

APLICACION DE SISTEMAS ELECTRONICOS PARA EL
CONTROL DE LA NAVEGACION AEREA EN GUATEMALA



UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
Facultad de Ciencias y Humanidades

APLICACION DE SISTEMAS ELECTRONICOS PARA EL
CONTROL DE LA NAVEGACION AEREA EN GUATEMALA

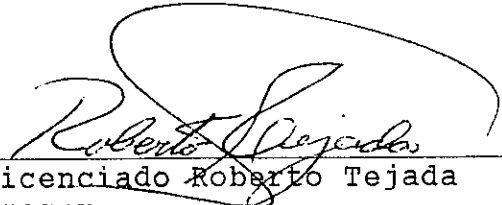
JOSE MICHAEL DUARTE CARRANZA

Trabajo de investigación presentado para optar
al grado académico de Licenciatura en
Ingeniería Electrónica

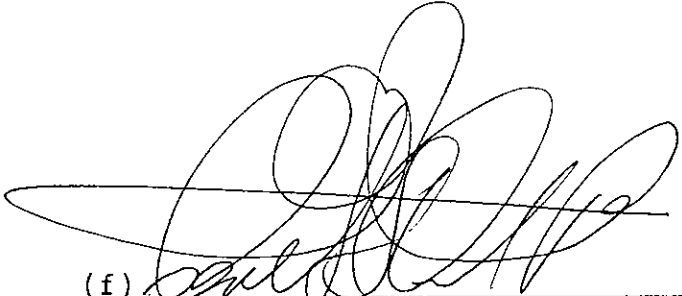
Guatemala

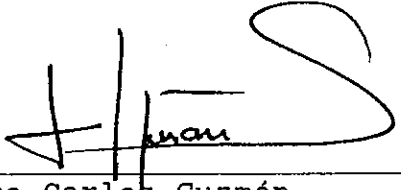
1993

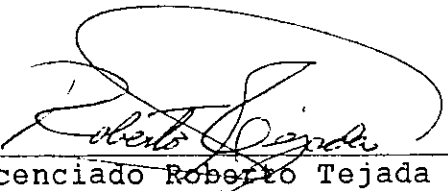
Vo. Bo.:

(f) 
Licenciado Roberto Tejada
Asesor

Tribunal:

(f) 
Ingeniero Robert Duke

(f) 
Ingeniero Carlos Guzmán

(f) 
Licenciado Roberto Tejada

Fecha de aprobación: 21 de mayo de 1993

AGRADECIMIENTOS

Agradezco profundamente la colaboración de todo el departamento técnico que labora en COCESNA (Corporación Centroamericana de Servicios de Navegación Aérea), ya que gracias a ellos pude llevar a cabo el presente trabajo, y en especial al Ingeniero Rubén Avila por su ayuda y consejos que me dio durante el desarrollo de este tema.

Agradezco también la valiosa colaboración del Ingeniero Leovigildo Bernal, Jefe del departamento de Telecomunicaciones y Ayudas de seguridad para la navegación aérea de la Dirección General de Aviación Civil, por el aporte de sus conocimientos y dedicación hacia este trabajo; al Ingeniero Roberto Tejada, asesor del mismo y al señor Rony Azurdia por su colaboración incondicional para el desarrollo de esta tesis.

Sin la ayuda de cada uno de ellos, este trabajo no sería una realidad.

RESUMEN

Este trabajo contempla varios aspectos de la seguridad que existe en la navegación aérea, tanto en el vuelo en ruta como en la aproximación. Para ello se describen los principales sistemas electrónicos de protección y ayuda para las aeronaves, entre ellos se describen: el sistema NDB, que es un radiofaro no direccional que emite una señal en todas direcciones y por medio de la cual, una aeronave, al detectarla, conoce su posición relativa respecto del radiofaro. El sistema DME, que provee a la aeronave la distancia a la que se encuentra del lugar donde el sistema está ubicado. El sistema VOR, mediante el cual cualquier aeronave conoce su ubicación "radial" respecto a un punto específico. El sistema ILS, que es una ayuda para la aproximación y con lo cual la aeronave conoce el eje central de la pista de aterrizaje y el ángulo de descenso que debe mantener para llevar a cabo un aterrizaje seguro.

Se muestra una descripción general sobre el funcionamiento de cada uno de estos sistemas y la ubicación de cada uno de ellos en el país, así como sus características operacionales. Además se discute la posible instalación de nuevos sistemas para aumentar el nivel de seguridad en la navegación aérea y se dan recomendaciones para llevar a cabo dicho objetivo.

CONTENIDO

	Página
I. INTRODUCCION.	1
II. RADIOFARO NO DIRECCIONAL (NDB).	5
A. Generalidades.	5
1. Introducción.	5
2. Identificación.	5
3. Sistema monitor.	6
B. Descripción del funcionamiento de una estación.	6
1. Presentación.	6
a. Sistema de transmisión/conmutación.	6
b. Acoplador de antena.	8
2. Sistema radiante.	9
C. Factores que influyen en el alcance.	12
D. Errores de marcación debido a los mecanismos de propagación.	13
E. Equipo de abordó.	14
III. EQUIPO RADIOTELEMETRICO (DME).	17
A. Conceptos generales.	17
1. Introducción.	17
2. Definiciones.	17
3. Consideraciones básicas.	17
a. Principio de funcionamiento.	17
b. Capacidad del sistema.	23
c. Modos de trabajo del interrogador DME.	23
d. Cobertura.	24
e. Precisión.	25
f. Radiofrecuencias y número de canales.	26
g. Cifrado de los impulsos.	26
h. Retardo del tiempo.	28
i. Identificación.	28
B. Teoría del equipo de una estación DME.	28
1. Transpondedor DME.	30
2. Monitor y parámetros monitoreados.	31
3. Antena.	32
C. Teoría del equipo de abordó.	32
1. Diagrama de bloques.	32

	Página
2. Panel de control de navegación VHF/DME.	34
3. Indicador DME.	35
IV. RADIOFARO OMNIDIRECCIONAL DE FRECUENCIA MUY ELEVADA (VOR).	37
A. Conceptos generales sobre el VOR.	37
1. Introducción.	37
2. Definiciones.	37
3. Consideraciones básicas.	38
4. Objeto del VOR.	39
a. El concepto de la diferencia de fase variable.	40
b. Método para transmitir las señales de 30 Hz.	42
5. Otras señales del VOR.	43
6. Descripción física de una estación VOR.	46
B. El sistema radiante.	47
1. Introducción.	47
2. Teoría básica de las antenas de ranura.	48
3. Descripción.	49
4. Diagramas de radiación.	50
C. Componentes que generan la señal de referencia.	55
1. La unidad del goniómetro.	55
2. El transmisor VHF.	56
3. El modulador.	57
D. Componentes que generan la señal variable.	57
1. El eliminador de modulación.	58
2. Goniómetro.	59
E. Espectro de la transmisión VOR.	66
F. El monitor VOR.	68
G. VOR Doppler (DVOR).	69
1. Ventajas del VOR Doppler sobre el VOR convencional.	69
2. Compatibilidad del VOR Doppler y el VOR convencional.	70
3. Forma de transmisión del VOR Doppler.	71
4. Sistema de antenas.	72
5. Compatibilidad de los patrones de radiación del CVOR y del DVOR.	73
6. Análisis matemático del DVOR.	73
H. Receptores e indicadores VOR de abordó.	77
V. SISTEMA DE ATERRIZAJE POR INSTRUMENTOS (ILS).	79

	Página
A. Introducción al sistema ILS.	79
1. Nociones de diferencia de profundidad de modulación.	79
a. Introducción.	79
b. Características del receptor de abordó.	79
c. Modulación del transmisor y modulación espacial.	81
d. Composición de las modulaciones del transmisor y espacial.	81
e. DDM normal.	84
f. DDM anormal.	85
g. Límites del DDM.	86
2. Pares de antenas, nociones de configuración SIP/SOP.	86
a. Introducción.	86
b. Campo de radiación total formado por un par de antenas.	88
c. Par alimentado con corrientes en fase (SIP).	89
d. Par alimentado con corrientes fuera de fase (SOP).	90
B. Descripción del sistema ILS.	91
1. Generalidades.	91
a. Introducción.	91
b. Composición del sistema.	92
1. Localizador.	92
2. Trayectoria de planeo (GLIDE SLOPE).	92
3. Marcadores.	93
c. Equipos asociados.	93
2. El localizador.	93
a. Generalidades.	93
b. Sistemas de antenas.	96
1. Patrón de radiación de una antena alford loop.	96
c. Tamaño del curso del localizador.	102
d. Sector de clearance.	103
e. Curso trasero del localizador.	103
f. Localizador direccional - Descripción del conjunto de antenas del localizador de tipo log-periódicas.	104
3. Trayectoria de planeo (GLIDE SLOPE).	108
a. Introducción.	108
b. Referencia de nulo.	112
1. Diagramas de radiación.	116
2. Formación de la trayectoria de planeo.	119
3. DDM y tamaño de la trayectoria.	120
a. Introducción.	120
b. DDM de la trayectoria de planeo.	121
c. Tamaño de la trayectoria de planeo.	121
4. Posición de las antenas.	122

	Página
5. Ajuste lateral (OFFSET).	122
c. Banda lateral de referencia.	123
1. Introducción.	123
2. Diagramas de radiación.	124
d. Efecto de captura.	126
1. Introducción.	126
2. Diagramas de radiación.	127
4. Aterrizaje de precisión y no precisión por instrumentos.	129
5. Marcadores (radiobalizas).	131
a. Introducción.	131
b. Descripción de los marcadores.	131
1. Marcador externo.	131
2. Marcador medio.	132
3. Marcador interno.	132
VI. SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (MLS).	133
A. Introducción.	133
B. Equipo terrestre.	135
1. Elementos del sistema.	135
2. Formato de la señal.	138
3. Función de guía en azimut.	139
4. Función de guía en elevación.	141
5. Funciones de datos.	142
6. Función telemétrica.	143
C. Ubicación de las antenas del equipo terrestre MLS.	143
D. Equipo de abordó.	143
VII. PRINCIPIOS BASICOS DEL RADAR.	145
A. Principio del radar primario.	145
1. Determinación de la dirección.	146
2. Terminología del pulso.	148
a. Potencia media, potencia de pico y tamaño del pulso.	148
3. Composición de un radar.	149
4. La antena.	150
5. El duplexor.	152
a. Distancia mínima.	153
6. El transmisor.	153
7. El receptor.	154

	Página
8. Alcance máximo y su limitación por el intervalo entre pulsos.	154
9. Radares de aterrizaje.	154
10. Resolución.	155
a. Resolución en distancia.	155
b. Resolución angular.	157
c. Resolución en azimut.	158
11. Ecuación de propagación del radar.	159
a. Introducción.	159
b. Objetivo de la antena del radar.	159
c. Reflexión de las ondas de radar por un objeto.	160
d. Influencia de la polarización de una antena de radar en la superficie equivalente del objeto.	160
e. Ecuación de propagación de la energía del radar.	162
1. Horizonte radar.	166
2. Propagación anómala.	166
3. Atenuación atmosférica.	167
f. El MTI y el efecto Doppler.	168
g. Ganancia variable a lo largo del tiempo.	168
B. Principios del radar secundario.	169
1. Objetivo.	169
2. Insuficiencia de los radares primarios.	170
3. Principio del IFF.	170
4. Principios del radar secundario.	171
5. Interrogaciones de los radares secundarios.	173
6. Respuestas de los transpondedores.	174
7. Fuentes de error en la interpretación de las respuestas.	176
a. Respuestas duplicadas por los ecos del suelo.	176
b. Respuestas asíncronas.	176
c. Respuestas a los lóbulos laterales.	178
d. Respuestas mezcladas.	179
- VIII. CRITERIOS PARA ELEGIR EL SITIO DE FUNCIONAMIENTO DE LAS RADIOAYUDAS Y CALCULO DE LA COBERTURA DE ESTOS SISTEMAS.	181
A. Sistema NDB.	181
1. Parámetros y exactitud del sistema.	181
2. Requerimientos del sitio.	181
3. Cobertura efectiva.	182
B. Sistema DME.	189
C. Sistema VOR.	189
1. Criterios de ubicación VOR C/D.	189

	Página
a. Características de diseño.	190
b. Características del terreno.	192
2. Cobertura del sistema VOR.	195
a. Cálculo teórico de la cobertura del VOR.	197
D. Sistema ILS.	203
1. Objetos reflectores.	203
2. Efectos de la topografía y declividad del terreno.	206
3. Requisitos del plano de reflexión para la trayectoria de planeo.	206
E. Ubicación del sistema DVOR/DME del aeropuerto "La Aurora".	208
IX. TENDENCIA DE LOS SISTEMAS DE NAVEGACION AEREA.	211
X. CALCULO DE LA COBERTURA DE LOS SISTEMAS VOR INSTALADOS ACTUALMENTE EN GUATEMALA Y DE OTROS SISTEMAS CUYA INSTALACION SE DISCUTE EN ESTE TRABAJO.	219
A. Ubicación y descripción de las radioayudas instaladas en el país.	219
B. Determinación de la cobertura de los sistema VOR.	219
C. Presentación de los cálculos y resultados obtenidos, tanto para los sistemas actualmente instalados como para los que se discuten en este trabajo.	226
XI. ANALISIS DEL SERVICIO DE SEGURIDAD AEREA QUE ACTUALMENTE SE OFRECE EN GUATEMALA Y POSIBILIDADES DEL MEJORAMIENTO DE DICHO SISTEMA.	277
XII. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.	299
XIII. BIBLIOGRAFIA.	305

LISTA DE TABLAS

Tabla		Página
5.1	Definiciones de la OACI de categorías de visibilidad en el aterrizaje.	130
10.1	Radioayudas instaladas en Guatemala.	221
10.2	Alcance máximo obtenible por la señal VOR para niveles de vuelo (FL) de 10, 15 y 20 mil pies sobre el nivel del mar.	224
10.3	Análisis de cobertura para el VOR de La Aurora.	227
10.4	Análisis de cobertura para el VOR de Rabinal.	230
10.5	Análisis de cobertura para el VOR del Puerto San José.	234
10.6	Análisis de cobertura para el VOR de Santa Elena.	236
10.7	Análisis de cobertura para el VOR de Puerto Barrios.	238
10.8	Análisis de cobertura para el VOR de Retalhuleu.	240
10.9	Análisis de cobertura para el VOR de Cobán.	242
10.10	Análisis de cobertura para el VOR de Huehuetenango.	245
11.1	Alcance de los sistemas NDB.	291

I. INTRODUCCION

La señalización de las rutas aéreas utilizadas por la aviación se obtiene a través de sistemas electrónicos especiales por medio de los cuales las aeronaves pueden ubicar su posición respecto de un punto de referencia. Existen diversos tipos de sistemas electrónicos que están diseñados con diferentes propósitos, entre ellos se tienen: el sistema NDB (radiofaro no direccional), que es un equipo que transmite una señal de identificación en todas direcciones con la que la aeronave, al volar sobre la región en la que existe dicha señalización, puede determinar su rumbo hacia una estación de tierra y dirigirse hacia ella. Generalmente los sistemas NDB no son usados como el principal sistema de navegación en ruta, sino que se utilizan en combinación con el sistema VOR. El sistema VOR (radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia) permite que una aeronave determine su posición respecto de una estación, estableciendo su marcación azimutal respecto del norte magnético; este sistema trabaja conjuntamente con el sistema DME (equipo radiotelemétrico), gracias al cual una aeronave conoce la distancia a la que se encuentra de una estación terrestre. El sistema VOR/DME ofrece al piloto de la aeronave una guía más segura y completa para el vuelo en ruta y aproximación comparado con el sistema NDB.

