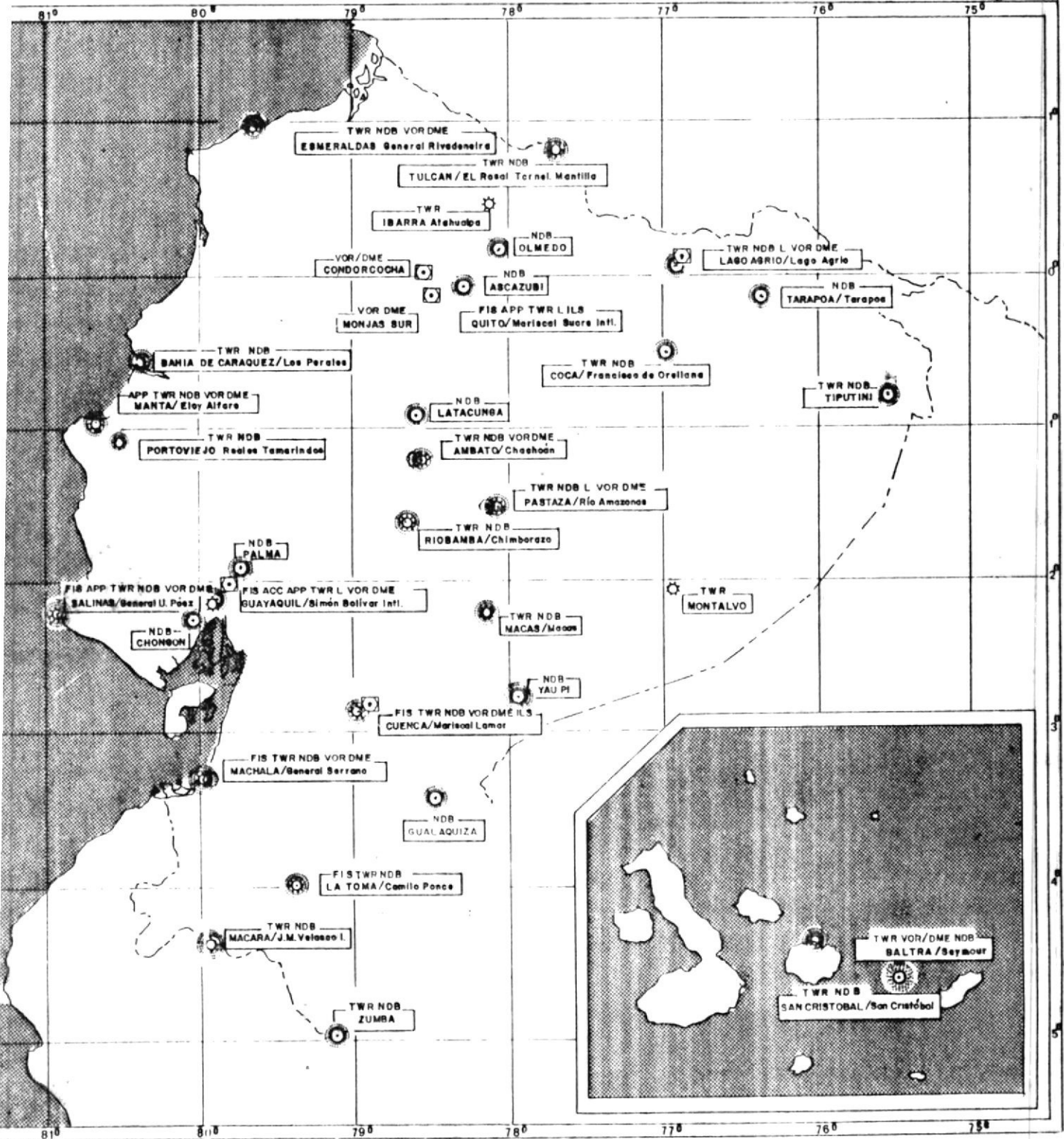


Fig. D.1 CLAVE DE LAS INSTALACIONES DE RADIO

1984.

9. TAYLOR S.E.T. - PARMARH.A., "Navesación Aérea",
Paraninfo, Madrid, 1982.

10. TAYLOR S.E.T. - PARMARH.A., "Radio-Ayudas para la
Navesación Aérea", Paraninfo, Madrid, 1982.



A.F. 142421