El sistema ILS (sistema de aterrizaje por instrumentos) fue diseñado con el objetivo de ayudar a la aeronave a realizar su aproximación final, de forma que pueda ejecutar un aterrizaje seguro, presentándole al piloto información altamente confiable sobre la posición relativa de la pista y sobre la trayectoria de descenso que debe ser recorrida por la aeronave hasta que el aterrizaje haya

sido completado. Todos estos sistemas son conocidos como sistemas de ayuda para la navegación aérea, conocidas también como "radioayudas" o "facilidades".

Además de los sistemas antes mencionados, que juegan un papel fundamental para conservar la seguridad en la navegación aérea, se utilizan otros sistemas electrónicos para mantener el control, tanto de la aproximación de las aeronaves hacia los aeródromos como del control de las rutas aéreas. Estos sistemas son conocidos como sistemas de radares y dependiendo del objetivo específico se utilizan radares primarios y/o secundarios. Todos estos sistemas, en conjunto, forman parte del control y ayuda de todas las aeronaves.

Debido a que la tecnología avanza día tras día, ya se están diseñando nuevos sistemas que reemplazarán los anteriormente descritos; por lo tanto ofrecerán una mayor seguridad a todas las aeronaves para el vuelo en ruta y para la aproximación.

Los primeros sistemas electrónicos que se instalaron en Guatemala fueron los sistemas NDB que en un principio eran el principal sistema de navegación aérea en los que se basaban las aeronaves para tener una guía de vuelo. Estos se fueron instalando en distintos puntos del territorio nacional, con el propósito de tener la mayor parte de la nación cubierta con señalización NDB. Luego fue necesario la instalación de sistemas VOR/DME, los cuales han sido instalados hasta la fecha en los lugares que se mencionan a continuación. El primer sistema VOR instalado en Guatemala fue un VOR convencional ubicado en el aeropuerto "La Aurora", el cual estuvo funcionando durante algunos años y luego fue removido por presentar problemas en su funcionamiento; en ese tiempo también existía un VOR convencional

en Chinautla. Este sistema fue reinstalado en el aeropuerto "La Aurora", pero un tiempo después empezó a presentar problemas debido a las obstrucciones que se construyeron a su alrededor, por lo que fue necesario, aproximadamente en el año 1980, la instalación de un nuevo sistema VOR Doppler/DME, marca Raytheon, que por su diseño es menos sensible a este tipo de obstrucciones. Aproximadamente en 1987, la compañía francesa Thompson, instaló sistemas VOR/DME en Rabinal y en el Puerto San José. En Santa Elena, Petén instaló únicamente un sistema DME, ya que anteriormente se había colocado un VOR marca Wilcox; con esto el sistema NDB dejó de ser el principal sistema de navegación aérea y se convirtió en un sistema secundario utilizado como soporte para la aviación, pero no perdió su importancia ya que, actualmente, sigue siendo utilizado en Guatemala. Debido a los problemas que presenta el aeropuerto de Guatemala, en cuanto al terreno y ubicación, no fue posible instalar un sistema ILS completo, sino que se colocó solamente el sistema localizador, equipo mediante el cual el piloto de la aeronave conoce el eje central de la pista de aterrizaje. Solamente en este aeropuerto existe dicha facilidad.

Uno de los objetivos de este trabajo es proporcionar una presentación de los conceptos que se manejan en el área de la navegación aérea, ya que es un campo desconocido en nuestro medio. Con lo anterior se describe la teoría de operación y funcionamiento de cada uno de los sistemas mencionados, de tal forma que cualquier persona interesada en este ramo podrá comprender dichos conceptos y tener una idea de lo importante de cada uno de los sistemas descritos en este trabajo.

Además se hace una presentación de los sistemas actualmente instalados en

Guatemala, describiendo las características principales de operación de tales sistemas.

El segundo objetivo es el de estudiar, analizar y dar recomendaciones para mejorar en lo posible la seguridad aérea en el territorio nacional. Con el análisis que se realiza en este trabajo, el grupo de técnicos e ingenieros que se encargan del mantenimiento de estos equipos, podrán contar con un método para calcular la cobertura de dichos sistemas y poder conocer el alcance teórico que presenta cada uno de estos.

II. RADIOFARO NO DIRECCIONAL (NDB).

A. Generalidades

1. Introducción. El NDB es un faro que transmite señales en todas direcciones, a través de las cuales una aeronave equipada con una antena direccional y un receptor puede determinar su rumbo hacia una estación de tierra y dirigirse hacia ella. Esta radioayuda opera en el rango de frecuencia de 190 a 1800 KHz, con una identificación mediante un tono de 1020 Hz ó 400 Hz modulando una portadora.

En ciertas situaciones una radioayuda puede tener una identificación producida por la interrupción de una portadora. A través de esta radioayuda puede usarse también comunicación telefónica.

El transmisor de tierra emite la señal mediante una antena omnidireccional polarizada verticalmente. La potencia del transmisor varía de 20 W a 5 KW.

Generalmente los NDB no son usados como el sistema principal de la navegación en ruta, sino que se utilizan en combinación con el VOR. Suele emplearse a los NDB como complemento en el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS). Cuando se emplean de esta forma se denominan radiofaros de localización por brújula.

2. Identificación. Cada NDB debe ser identificado por dos o tres letras en

código morse, transmitidas a razón de 7 palabras por minuto, aproximadamente. La identificación completa debe ser transmitida por lo menos una vez cada 30 segundos, excepto en el caso en que la identificación se haga por interrupción de la portadora. En este caso se hará a intervalos aproximados de 1 minuto.

En los NDB con cobertura nominal igual o menor que 50 NM, que son localizados cerca de los aeropuertos, la identificación será transmitida por lo menos 3 veces cada 30 segundos a intervalos iguales de tiempo.

La frecuencia del tono de modulación será de 1020 ± 50 Hz o 400 ± 25 Hz.

3. Sistema Monitor. Cada equipo debe estar provisto de controles adecuados para detectar cualquiera de las siguientes condiciones anormales:
 - a. una disminución de la potencia de la portadora radiada, en más del 50 % abajo de la requerida para cobertura nominal.
 - b. falla en la transmisión de la señal de identificación.
 - c. falla en el funcionamiento del propio sistema monitor.

B. Descripción del funcionamiento de una estación

1. Presentación. Generalmente el equipo de tierra presenta la configuración que se muestra en la fig. 2-1.
 - a. Sistema de transmisión/conmutación.
 1. Transmisor. En general, el sistema está formado por dos transmisores (principal y reserva) conmutables en forma manual

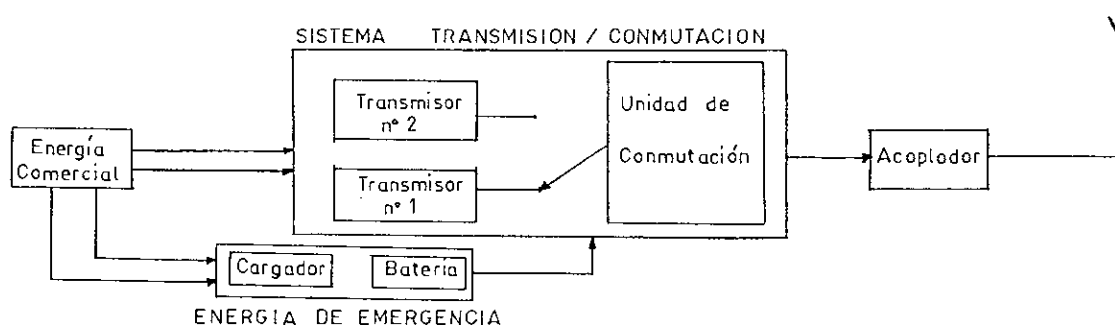


Fig. 2-1 Presentación de una estación completa.

o automática por una unidad de conmutación asociada a los mismos. La mayoría de los transmisores tienen la constitución que se muestra en la fig. 2-2.

(1) Fuente de alimentación.

Es la unidad que acepta y redistribuye los voltajes AC, acepta el voltaje de las baterías y las distribuye en el caso que la energía comercial falle.

(2) Unidad de comando.

Genera la onda portadora (RF) y da indicaciones de los voltajes y corrientes de los módulos de potencia.

(3) Manipulador automático digital.

Genera el tono de 1020 Hz. En esta unidad se realiza la programación del código de identificación de la estación, posee una llave para permitir la salida de un tono continuo o la identificación. En ella puede introducirse un micrófono para la transmisión de mensajes por telefonía.

(4) Módulos de potencia.

Cada módulo recibe señales RF o de audio, las modula y entrega una salida de RF modulada en amplitud.

(5) Unidad de combinación.

Recibe la energía de cada módulo de potencia, las cuales suma y entrega la

potencia total a la unidad asociada con los transmisores.

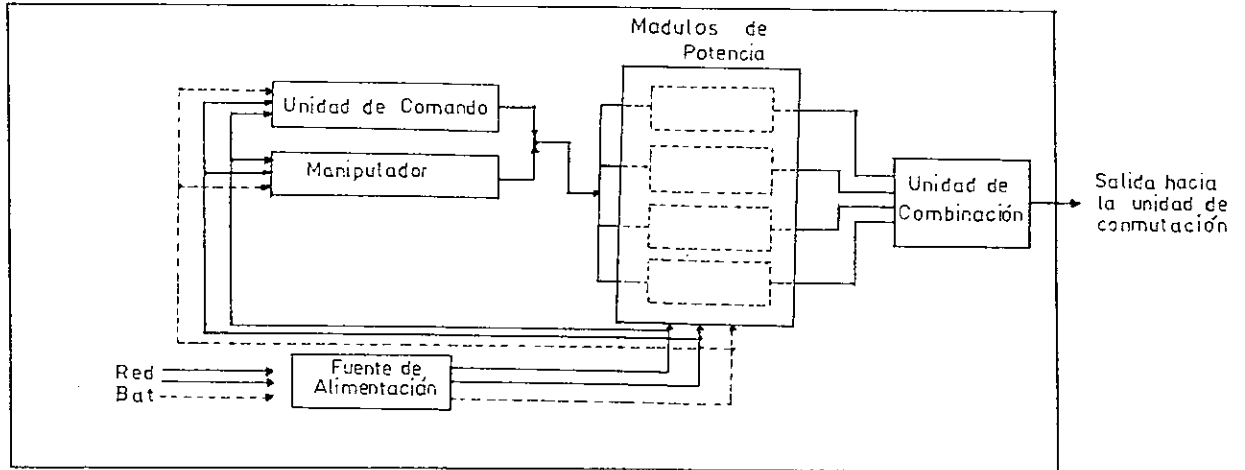


Fig. 2-2 Transmisor.

2. Unidad de conmutación. La unidad de conmutación monitorea continuamente el nivel de potencia y la identificación entregada a la antena. Si por más de 5 segundos la potencia cae por debajo de 3 dB o si se da una falla en la identificación, debido a la pérdida de tono o la existencia de un tono continuo, o si la señal reflejada excede un valor predefinido, la unidad de conmutación provocará un cambio de transmisor.

b. Acoplador de antena. El acoplador de antena realiza una adaptación de impedancia de la antena con la línea de transmisión para poder transferir la máxima energía del transmisor a la antena.

Generalmente el acoplador de antena acopla los 50 ohmios de salida del transmisor a la antena de mástil, antena "T" o antena "H".

El acoplador consiste de un transformador de impedancia, una bobina larga con derivaciones con un anillo rotatable y un medidor.

El anillo rotatable es movido por un motor que es controlado por un circuito de manejador de motor de autosincronización. El transformador de impedancia iguala los 50 ohmios de salida del transmisor con cualquier impedancia entre 2 a 25 ohmios. La impedancia del transformador es escogida cuando se selecciona una de las once derivaciones que presenta el secundario del transformador. El sintonizador es una bobina de 143 vueltas con derivaciones para ajustes grandes y un anillo rotatable para ajustes finos. El rango de sintonización es de 22 microhenrios a 1.4 milihenrios, el cual es suficiente para sintonizar cualquier antena en el rango de frecuencia de 190-625 KHz. El circuito de autosintonización compara la fase del voltaje y la corriente a la entrada del acoplador y mueve el anillo en el sintonizador en la dirección apropiada para sintonizar el sistema de antena. Un sistema de antena propiamente sintonizado tiene una fase relativa cero entre el voltaje y la corriente de la entrada de RF. Cuando el sistema cambia de modo que la carga muestra componentes reactivos, inductivos o capacitivos, no se dará alguna acción hasta que la magnitud de la fase exceda el nivel determinado por los ajustes de control de tolerancia; cuando este nivel de fase se exceda, los circuitos activarán el motor de sintonización en la dirección apropiada para que la carga sea completamente resistente.

2. Sistema radiante. El sistema radiante está compuesto por la torre radiante, la carga capacitiva terminal (top loading) y la red de tierra (ver fig. 2-3, 2-4, 2-6).

La torre radiante es una antena vertical cuya altura debe ser de por lo menos $1/4$ de longitud de onda de la frecuencia de la estación para condiciones óptimas. Como esas alturas son impracticables, las antenas se montan a

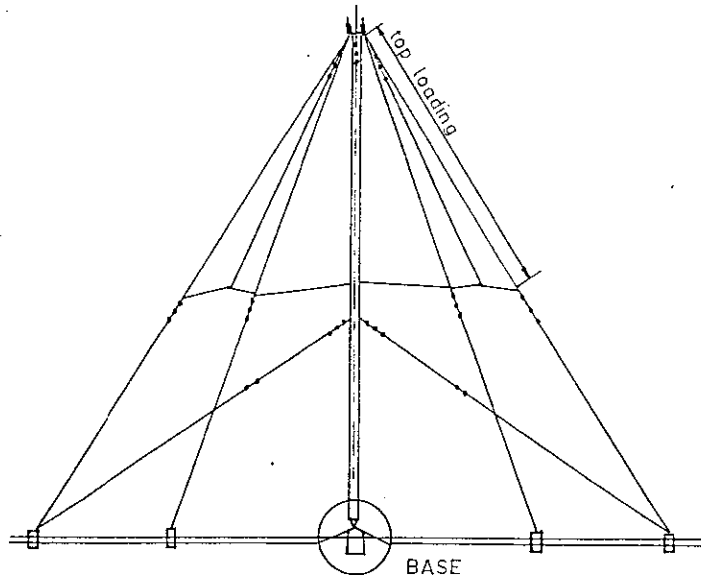


Fig. 2-3 Torre radiante.

alturas próximas a submúltiplos de $1/16$ de la longitud de onda de la frecuencia media del rango de frecuencias y se instala una carga capacitiva terminal en la antena para aumentar la longitud eléctrica de la misma. Se forma entonces una antena vertical con una capacidad en su extremo superior; esta capacitancia está, en la mayoría de las veces, constituida por un conjunto de hilos o por una placa metálica.

La antena es instalada sobre un aislador de porcelana y éste es apoyado en una placa metálica. En esta placa son soldadas las extremidades internas de los radiales del plano de tierra. Entre esa placa y la base de la antena se instalan centelladores para facilitar el camino de las descargas eléctricas (ver fig. 2-5).

La red de tierra es de extrema importancia para una estación, normalmente

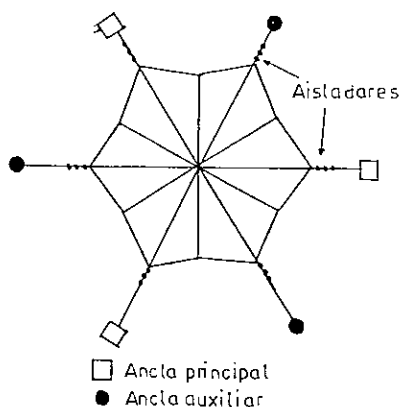


Fig. 2-4 Carga de cima (top loading).

está compuesta de 36 radiales de alambre de cobre, aunque el número exacto para una instalación en particular depende de las condiciones del lugar, la conductividad del suelo y el clima. Los radiales tienen una longitud igual a la altura de la antena, y el sistema tiene dos anillos de cobre (uno de radio igual a la longitud de los radiales y el otro con un radio de 3 metros). En el final de cada radial se entierra una varilla de cobre de 3m. Todo este sistema de tierra es soldado con ligamento especial y enterrado a 30 cm del suelo, aproximadamente.

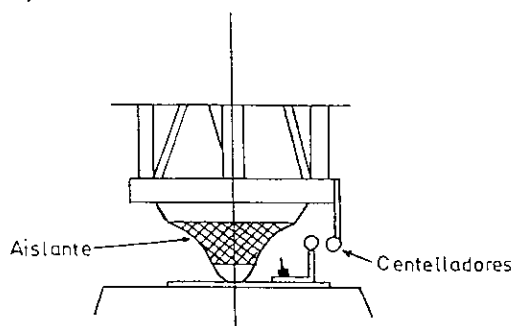


Fig. 2-5 Base de aislante.

La red de tierra antes descrita está patronizada a fin de obtener una resistencia de tierra lo más baja posible. La baja resistencia de tierra aumenta la eficiencia de radiación.

C. Factores que influyen en el alcance.

Los siguientes factores influyen en el alcance de un NDB:

- la potencia del transmisor
- la altura de la torre
- la frecuencia de operación y
- la conductividad del suelo en el que pueden considerarse:

- La conductividad del suelo en el área de la torre radiante, que depende de la extensión y el número de radiales de la red de tierra (se ha observado un mejoramiento en la eficiencia de radiación cuando se aumenta el número de radiales de la red de tierra).

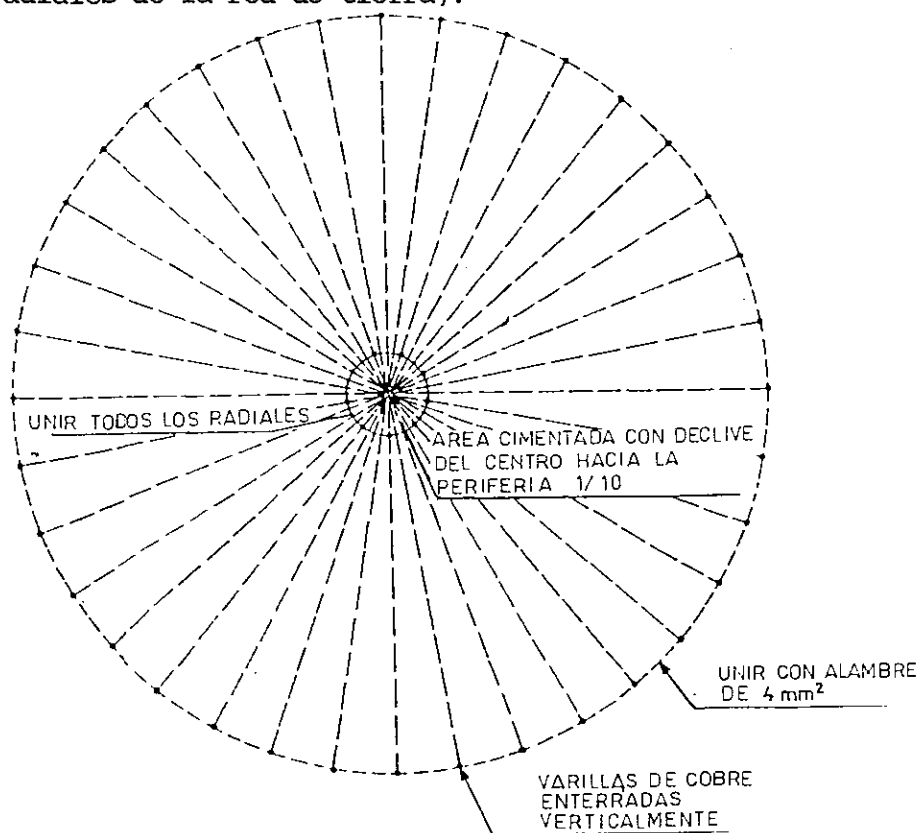


Fig. 2-6 Red de tierra.

- La conductividad del suelo entre las antenas transmisoras y receptoras; esta conductividad depende estrictamente del tipo de suelo entre

estaciones.

- Nivel del ruido atmosférico, este varía de acuerdo al área geográfica en cuestión, con la hora del día y la estación del año.

D. Errores de marcación debido a los mecanismos de propagación.

Las ondas electromagnéticas producen los mismos fenómenos que la luz durante su propagación. Asimismo, dependiendo de la banda de frecuencia, pueden sufrir reflexiones, difracciones y en general están sujetas a refracciones, que es el cambio de dirección de propagación en función del medio ambiente en que ellas penetran.

En la banda de frecuencias bajas y medias, la propagación se da, principalmente, por las ondas terrestres, cuya dirección de propagación es alterada debido a las condiciones del terreno sobre el cual se propagan. Asimismo, si el terreno tiene características que se alteran entre el NDB y la aeronave el puntero del ADF (Determinación automático de dirección) presentará variaciones en sus marcaciones.

Cuando la aeronave vuela sobre terreno montañoso, las marcaciones de ADF pueden variar constantemente, pudiendo ocurrir variaciones de hasta 20° siendo las más comunes las de 5°.

La fuente de interferencia es la reflexión de la energía provocada por las superficies verticales del terreno. Estas superficies actúan como espejos y reflejan la energía que les llega. Por eso el ADF recibirá marcaciones de dos o más fuentes que, al estar transmitiendo a la misma frecuencia, están localizadas

en diferentes direcciones. La marcación instantánea es la media entre las marcaciones recibidas.

La fig. 2-7 ilustra gráficamente los fenómenos que alteran las marcaciones del ADF. Una estación S transmite con igual intensidad en todas sus direcciones. Parte de la energía llega a una montaña localizada en M por la que es reflejada hacia el receptor D, que está tratando de determinar su marcación hacia S. El ADF no indicará una marcación hacia S ni hacia M, sino que indicará una marcación hacia B, que es la resultante de las dos fuentes de radiación.

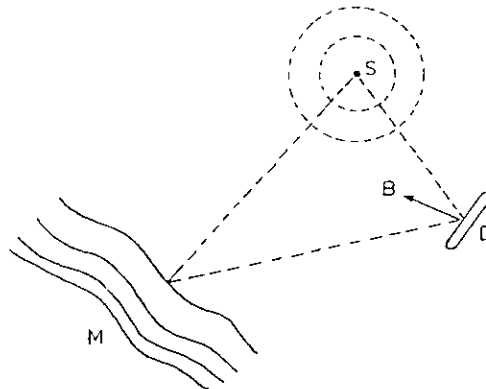


Fig. 2-7 Efecto de montaña.

E. Equipo de abordó.

La aeronave utiliza un sistema de antena direccional para rastrear la señal producida por el NDB, y producir una indicación del rumbo del NDB respecto de la nariz de la aeronave, utilizando para ello un equipo denominado Determinación Automática de Dirección, conocido también como Radiogoniómetro automático (ADF). A diferencia del VOR, el sistema NDB/ADF no da una indicación directa del azimut del avión respecto del radiofaro; ésta se obtiene al combinar la lectura ADF con la de la brújula magnética de la aeronave. Tampoco se dispone de información de distancia.

La fig. 2-8 ilustra una versión simple de un indicador ADF del tipo de indicador radiomagnético (RMI). El ángulo de la aguja muestra el rumbo de la estación respecto de la nariz de la aeronave. El rumbo real a partir del norte magnético del NDB de la posición de la aeronave está dado por el valor de la carátula de la brújula señalado por la aguja.

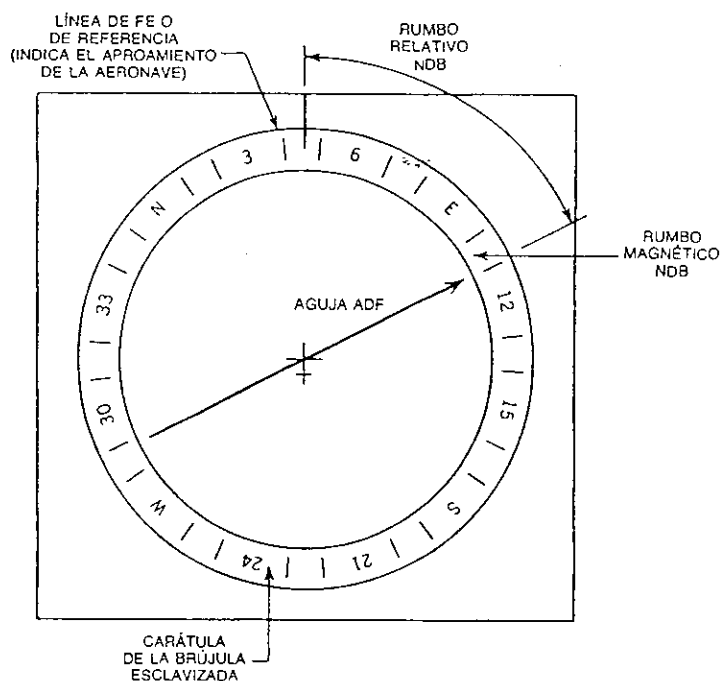


Fig. 2-8 Indicador del ADF (Radiogoniómetro automático).

III. EQUIPO RADIOTELEMETRICO (DME).

A. Conceptos generales

1. Introducción. En esta parte se presentará en forma ambivalente los conceptos básicos sobre el funcionamiento y el uso del equipo medidor de distancias y la importancia que tiene esta radioayuda dentro del sistema moderno de la navegación aérea.

2. Definiciones. El DME (Distance Measuring Equipment) es un equipo telemétrico que mide la distancia avión-sistema DME y proporciona este dato al piloto, directamente, en un instrumento indicador calibrado en millas náuticas. Forma parte del sistema de navegación RHO-THETA conjuntamente con el equipo VOR. El sistema RHO-THETA es un sistema de determinación de posición que se basa en la medida de distancia y marcación a un punto fijo.

3. Consideraciones básicas.

a. Principio de funcionamiento. El principio de funcionamiento del DME es el mismo que el del SSR (secondary surveillance radar), que además de trabajar en la misma banda de frecuencias, se fundamenta en la medida del tiempo transcurrido entre la emisión de un impulso de radiofrecuencia desde el avión y la recepción abordo de otro impulso transmitido por la estación de tierra, en respuesta a aquel, aprovechando la capacidad de las ondas electromagnéticas de propagarse a una velocidad constante de 300000 Km/s. Efectivamente, si conocemos el tiempo que tarda el impulso en ir hasta la

estación de tierra y volver a la aeronave, podemos mediante la fórmula $d = vt$ calcular la distancia recorrida por el impulso, que en este caso, por ser la de ida y vuelta, es el doble de la que mide entre la aeronave y la estación de tierra.

El equipo de abordo, llamado INTERROGADOR, está constituido por un emisor que genera y transmite los impulsos de interrogación, un receptor para recibir los impulsos de respuesta y un dispositivo electrónico que calcula la distancia y excita al indicador correspondiente.

El equipo de tierra, llamado RESPONDEDOR, dispone de un receptor que capta el impulso de interrogación, una unidad conversora que analiza dicho impulso y un transmisor que, gobernado por la unidad conversora, emite el correspondiente impulso de respuesta.

Tanto el equipo de abordo como el de tierra utilizan una misma antena para transmisión y recepción. En ambos casos la antena es de característica omnidireccional en el plano horizontal. Las señales de aire y de tierra se radian con polarización vertical. En el caso hipotético que la estación de tierra fuera a ser utilizada por una sola aeronave cada vez, el mecanismo del sistema podría ser relativamente sencillo; bastaría que el interrogador de la aeronave emitiera un breve impulso en la radiofrecuencia a que estuviera sintonizado el receptor de la estación de tierra y que ésta emitiera un impulso de respuesta que sería aceptado y procesado por el receptor de la aeronave para computar el tiempo

transcurrido. Este proceso, que se repetiría en forma continua, se podría realizar utilizando la misma radiofrecuencia para los impulsos de interrogación y de respuesta. A fin de no complicar el sistema, todos los impulsos de interrogación podrían ser de iguales características, pero, para evitar errores, habría que tomar precauciones para asegurar que cada impulso de respuesta fuera el correspondiente al impulso de interrogación emitido inmediatamente anterior. Para ello, el intervalo entre los impulsos de interrogación tendría que ser superior al tiempo que necesitan los impulsos para recorrer el camino de ida y vuelta correspondiente al alcance máximo del sistema.

Veamos ahora lo que ocurriría si varias aeronaves trataran de utilizar simultáneamente la estación supuesta. Se plantearía el problema de que cada aeronave podría confundir las respuestas a sus propios impulsos con los de interrogación de las otras aeronaves y con las de respuesta de la estación de tierra a estos últimos. Para resolver este problema se emplean dos frecuencias distintas, una para las interrogaciones y otra para las respuestas, con lo cual se evita que los impulsos de respuesta se confundan con los de interrogación. Ahora sólo se hace necesario encontrar un método que permitiera discriminar los impulsos de respuesta al interrogador propio de las que corresponden a los otros interrogadores. Antes de esto consideremos lo siguiente:

Supongamos que la aeronave que va a utilizar el DME se está desplazando a 1000 Km/h y que en los momentos iniciales del proceso de interrogación, llamado PERIODO DE BUSQUEDA, el ritmo de repetición de sus impulsos de interrogación es de 150 por segundo. Suponiendo que este ritmo fuera regular, el intervalo de tiempo entre dos impulsos consecutivos de interrogación sería de 6.67 ms. En este

lapso la aeronave se habría desplazado 1.85 m. Al cabo de una secuencia de 10 impulsos de interrogación, la aeronave se habrá desplazado 18.5 m. Incluso este último desplazamiento no es apreciable para la precisión de medida del dispositivo de abordó. Por consiguiente, para efectos de dicho dispositivo, se puede considerar que la aeronave se halla "inmóvil" durante períodos de tiempo de esta duración y aún mayores. Esta circunstancia es precisamente la que aprovecha el equipo de abordó para determinar cuáles, de entre todos los impulsos que recibe del respondedor de tierra, son los de respuesta a sus propias interrogaciones.

En efecto, si en el transcurso de una de estas secuencias, de 10 impulsos o más, la aeronave permanece "inmóvil", o sea a la misma distancia de la estación, los intervalos de tiempo sucesivos, que median entre cada impulso de interrogación y el de respuesta correspondiente, tendrán todos la misma duración. El equipo interrogador de abordó cuenta con una unidad automática, llamada de BUSQUEDA Y SEGUIMIENTO que, tomando como referencia los impulsos, va explorando sistemáticamente el espectro del tiempo, buscando el período para el cual se cumple la condición que se ha mencionado, o sea busca hasta localizar el período de tiempo constante para el cual se repite la aparición de un impulso de respuesta tras cada impulso de interrogación.

Pero esta condición no es suficiente para asegurar que esos impulsos de respuesta son los que correspondan a las interrogaciones propias, ya que también se cumpliría para los correspondientes a otra aeronave que interrogara a un ritmo idéntico al de la propia. Veamos esto con un ejemplo:

Supongamos que la aeronave A que interroga se encuentra a 300 Km de

distancia de la estación (ver fig. 3-1). El tiempo t que tardará en recibir las respuestas, con referencia a sus interrogaciones, será:

$$t = 2d/v = 2(300 \text{ Km})/300,000 \text{ Km/s} = 2 \text{ ms}$$

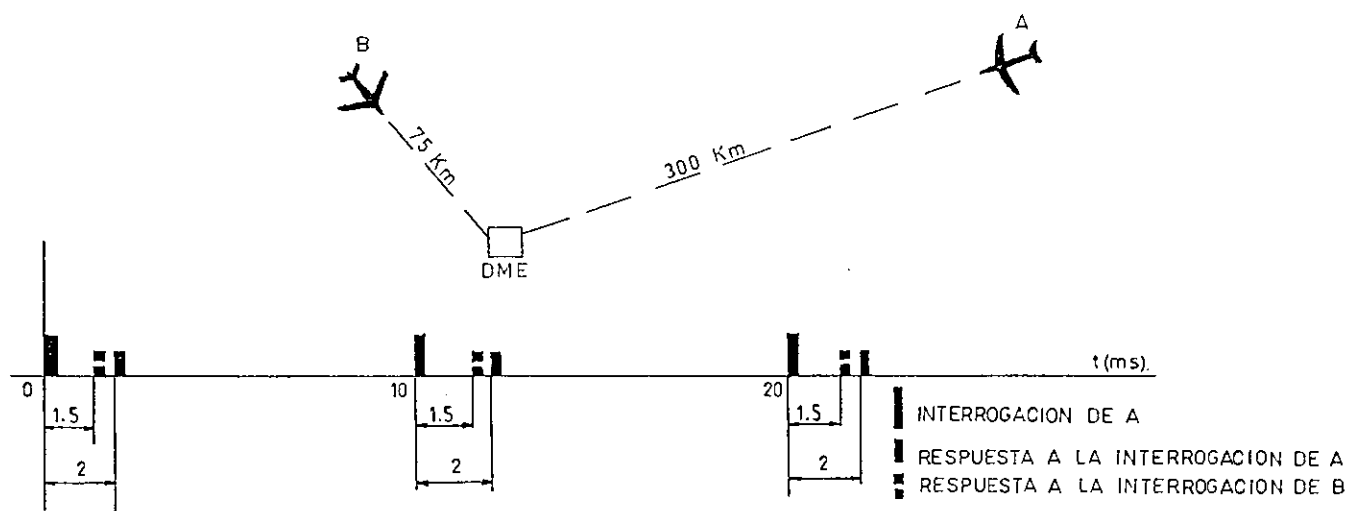


Fig. 3-1 Representación gráfica en el espectro del tiempo de los pulsos de interrogación emitidos por la aeronave A y de los de respuesta que se reciben en dicha aeronave, tanto de contestación a sus propias interrogaciones como a las de B.

Para simplificar, supongamos que el ritmo de repetición de las interrogaciones es de 100 por segundo, es decir que envía un impulso de interrogación cada 10 ms. Si tomamos como referencia el momento en que envía el primer impulso, las interrogaciones ocurrirán a los 0, 10, 20, 30, etc. milisegundos y las respuestas las recibirá a los 2, 12, 22, 32 ms., etc.

Supongamos también que otra aeronave B se halla a una distancia cualquiera, pongamos a 75 Km de la estación de tierra, interrogándola exactamente al mismo

ritmo de 100 interrogaciones por segundo y que estos impulsos de interrogación se producen en un tiempo cualquiera t_1 , digamos $t_1 = 0.25$ ms, después de los de la aeronave A. Cada uno de estos impulsos tardará en llegar a la estación de tierra un tiempo:

$$t_2 = d_1/v = 75 \text{ Km}/300,000 \text{ Km/s} = 0.25 \text{ ms}$$

Las respuestas de la estación a estos impulsos llegarán al receptor de la aeronave A al cabo de un tiempo adicional:

$$t_3 = d/v = 300 \text{ Km}/300,000 \text{ Km/s} = 1 \text{ ms.}$$

Luego, en la aeronave A se recibirán impulsos de respuesta correspondientes a las interrogaciones de B al cabo de un tiempo $t_1 + t_2 + t_3 = 0.25 + 0.25 + 1 = 1.5$ ms de cada interrogación propia, o sea, a los 1.5, 11.5, 21.5, 31.5, etc. ms en nuestro ejemplo. Es decir que además de los impulsos de respuesta correctos que se recibirían 2 ms después de cada interrogación, indicando que la aeronave se hallaba a 300 Km de la estación, también se recibirían impulsos de respuesta ajenos 1.5 ms después de cada interrogación, que indicarían una distancia falsa de 225 Km. Esta ambigüedad también se produciría si la frecuencia de repetición de los impulsos de interrogación de la aeronave B fuera un múltiplo exacto de la de A, e incluso por combinación de impulsos de varias aeronaves.

Sin embargo, observemos que una de las condiciones que tienen que darse para que se produzca esta circunstancia indeseable es la identidad en los ritmos de interrogación o que uno sea múltiplo exacto del otro. Entonces, la solución al problema se consigue haciendo variable el ritmo de interrogación. En el equipo de abordo, el generador que controla los impulsos de interrogación ha sido

diseñado para que su frecuencia sea inestable, con la ley de variación lo más errática posible, de forma tal que sea casi inexistente la posibilidad de que varias aeronaves puedan continuar enviando impulsos a la misma cadencia.

b. Capacidad del sistema. El equipo de tierra puede ser utilizado por varias aeronaves al mismo tiempo, pero existe un límite para el número de aeronaves con las que una estación DME puede trabajar, ya que si el número es muy grande, el espectro del tiempo se llenaría, con lo que aumentaría la posibilidad de que en el equipo de abordó de una aeronave se repitiera la aparición de un impulso ajeno en relación a su impulso de interrogación. Para evitar esto, el respondedor está dotado de un dispositivo automático que limita el número de respuestas a un máximo de 2700 por segundo, lo que permite que aproximadamente 100 aeronaves puedan trabajar en forma simultánea con un mismo DME. Este dispositivo trabaja sobre el umbral de recepción, por lo que si hubiera más de 100 aeronaves interrogando, se quedarían sin respuesta aquellas cuyas señales de interrogación llegaran más débiles.

c. Modos de trabajo del interrogador DME. Toda vez que el interrogador es ligado a un nuevo canal o se haya dado una pérdida prolongada de señal (mayor de 10 seg.), se inicia la fase de BUSQUEDA; en esta fase el interrogador emite interrogaciones en una tasa alta, de 150 pulsos por segundo. La idea es que cuanto más interrogaciones sean hechas, más respuestas serán obtenidas, facilitando la determinación de las propias respuestas. Lo que posibilita esa determinación es el hecho de que las respuestas a una aeronave están sincronizadas con las interrogaciones hechas por ella y desincronizadas con las interrogaciones hechas por otras. Una vez determinado en qué punto están

ocurriendo sus propias respuestas, el equipo de abordaje envía la distancia correspondiente al mostrador y conmuta automáticamente a la fase de SEGUIMIENTO, disminuyendo el ritmo de sus interrogaciones a 30 pulsos por segundo. Durante la fase de seguimiento aparece la información en el indicador DME y ésta varía constantemente de acuerdo a si la aeronave se aproxima o se aleja de la estación terrestre.

El submodo de MEMORIA se utiliza automáticamente cuando se pierde la recepción de señales provenientes del respondedor, ya sea en forma temporal o permanente. Si esta pérdida se produce por un tiempo mayor de 10 segundos, automáticamente se pasa del submodo de seguimiento al de búsqueda. Si se vuelve a recibir la señal durante el submodo de memoria (10 segundos), automáticamente se vuelve al submodo de seguimiento. El sistema trabaja aproximadamente hasta una distancia de 390 NM (720 Km) en el modo de búsqueda y seguimiento.

Además de esto, el DME es afectado por ecos, señales reflejadas en la superficie terrestre; para evitar que el eco de una interrogación sea respondido por la estación de tierra, el transpondedor, después de recibir una interrogación, no acepta otra durante 60 μ s. Este tiempo es llamado tiempo de apagamiento o tiempo muerto. De este modo no todas las interrogaciones hechas por una aeronave son respondidas.

d. Cobertura. Dado que el DME trabaja en la banda de frecuencias UHF, su alcance teórico está limitado al "horizonte visual". El alcance práctico depende de:

- La potencia de los transmisores; la magnitud de la potencia pico de los

transmisores de abordo va de 50 W a 2000 W y la de estación de tierra que varía de 1 KW para servicio de terminal (radio de 30 NM o menos) a 10 KW en el caso del servicio en ruta de larga distancia.

- Sensibilidad de los receptores.
- Altitud de la estación de tierra y de la aeronave.
- Características de la antena.

En general, el alcance está comprendido entre 75 NM y 200 NM (ver fig. 3-2).

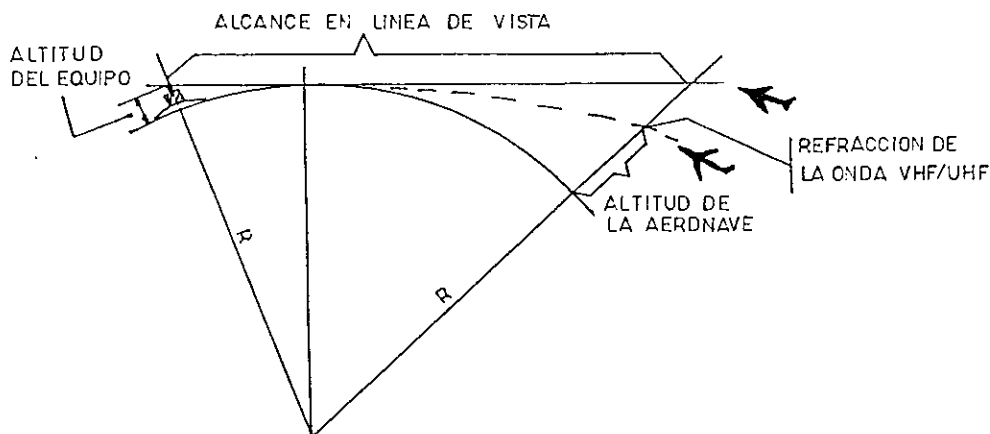


Fig. 3-2 Alcance del equipo DME.

e. Precisión. A distancias de 0 a 200 NM del respondedor, el error que cometen los equipos es a lo sumo ± 0.5 NM ó $\pm 3 \%$ de la distancia indicada, tomándose el que resulte mayor entre ambos. Este error es el que se comete al medir la distancia oblicua entre la aeronave y la estación.

Dado que en la práctica la distancia que generalmente interesa no es la oblicua sino su proyección sobre el terreno, debe tenerse en cuenta que si bien para distancias grandes la diferencia entre ambos es despreciable, a medida que la aeronave se aproxima a la estación y sobre todo si lo hace a niveles altos,

la diferencia puede ser significativa. Debe tenerse presente que lo anterior no implica en sí un error, sino una diferencia susceptible de ser corregida en caso necesario.

f. Radiofrecuencias y número de canales. El sistema DME trabaja en la banda de frecuencias de 960 a 1215 MHz (UHF) con un espaciado de 1 MHz entre canales. Cada canal tiene asignadas dos frecuencias, una de interrogación y otra de respuesta que, difieren entre sí en 63 MHz.

Este apareamiento de frecuencias, dentro de la banda asignada, da lugar a 126 canales. Sin embargo, para aumentar dicho número se ha introducido una codificación en los impulsos que permite obtener dos canales distintos, denominados X e Y, de cada par de frecuencias de trabajo, doblando así el número de canales disponibles. Los equipos DME instalados en Guatemala operan solamente en los canales X.

A fin de simplificar la operación de sintonización por parte del piloto, estos canales han sido apareados en forma normalizada con los canales de VHF correspondientes a las radioayudas VOR e ILS, a las que generalmente el DME va asociado. De acuerdo a ello el equipo de abordaje está construido de forma tal que cuando se sintoniza un VOR o un ILS automáticamente se sintoniza la frecuencia del DME asociado.

g. Cifrado de los impulsos. Para poder diferenciar y definir los modos entre sí, las interrogaciones y respuestas de los modos X e Y, y a su vez, discriminar contra cualquier interferencia que pudiera producirse,

cada impulso de interrogación o respuesta está constituido por una pareja de impulsos cuya envolvente tiene la forma gaussiana (por ser la que menor interferencia causa entre canales adyacentes), cuyas características son las que se muestran en la fig. 3-3.

Todos los impulsos tienen la misma duración, y la codificación para diferenciar los canales X e Y está basada exclusivamente en el espaciado entre los dos impulsos que conforman la pareja de cada interrogación o respuesta.

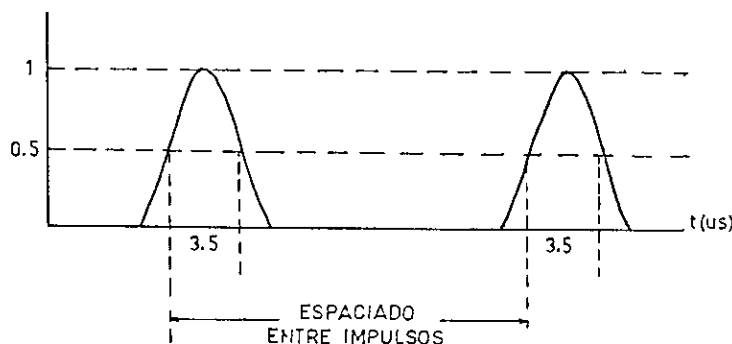


Fig. 3-3 Pulsos que forman las interrogaciones y respuestas de un sistema DME.

Espaciado entre impulsos del par.

Modo	Interrogaciones	Respuestas
X	12 μ s.	12 μ s.
Y	36 μ s.	30 μ s.

h. Retardo del tiempo. En forma similar a lo que ocurre en el equipo de abordo, el equipo de tierra va provisto de un circuito descifrador, de manera que el respondedor sólo se active cuando se reciban parejas de impulsos de características apropiadas, es decir cada impulso debe tener el ancho predeterminado y la separación entre ambos debe corresponder al del modo del canal asignado.

En este proceso de análisis, el descifrador emplea un tiempo que no sólo depende del espaciamiento entre impulsos, sino también de las características de los materiales y del diseño de los circuitos. Es obvio que para el cálculo de la distancia, este tiempo deberá ser descontado del que se mide en la aeronave entre la emisión de interrogaciones y la recepción de sus correspondientes respuestas. A fin de que el equipo de la aeronave pueda ser diseñado para descontar este tiempo en forma automática, el retardo de tiempo de todas las estaciones de tierra ha sido normalizado en 50 μ s.

i. Identificación. Periódicamente la estación DME envía un tren de pares de pulsos espaciados 740.7 μ s., período que corresponde a una frecuencia de 1350 Hz, que es utilizada para enviar señales de identificación de la estación.

El período de identificación es de 30 seg. el cual está dividido en cuatro partes de 7.5 seg., siendo las tres primeras para un VOR y la cuarta para el DME.

B. Teoría del equipo de una estación DME.

En la fig. 3-4 se muestra el diagrama de bloques de una estación DME

completa. Este tipo de estación posee una antena, dos transpondedores, dos monitores, una unidad de transferencia, una unidad de prueba y una unidad de control local.

Las respectivas funciones son:

- Antena: capta los pulsos de interrogación y radia los pulsos de respuesta.
- Transpondedor: es el responsable de recibir el pulso de interrogación, atrasarla y enviar la respuesta, además de enviar periódicamente la identificación de la estación. En una estación completa, donde hay dos

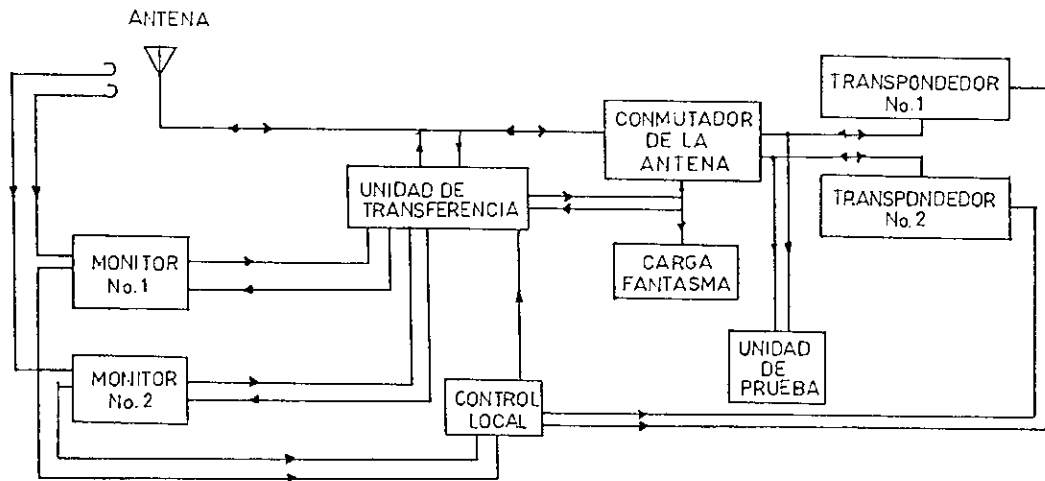


Fig. 3-4 Diagrama de bloques de una estación de tierra.

transpondedores, uno de ellos está en operación fija y el otro se encuentra en reserva.

- Monitor: monitorea el funcionamiento del transpondedor en operación. En una estación completa hay dos monitores y ambos monitorean el

transpondedor en operación; en este caso, si existe una falla, ambos monitores la señalan.

- Unidad de control local: es la que liga los transpondedores, en caso de falla, hace un cambio automático entre los transpondedores o desliga automáticamente la estación.

- Unidad de Transferencia: es la que acopla el transpondedor en operación a la antena, y el de reserva a una carga fantasma.

- Unidad de prueba: posee un contador de pulsos y un osciloscopio y su finalidad es examinar los varios puntos de los circuitos internos para fines de mantenimiento.

1. Transpondedor DME. Siempre que una interrogación llega a la estación de tierra, esta va a un receptor, donde es demodulada, y va a un decodificador, que verifica el espaciamiento entre el par de pulsos; si esto es correcto, mediante un codificador se genera un par de pulsos adecuados al canal en que la estación opera, este pulso sufre un retardo de 50 μ s. El par de pulsos generado modula en amplitud la frecuencia de respuesta, que es radiada al espacio por la antena. El diagrama de bloques del transpondedor se muestra en la fig. 3-5.

Periódicamente la estación envía su identificación, para lo cual el circuito de identificación acciona el codificador en una tasa de 1350 veces por segundo. Las letras, en código morse, son formadas a través de un manipulador que interrumpe o libera la señal de identificación adecuadamente. Este manipulador generalmente, está localizado en el sistema asociado al DME, el que puede ser un VOR, el localizador de un ILS o de un MLS. Los sistemas ILS y MLS son sistemas

de aterrizaje por instrumento y por microondas respectivamente, estos serán vistos en los próximos capítulos.

2. Monitor y parámetros monitoreados. Para monitorear el funcionamiento del transpondedor, cada monitor opera como si fuera un equipo de abordó, interrogando al transpondedor y obteniendo respuestas. Como la distancia entre el transpondedor y el monitor es de 0 NM, las respuestas propias del monitor deben llegar 50 μ s después del envío de cada interrogación.

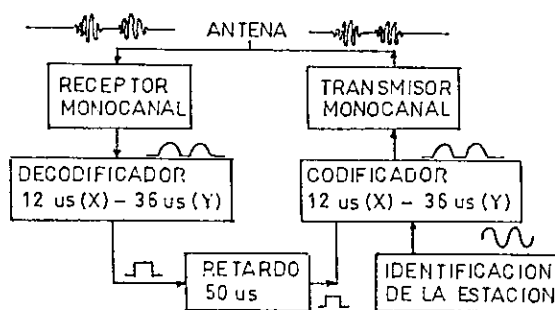


Fig. 3-5 Diagrama de bloques del transpondedor DME.

De ese modo, el transpondedor en operación es continuamente monitoreado en sus seis parámetros:

- Retardo del sistema: debe ser de $50 \pm 1 \mu$ s. Una falla en este parámetro es llamada una falla principal, siendo la única que causa una lectura errónea de distancia.

- Eficiencia de respuesta: no debe ser menor de $65 \pm 5 \%$. Este parámetro garantiza que la aeronave reciba por lo menos el 60 % de respuestas a sus interrogaciones.

- Potencia de pico: no puede caer debajo de los 3 dB de lo normal.

- Espaciamiento de los pulsos del par (canal X): debe ser de $12 \pm 0.5 \mu$ s.

- Frecuencia de los pulsos: no debe ser menor de 850 ± 100 pps. Este

parámetro garantiza el mantenimiento del ciclo mínimo de trabajo de 750 pps.

- Identificación: no debe haber un tono continuo por 5 ± 1 seg., ni una pérdida durante 37 ± 5 seg.

3. Antena. El equipo DME utiliza tres tipos de antenas posibles. Cuando el DME se usa en conjunto con el equipo VOR como sistema de navegación se utiliza una antena omnidireccional. Si se le utiliza en conjunto con el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS), puede usarse una antena unidireccional y en caso que el sistema ILS utilice el curso posterior puede utilizarse una antena bidireccional. Esta antena consta básicamente de dos antenas unidireccionales. Los tres tipos de antenas van cerrados herméticamente y no requieren de algún tipo de mantenimiento de campo.

La antena tiene dos elementos captores para el monitor. Cada elemento provee una muestra de la señal radiada de 25 ± 5 dB por debajo del nivel de la señal radiada.

El diagrama de radiación es omnidireccional en el plano horizontal y tiene la apariencia que se muestra en la fig. 3-6. Observar el cono de silencio en la vertical de la estación.

C. Teoría del equipo de abordó.

1. Diagrama de bloques. Como se muestra en la fig. 3-7, la medida de la distancia comienza con la creación de un pulso de sincronismo que, al mismo tiempo, crea la interrogación y activa los circuitos medidores de distancia. Este pulso acciona el codificador que crea un par de pulsos con el

espaciamiento apropiado (12 μ s para el canal X y 36 μ s para el canal Y). Este par de pulsos modula en amplitud la frecuencia de interrogación, en el transmisor, y se dirige hacia la antenna que radia la interrogación.

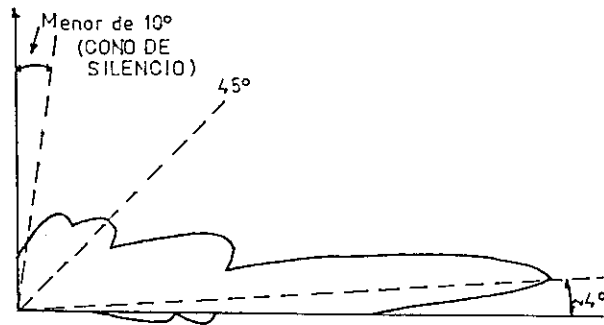


Fig. 3-6 Diagrama de radiación de la antenna.

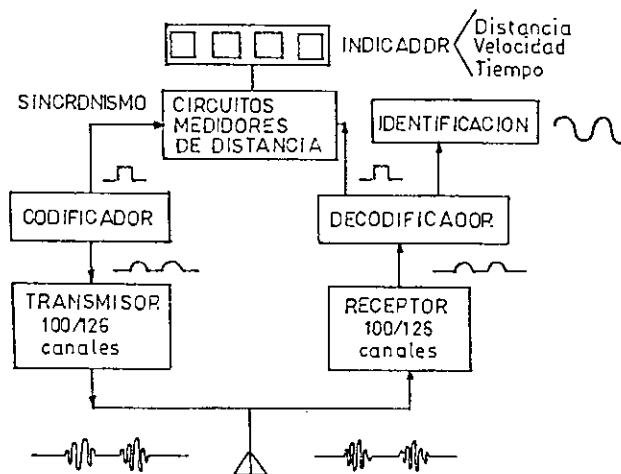


Fig. 3-7 Diagrama de bloques del equipo de abordaje.

Una vez que el par de pulsos llega a la antenna, estos van hacia el receptor que demodula la respuesta y va hacia el decodificador que verifica el espaciamiento de los pulsos del par (12 μ s para X y 30 μ s para Y). Si todo el

proceso es correcto, se manda un pulso al circuito medidor de distancia, y también a un filtro de 1350 Hz, el cual, ocasionalmente detectará la identificación de la estación de tierra.

2. Panel de control de navegación VHF/DME. El panel de control de navegación VHF/DME contiene los componentes que controlan la sintonía apareada de selección de frecuencias para el sistema VOR y para el sistema DME, a través de una llave selectora que trabaja simultáneamente para ambos sistemas. En realidad lo que se selecciona es la frecuencia del canal VHF de navegación y automáticamente queda seleccionada las frecuencias de interrogación y de respuesta que corresponden al sistema DME para esa frecuencia VHF-VOR. La fig. 3-8 muestra un panel de control típico. En la parte central superior tenemos el indicador de la frecuencia seleccionada, a través de la llave que se encuentra por debajo en la parte central del panel. A la derecha de esta llave está la llave selectora de modos de trabajo del DME. En la posición STBY el interrogador se encuentra encendido, pero no envía interrogaciones a la estación terrestre, sólomente recibe los pulsos que ésta emite y se escucha la señal de identificación de la estación terrestre. En la posición NORMAL el interrogador trabaja al cumplir con todas sus funciones dentro del rango de las 50 NM de la utilización del sistema. En la posición ORIDE el interrogador trabaja normalmente, pero esta posición se utiliza para las zonas más alejadas de cobertura del sistema. La llave selectora de modos puede colocarse en la posición TEST, pero la misma no queda en esa posición en forma permanente sino que vuelve a la posición ORIDE; con esta función se provoca una alarma en el interrogador y se comprueban los circuitos de monitorización del interrogador.

3. Indicador DME. El display indicador de distancia DME, presenta la información en millas náuticas y con una precisión de hasta una décima de NM. Generalmente es un indicador dual como el que se muestra en la fig. 3-9. Cuando no se recibe información correcta o sea validada por el interrogador, el display queda completamente en blanco.

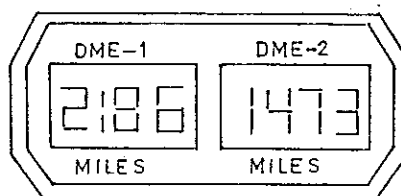
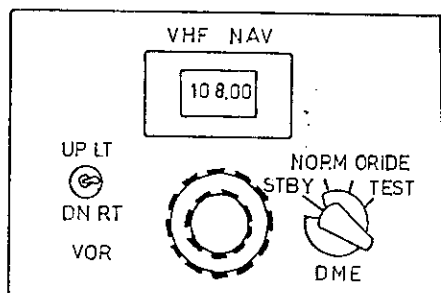


Fig. 3-8 Panel de control DME. Fig. 3-9 Indicador DME.

IV. RADIOFARO OMNIDIRECCIONAL DE FRECUENCIA MUY ELEVADA (VOR).

A. Conceptos generales sobre el VOR

1. Introducción. En esta parte vamos a presentar en forma breve y general los conceptos básicos sobre el funcionamiento y el uso del radiofaro omnidireccional de frecuencia muy elevada y la importancia que tiene esta radioayuda dentro del sistema moderno de la navegación aérea.

2. Definiciones. VOR es la abreviatura de: "VERY HIGH FREQUENCY OMNI-DIRECTIONAL RANGE" denominación inglesa del Radiofaro Omnidireccional de Frecuencia muy elevada. El VOR forma parte del sistema de navegación llamado RHO-THETA, el cual permite que el personal navegante de una aeronave determine su posición respecto de una estación por medio de la distancia (ρ) y su marcación azimutal respecto del norte magnético (θ). La información sobre la distancia se obtiene de un equipo DME (Medidor de Distancia), mientras que el VOR suministra los datos sobre el ángulo azimutal. El principio en que se basa la determinación de la posición de una aeronave se ilustra en la figura 4-1.

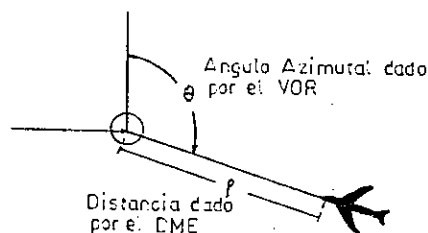


Fig. 4-1 Sistema de navegación RHO-THETA.

Las primeras informaciones de equipos con esas características se remontan a principios del siglo cuando se utilizaban sistemas rotativos de transmisión. Fue en la Segunda Guerra Mundial, cuando se comenzó a aumentar el volumen del tránsito aéreo, que la FAA (Federal Aviation Administration) comenzó a interesarse en el desarrollo de estos sistemas. En aquel período fueron adoptados sistemas mecánicos rotativos para la generación de las señales y posteriormente fueron sustituidos por sistemas electrónicos.

Existen actualmente diversos equipos VOR fabricados por industrias internacionales, que utilizan varios métodos para radiar las señales de ayuda. En Guatemala existen instalados equipos VOR que utilizan una antena de cuatro ranuras verticales sobre un cilindro relativamente pequeño, y equipos VOR que utilizan el principio Doppler.

A fin de obtener señales dignas de confianza, de día y de noche, en cualquier condición meteorológica y hasta distancias dentro de la línea visual, se adoptaron las frecuencias muy elevadas. Se asignaron 59 canales, separados en 0.1 MHz, entre 112 y 118 MHz para ser utilizados por las estaciones VOR. La asignación de estos canales se hace de manera que resulta un mínimo de interferencias entre estaciones VOR que forman un sistema. Ultimamente se han autorizado canales adicionales entre 108 y 112 MHz para estaciones VOR de baja potencia, ubicadas en los terminales aéreos.

3. Consideraciones básicas. Las consideraciones básicas que se tienen en cuenta para diseñar y perfeccionar los actuales equipos VOR son las siguientes:

a) Las indicaciones recibidas por la aeronave deben ser "insensibles al rumbo".

b) Las señales emitidas deben provenir de un punto, debe originarse en un solo transmisor y radiarse de un sistema de antenas lo más compacto posible.

c) Las indicaciones azimutales deben presentarse al piloto de manera que éste pueda determinar su marcación o volar en dirección hacia o desde la estación VOR, sin necesidad de recurrir a cartas aeronáuticas ni a comunicaciones con estaciones terrestres.

d) La banda de frecuencia a usarse debe ser tal que haya una recepción buena de día y de noche en cualquier condición metereológica. Asimismo debe haber un mínimo de interferencias entre las diversas estaciones VOR de un sistema.

e) El equipo de tierra debe tener un alto grado de seguridad, exactitud y continuidad de servicio.

f) Se necesita también un medio para transmitir simultáneamente comunicaciones telefónicas en la misma frecuencia y la transmisión de una señal de identificación en los intervalos en que no se usa el sistema de telefonía.

La expresión "insensible al rumbo" significa que las señales recibidas no deben ser afectadas por la dirección de vuelo o la posición de vuelo de la aeronave.

4. Objeto del VOR. En este sistema de orientación electrónica se utiliza un tipo de modulación llamado "modulación espacial", donde dos señales son lanzadas al espacio en forma independiente.

El objeto de un equipo VOR es el siguiente: Emitir señales de VHF de las

cuales pueden obtenerse dos tensiones senoidales de 30 Hz, una de ellas de fase variable, grado por grado según la posición azimutal del receptor, y la otra con una fase fija en todos los puntos del azimut. Ambas señales deben estar en fase en dirección del norte magnético y modulan en el espacio a la portadora principal en amplitud. A continuación se darán aclaraciones más detalladas de lo anterior.

a. El concepto de la diferencia de fase variable. La explicación más simple del funcionamiento del VOR se basa comúnmente en la analogía con señales de luz. Podrían usarse por ejemplo dos luces, una de ellas formando un rayo rotativo de luz blanca, y la otra una luz roja fija, visible en todas direcciones, que se enciende cada vez que el rayo de luz blanca apunta hacia el norte magnético. La luz blanca rotativa gira en el sentido de las agujas del reloj a una velocidad angular constante, digamos de una revolución por minuto. Esto hace posible que un observador por medio de un cronómetro mida el tiempo que transcurre entre el instante en que se enciende la luz roja y el instante en que la luz blanca apunta en su dirección. Entonces el intervalo (X) entre estos dos instantes podría convertirse en el ángulo azimut que separa al observador del norte magnético respecto de la fuente de luz:

$$\frac{X(\text{segundos})}{60 (\text{segundos})} = \frac{\text{Angulo del azimut (grados)}}{360 (\text{grados})}$$

Por ejemplo, un intervalo de 15 segundos indica una posición azimutal de 90° respecto del norte y le indica al observador que se encuentra al Este del faro. Esta disposición de luces se ilustra en la fig. 4-2 a.

También podemos imaginarnos que la luz blanca rotativa sea reemplazada por cierta cantidad de luces que apuntan en forma fija alrededor de los 360°, y que

se encienden alternativamente en forma sucesiva por medio de un conmutador rotativo, tal como se indica en la fig. 4-2b. El observador que está al Este del faro seguirá viendo la luz blanca apuntando hacia él, 15 segundos después de ver la luz roja.

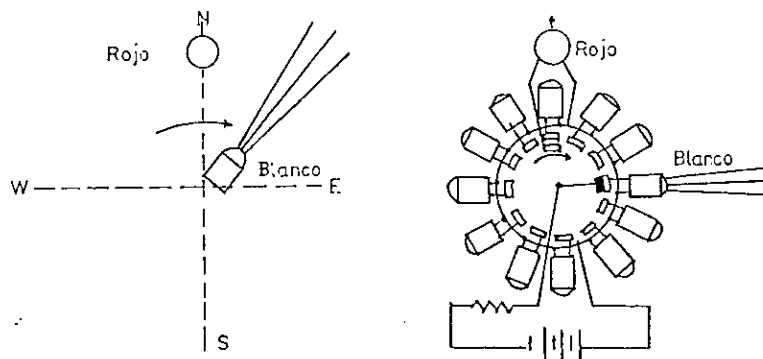


Fig. 4-2 Representación del VOR por medio de luces.

En ambos casos podrá observarse algo de luz blanca un poco antes y un poco después de recibirse el rayo directo, debido a la imposibilidad de conseguir un enfoque perfecto del rayo de luz. Por lo tanto, es necesario contar con algún dispositivo que nos indique la máxima intensidad de la luz recibida. Con un dispositivo así, tampoco será necesario que el rayo de luz blanca sea muy estrecho y por lo tanto las luces blancas podrán ser reducidas en cantidad, por ejemplo a cuatro como se indica en la fig. 4-3.

En vez del conmutador rotativo podría usarse también un dispositivo de acoplamiento inductivo, como se indica en la figura 4-3. De esta manera hay un gradual aumento del brillo de una lámpara a medida que la anterior se extingue gradualmente. Vemos entonces que se obtiene una iluminación máxima hacia el Este, cuando las lámparas del Noreste y Sudeste reciben iguales corrientes inducidas, y que esto ocurre al haber girado el rotor 90° .

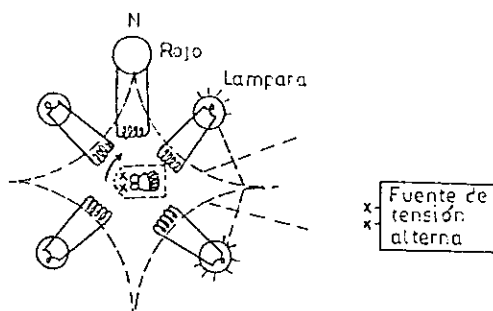


Fig. 4-3 Acoplamiento inductivo para el sistema de luces.

Con el sistema tan lento como el que se acaba de exponer, solamente puede haber una buena exactitud si el observador permanece en reposo o sobre un mismo radial durante el intervalo que dura la medición; por lo tanto un sistema así resulta impracticable para determinar la posición de los objetos que se mueven a alta velocidad.

b. Método para transmitir las señales de 30 Hz. Dado que resulta imposible transmitir una señal de radiofrecuencia que está modulada simultáneamente por dos señales de audio de la misma frecuencia y separarlas después de la detección para medir la fase entre ellas, se emite la señal de fase fija, llamada Señal de Referencia como modulación de frecuencia de una subportadora de 9,960 Hz y no como modulación directa de amplitud de la portadora. Esta subportadora modula a su vez a la portadora en amplitud. Entonces se radia la portadora en todas direcciones con igual amplitud y fase. La otra señal de 30 Hz, llamada Señal Variable, se emite por medio de dos pares de antenas en oposición de fase, que están orientadas de manera que hay un par Noroeste-Sureste y otro par Noreste-Sudoeste. Estos dos pares de antenas radian señales de banda lateral, de frecuencia igual a la frecuencia de la portadora más o menos 30 Hz y de una manera tal que la modulación espacial producida llega a

un máximo al Noreste del VOR, a los 45° del ciclo de audio de 30 Hz de la señal de referencia. Esta última se obtiene por demodulación de la señal de referencia de 9960 Hz. Hacia el Sudeste ocurre 135° más tarde; hacia el Sudoeste ocurre 225° más tarde y hacia el Noroeste 315° más tarde. Entre estos ángulos del azimut el máximo de la señal variable se recibe con un atraso de fase respecto de la referencia igual a la magnitud del ángulo azimutal. Al Norte, la variable está 360° atrasada respecto de la referencia. La fig. 4-4 muestra los diagramas de radiación de bandas laterales con la forma de onda de las señales demoduladas para los principales ángulos del azimut.

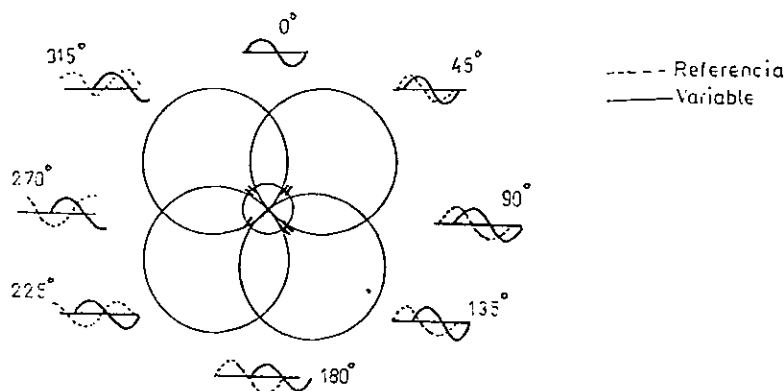


Fig. 4-4 Diagrama de radiación de las bandas laterales.

La cantidad de grados que la señal variable está atrasado de la señal de referencia se denomina RADIAL.

Teóricamente existen un número infinito de radiales, y a cada RADIAL le corresponde la misma cantidad en grados, por ejemplo el radial 45 corresponde a 45 grados eléctricos.

5. Otras señales del VOR. Todos los VOR están equipados para emitir la

modulación de un tono de 1020 Hz, que es manipulado de acuerdo a un código de identificación de tres letras. Ese grupo de tres letras es repetido tres veces cada 7.5 segundos, lo que equivale a 22.5 segundos y permanece inhibido durante 7.5 segundos, permitiendo la transmisión de identificación del DME en dicho intervalo (ver fig. 4-5). Algunas estaciones dan automáticamente el nombre de la estación por voz, alternando con la identificación codificada. La identificación permite al piloto determinar qué estación VOR está sintonizando.

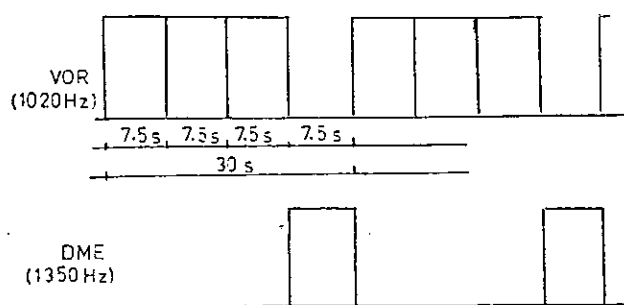


Fig. 4-5 Identificación del VOR/DME.

La mayoría de las estaciones VOR están equipadas para la transmisión simultánea de comunicaciones telefónicas, sin que se perturben las señales de navegación emitidas. De esta manera pueden transmitirse información meteorológica y de control de tránsito a las aeronaves que cuentan con un sólo receptor VHF.

La señal de identificación no se interrumpe durante las transmisiones telefónicas, como tampoco las señales de navegación (referencia y variable) son afectadas.

La forma que tiene la señal de identificación se muestra en la fig. 4-6.

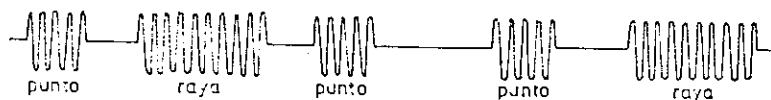


Fig. 4-6 Forma de la señal de identificación.

La señal mostrada en la fig. 4-6 modula en amplitud la radio frecuencia, portadora, del sistema, que a su vez también está modulada por la señal de referencia que corresponde a los 9960 ± 480 Hz. Esta última señal, es decir la radio frecuencia modulada por la señal de referencia tiene la forma que se muestra en la fig. 4-7 (en esta figura no está incluida la manipulación de identificación).

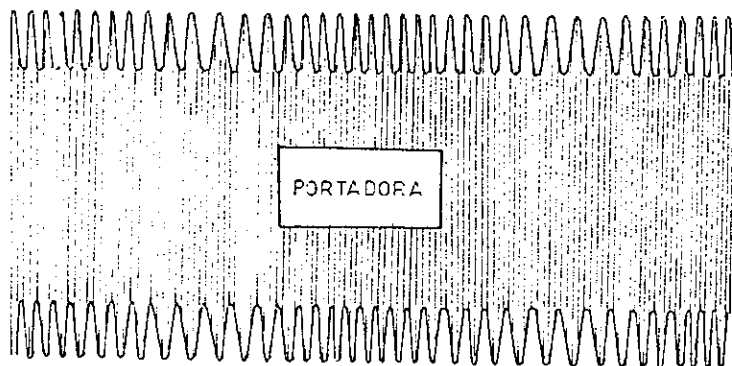


Fig. 4-7 Portadora modulada con señal de referencia en la cual no se incluye identificación.

Si en la información de la portadora, además de aquella mostrada en la fig. 4-7, se incluye la manipulación de la identificación que se muestra en la fig. 4-6, la señal que se radia simultáneamente por las cuatro ranuras de la antena VOR, es la que se muestra en la fig. 4-8. Obsérvese que esta figura es solamente explicativa, por lo que los niveles de modulación, las relaciones de frecuencia y amplitudes no son reales, sin embargo la forma de la señal es correcta. En ella

se ve la señal de 9960 ± 480 Hz modulando solamente a la portadora cuando hay un espacio (sin tono de 1020 Hz) en la manipulación. Cuando existe manipulación, la señal de 9960 ± 480 Hz se suma en amplitud al tono de 1020 Hz y esta suma modula a la portadora.

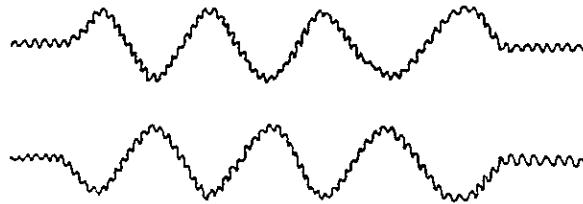


Fig. 4-8 Portadora modulada por referencia y manipulación de 1020 Hz.

6. Descripción física de una estación VOR. Las estaciones de VOR

convencional utilizan antenas circulares de cuatro ranuras montadas sobre cabinas cuyo techo plano sirve como contrapeso de la antena. Las diversas unidades están montadas en cuatro gabinetes normalizados como se muestra en la fig. 4-9. Normalmente una estación de VOR está compuesta por un sistema dual de equipos, inclusive de monitores. Hay dos gabinetes transmisores, un gabinete de control y uno de distribución de energía. El gabinete de control contiene: dos goniómetros, un monitor, una unidad de control local, un manipulador, una fuente de poder para la unidad de control y un regulador de tensión. Los gabinetes de transmisión contienen: un eliminador de modulación, una unidad de RF, un control de transmisión, un modulador y una fuente de alimentación del transmisor. El gabinete de distribución de energía contiene: un panel de distribución de potencia regulada, y un panel de distribución general de potencia.

Además de estos equipos cada estación VOR viene equipada con una unidad de

Goniometro n.1	Eliminador de modulación n.1		Eliminador de modulación n.2
Goniometro n.2	Transmisor n.1		Transmisor n.2
Monitor	Unidad de control transmisor	Panel de Distribución de energía	Unidad de control transmisor
Unidad de control	Modulador n.1		Modulador n.2
Manipulador n.1 y n.2	Fuente del Transmisor n.1		Fuente del Transmisor n.2
Fuente 48v			
Regulador de tensión			

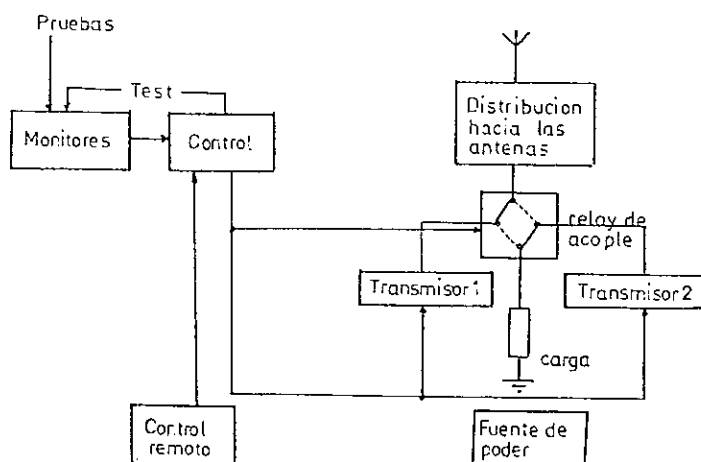


Fig. 4-9 Distribución de las unidades de un VOR.

Fig. 4-10 Diagrama general de un sistema VOR convencional.

control remoto que se instala en el lugar desde el cual se supervisa la operación de la estación.

En la fig. 4-10 se muestra un diagrama general de un sistema VOR convencional.

B. El sistema radiante.

1. Introducción. Las funciones que debe cumplir el sistema radiante del VOR son: 1. Radiar en forma omnidireccional la portadora de VHF con su modulación de amplitud de la señal de referencia de 9960 Hz y señales de identificación y telefonía y, 2. Radiar las bandas laterales producidas por el capacitor goniométrico con un diagrama en forma de ocho. Además, ambos diagramas de radiación deben presentar un mínimo de polarización vertical para evitar los errores de curso y los errores debidos a los efectos de posición de las aeronaves.

La portadora de VHF (referencia) y las bandas laterales (variable) son radiadas separadamente, la primera se radia en forma omnidireccional con la misma fase relativa en todas las direcciones, las bandas laterales se radian con un diagrama rotativo en forma de ocho; ambas señales se combinan en el espacio con lo que las bandas laterales producen sobre la portadora el efecto de modulación espacial de amplitud.

2. Teoría básica de las antenas de ranura. La antena de ranura básica consiste de una hoja metálica con una ranura cuyas dimensiones longitudinales son comparables a la longitud de onda.

En la disposición que se muestra en la fig. 4-11a se ha cortado una ranura de media onda de longitud en una superficie metálica plana. Aunque la anchura de la ranura es pequeña, las corrientes de radiofrecuencia no están confinadas en los bordes de la ranura, sino que se extienden sobre toda la superficie de la lámina. La radiación ocurre en forma igual a ambos lados de la superficie, si la ranura está en polarización horizontal, la radiación normal a la superficie tiene polarización vertical y si la ranura está en posición vertical, la polarización es horizontal. Una antena de ranura puede excitarse también con una línea coaxial como se ve en la fig. 4-11b.

Una lámina plana con una ranura de media onda radia igualmente en ambos lados de la lámina. Sin embargo, si la lámina es muy grande y se encierra la ranura en uno de los lados con una caja (ver fig. 4-12), la radiación sólo se produce hacia un lado. Si la lámina se enrolla para formar un cilindro cerrado, entonces la misma lámina actúa como una cavidad y la radiación se produce en

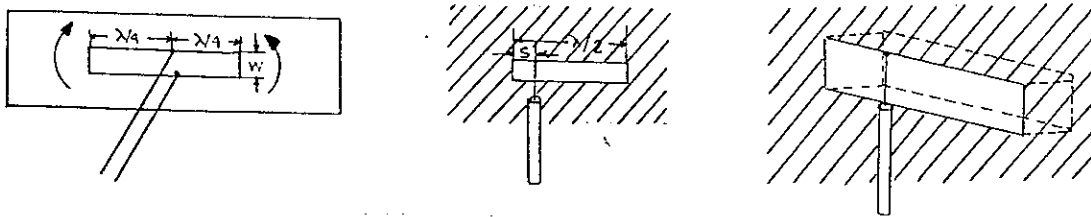


Fig. 4-11 Antena de ranura básica. Fig. 4-12 Ranura encerrada en una caja.

forma omnidireccional alrededor de la ranura. Si se practican en este cilindro varias ranuras, cada una de ellas actúa como un radiante independiente, y sus diagramas se combinan de modo convencional.

3. Descripción. La antena del VOR convencional es una antena cilíndrica de cuatro ranuras especialmente diseñada para radiar las señales de navegación VOR que consisten de una portadora de referencia y dos señales de RF de banda lateral que forman la señal variable. Las cuatro ranuras verticales y equidistantes del cilindro son los elementos radiantes. Las ranuras son excitadas por medio de tres líneas de alimentación independientes, de una manera tal que se obtiene un diagrama de radiación omnidireccional para la portadora de referencia (para lo cual todas las ranuras tienen la misma polaridad) y dos diagramas de radiación en forma de ocho para la portadora variable (las ranuras son alimentadas por pares). Debe recordarse que cualquier par de antenas espaciadas menos de 45° producen al alimentarse, en fases opuestas, un patrón en forma de ocho. Cuando esta antena se emplea con el goniómetro de la estación VOR, se produce un diagrama rotativo excéntrico que provee la modulación espacial necesaria para comparar la fase de referencia con la fase de la señal variable.

En la fig. 4-13 se puede apreciar la ubicación de las ranuras y la forma en que están conectadas las líneas de transmisión que alimentan las ranuras. Las cuatro ranuras se designan de acuerdo con su ubicación con NE (Noreste), SE (Sudeste), NW (Noroeste) y SW (Sudoeste). La antena debe ser orientada respecto al Norte magnético.

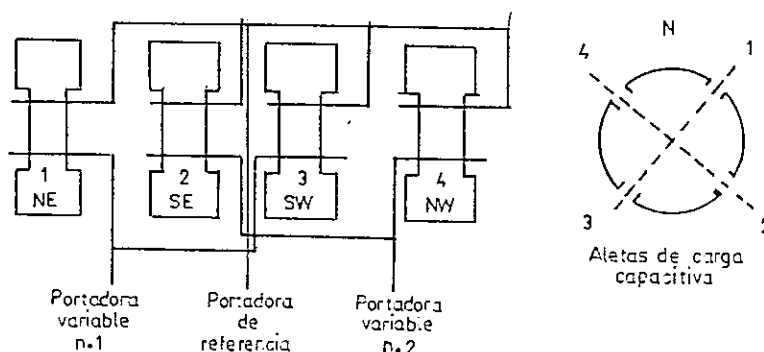


Fig. 4-13 Ubicación de las ranuras y de las líneas de transmisión.

Las ranuras poseen ajustes en su compartimiento físico para la sintonización y acople de impedancias de acuerdo a la frecuencia de la estación.

4. Diagramas de radiación. La portadora de referencia, como lo implica su nombre, es la señal de referencia con la cual se compara la posición angular (fase) de la portadora variable en un instante específico. El lóbulo excéntrico variable se produce por adición vectorial del diagrama omnidireccional de la portadora de referencia y los diagramas variables en forma de ocho de la portadora variable. El lóbulo excéntrico gira a una velocidad de 30 revoluciones por segundo, y aquel punto del azimut donde se produce la suma vectorial máxima, en un instante determinado, se conoce como radial. Todos los radiales se refieren al norte magnético sin importar la ubicación geográfica de la estación VOR. Se observa en la fig. 4-14 el diagrama de radiación en forma de ocho, en la fig. 4-

15 la rotación del diagrama en forma de ocho y en la fig. 4-16 el diagrama de radiación total de la antena.

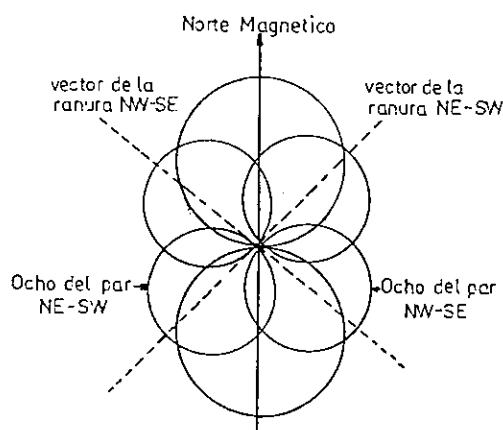


Fig. 4-14 Composición del diagrama de ocho para 0° .

El diagrama de radiación de la portadora de referencia es circular y tiene una polarización que es esencialmente horizontal. Debido a que todas las ranuras son excitadas en igual forma y con la misma polaridad, la fase de la portadora de referencia es la misma en todos los puntos del azimut. La intensidad del campo, a una distancia dada, también es la misma en todos los puntos del azimut.

Las dos portadoras variables, desfasadas eléctricamente 90° , excitan los dos pares de ranuras que están físicamente desplazadas 90° . La portadora variable No. 1 excita al par de ranuras NE-SW, y la No.2 al par NW-SE. El diagrama de radiación en forma de ocho que produce cada par de ranuras tiene la forma de dos campos circulares diagonalmente opuestos con energía de radiofrecuencia de polaridades opuestas. La intensidad del campo de estos diagramas varía entre cero y un valor fijo máximo y la polaridad se invierte. Estos cambios se controlan por medio de la energía variable entregada al par de ranuras por el goniómetro. Cuando se aplican potenciales iguales y polaridades iguales a las ranuras, se

obtiene el diagrama de radiación de la fig. 4-14 (con la portadora de referencia desconectada). Por adición vectorial de los dos diagramas en forma de ocho, se obtiene un diagrama resultante, también en forma de ocho. Los lóbulos individuales se suman para producir un lóbulo resultante hacia el norte y otro lóbulo hacia el sur.

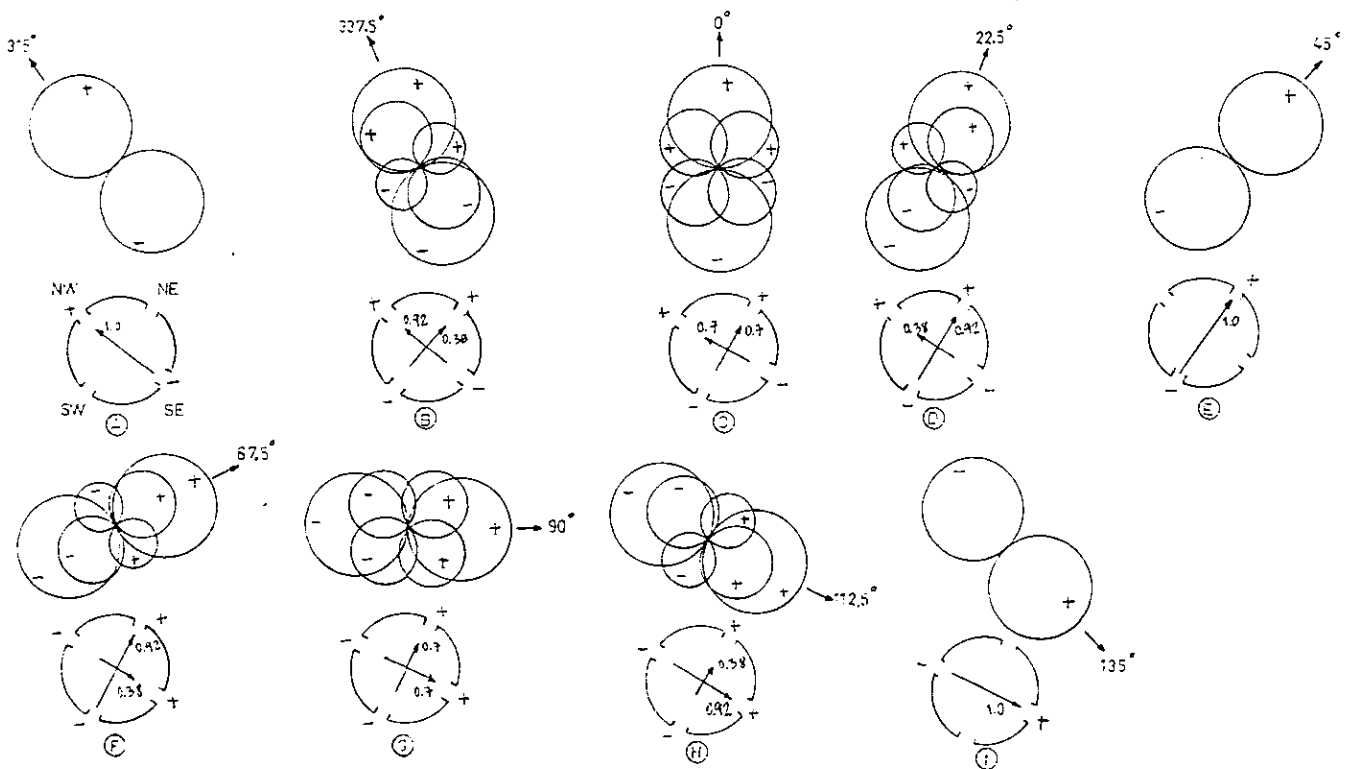


Fig. 4-15 Rotación del diagrama en forma de ocho.

La rotación de este diagrama en forma de ocho se obtiene al variar la amplitud y la polaridad relativa entre los dos pares de ranuras. En la fig. 4-15a las ranuras NW-SE reciben un máximo de excitación, mientras que las ranuras NE-SW no reciben excitación. Esto coloca el lóbulo resultante en 315° del azimut. En

la figura se observa que el diagrama resultante gira los 360° en forma continua.

Al aplicarse a la antena simultáneamente excitación de la portadora de referencia y de la portadora variable, el diagrama de radiación de la portadora de referencia no es afectado, pero el diagrama en forma de ocho de la portadora variable si lo es. El diagrama en forma de ocho resultante de la portadora variable tiene un lóbulo que está en fase de RF con el diagrama de la portadora de referencia y el otro lóbulo que está fuera de fase de RF. El diagrama total excéntrico de la señal variable se muestra en la fig. 4-16 en el instante en que apunta al norte magnético. El diagrama resultante en forma de ocho de la portadora variable se muestra en esta figura con trazos interrumpidos y sus dos lóbulos han sido designados con A y B. En este instante, el campo de la portadora de referencia es positivo. Siendo el campo de lóbulo A también positivo, el lóbulo A y la portadora de referencia se suman y el lóbulo total resultante es aumentado. En este mismo instante, el lóbulo B de la variable es negativo y al estar superpuesto sobre el campo de la portadora de referencia, que es positiva, se cancela parcialmente. Esta adición vectorial entre los campos de la portadora de referencia y la portadora variable produce el diagrama de radiación final, que es excéntrico y varía en su posición. Debido a que el lóbulo A está siempre en fase con el campo de la portadora de referencia, el lóbulo excéntrico de la portadora variable resulta giratorio. El lóbulo excéntrico de la variable, combinado con la portadora de referencia, produce la modulación espacial de fase variable, requerida para el sistema VOR.

La modulación espacial es una forma de modulación de amplitud que requiere dos portadoras de la misma fase de RF. Una portadora tiene amplitud fija,

mientras que la otra varía de tal manera que se suma o resta de la portadora fija. La modulación ocurre por lo tanto en el espacio, y las dos señales recibidas se combinan en el receptor y resultan en una portadora modulada en amplitud.

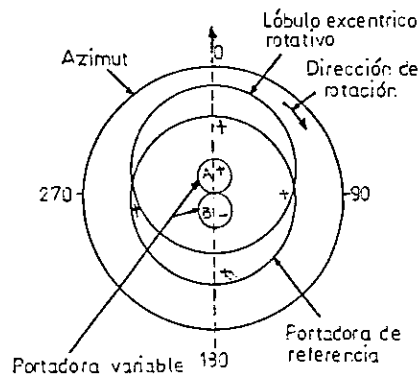


Fig. 4-16 Diagrama de radiación total.

La relación entre la potencia de la señal de referencia y de la señal variable determina el porcentaje de modulación que capta el receptor. Si el campo de radiación del lóbulo A tuviera la misma amplitud que la portadora de referencia se obtendría una modulación del 100%. La cantidad de potencia que se lleva a la antena para la radiación del lóbulo variable es tal, que se produce una modulación de 30%. Como la rotación del diagrama variable se efectúa a razón de 30 revoluciones por segundo, el receptor recibe 30 máximos y 30 mínimos, que es lo mismo como si la portadora hubiera sido modulada originalmente con un tono de 30 Hz. Pero el instante en que recibe los máximos estará atrasado respecto de los máximos de la señal de referencia en un ángulo numéricamente igual al desplazamiento azimutal del receptor.

C. Componentes que generan la señal de referencia.

En la fig. 4-17 se muestra el camino que recorre la señal de referencia, o sea la subportadora de 10 KHz desde su origen hasta que es radiada como modulación de amplitud de la portadora de VHF.

1. La unidad del goniómetro. La Unidad Goniómetro varía en su construcción según el equipo que se trate. En los equipos que se utilizan en Guatemala la unidad Goniómetro más común contiene el capacitor goniométrico, el generador de la subportadora de 10 KHz y la fuente de C.A. que impulsa al capacitor goniométrico. En la fig. 4-18 se muestra el diagrama de bloques del conexionado del goniómetro.

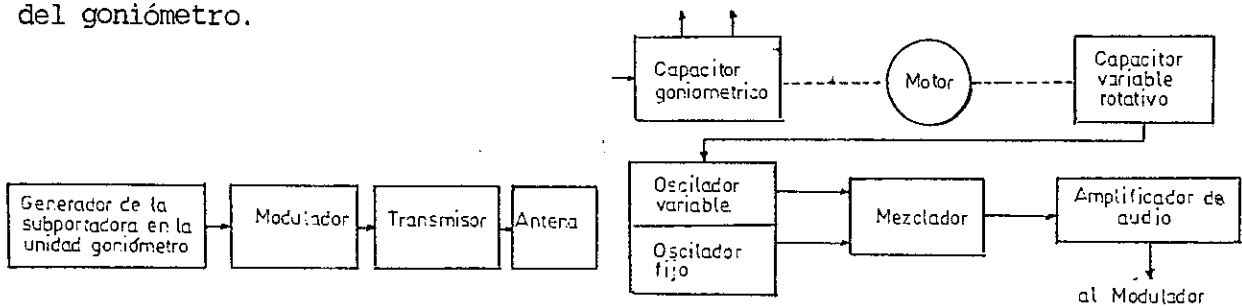


Fig. 4-17 Diagrama en bloques del camino de la señal de referencia.

Fig. 4-18 Diagrama en bloques del goniómetro.

En la etapa osciladora, el oscilador de frecuencia fija tiene un valor nominal de 190.04 KHz. El oscilador variable es sintonizado por medio de un capacitor rotativo, el cual hace que la frecuencia varíe entre 199.52 KHz y 200.48 KHz, con una frecuencia central de 200.00 KHz. Las salidas del oscilador fijo y del oscilador variable se insertan a la etapa mezcladora donde aparece la diferencia de estas dos frecuencias con una frecuencia central de 9960 Hz, que varía de frecuencia en forma senoidal debido a la rotación de un capacitor de

sintonía del oscilador variable entre 9480 y 10440 Hz.

La máxima frecuencia de la subportadora debe alcanzarse cuando el diagrama rotativo combinado de las bandas laterales apunta hacia el norte magnético, de manera que un receptor VOR que esté ubicado al norte de la estación, reciba las señales demoduladas de 30 Hz, en fase; sabiendo que el generador de la subportadora produce una frecuencia de 10440 Hz (que corresponde al máximo positivo de la señal de audio de 30 Hz), entonces la señal generada puede representarse por:

$$f = 9960 \pm 480 (\cos \theta) \quad (4.1)$$

donde f es la frecuencia instantánea de salida en Hz.

9960 es la frecuencia central de la subportadora en Hz.

θ es la posición angular del goniómetro en grados.

De la ecuación 4.1 se deduce que la frecuencia de salida del generador de la subportadora se desvía senoidalmente ± 480 Hz de la frecuencia central de 9960 Hz. El goniómetro debe girar a una velocidad angular de 30 revoluciones por segundo, para la modulación de la subportadora.

Para lograr una fase precisa entre la señal variables de 30 Hz y el audio de 9960 Hz que se utiliza para proveer la subportadora de la señal de referencia del VOR, se generan ambas señales en la sección generadora-moduladora del goniómetro.

2. El transmisor VHF. Algunos transmisores pueden desarrollar portadoras de VHF de 100 watts, 200 watts o de mayor potencia dependiendo del

alcance que se requiere, y trabajan dentro del rango de frecuencia de 108 a 118 MHz. El transmisor de VHF sirve para radiar la portadora de referencia, que es modulada en amplitud por la subportadora de 9960 Hz y enviada a la antena a través de una unidad de distribución de RF; otra señal es una muestra de la señal anterior con la modulación eliminada, que es inyectada al goniómetro para generar las bandas laterales. Las señales procesadas por el transmisor se muestran en la fig. 4-19.

3. El modulador. Esta unidad realiza las siguientes funciones dentro de un sistema VOR. Mediante una fuente de poder alimenta todo el sistema con tensiones C.C. El Modulador recibe la señal de 9960 ± 480 Hz del goniómetro, la señal de voz y el código de identificación de 1020 Hz, estas señales son combinadas y producen una señal modulada que es dirigida al transmisor. (ver fig. 4-20).

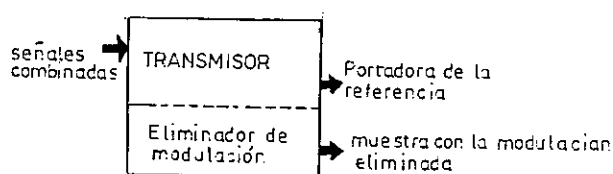


Fig. 4-19 Señales procesadas por el transmisor.

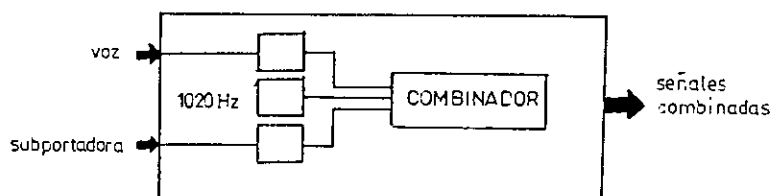


Fig. 4-20 Señales del modulador.

D. Componentes que generan la señal variable.

La señal variable se produce por la combinación de la portadora de VHF, radiada en forma omnidireccional y de las bandas laterales radiadas por el sistema de antenas de banda lateral. Estas señales de RF se combinan al recibirse en un receptor. La señal variable que se obtiene entonces en la salida del

detector del receptor es una señal de audio de 30 Hz, cuya fase varía de acuerdo con la posición azimutal del receptor.

Una parte de la salida del transmisor de VHF se envía a un dispositivo electrónico llamado ELIMINADOR DE MODULACION, de donde emerge con muy poca modulación (menos del 5%) y se acopla luego al capacitor goniométrico, cuyas dos salidas alimentan los dos pares de antenas de bandas laterales. En la fig. 4-21 se muestra en forma esquemática el camino que recorre la señal variable desde su origen hasta las antenas.

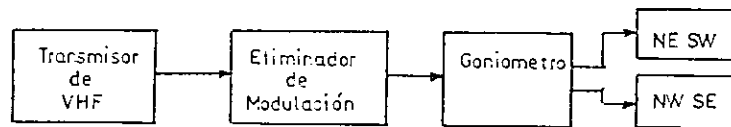


Fig. 4-21 Diagrama en bloques del camino de la señal variable.

1. El eliminador de modulación. Para generar una modulación espacial de 30 Hz con una fase que siempre sea la misma respecto de la señal de referencia en cada punto azimutal alrededor de la estación VOR, es necesario que la fuente de RF de bandas laterales tenga una amplitud constante y no contenga bandas laterales indeseadas. A fin de obtener una buena estabilidad de fase de RF, es necesario que la energía radiada desde la antena omnidireccional y desde las antenas de bandas laterales provengan de la salida de un mismo transmisor. Esta necesidad trae aparejado el problema de remover la modulación de amplitud de la RF proveniente del transmisor. El eliminador de modulación fue diseñado para cumplir esta tarea.

El eliminador de modulación utiliza una parte de la señal de referencia proveniente del transmisor de VHF, la amplifica y quita la modulación de amplitud (subportadora de 9960 Hz, telefonía e identificación) y envía la portadora obtenida al capacitor goniométrico, donde es convertida en bandas laterales correspondientes a una frecuencia moduladora de 30 Hz y de allí a la sección de fase variable del sistema de antenas.

2. Goniómetro. El transmisor del VOR genera una señal de RF, la cual contiene la señal de referencia como se muestra en la fig. 4-22. En esta figura y por razones de claridad, no se muestra la información de identificación que también debe ser incluida en esta señal.

La señal de la fig. 4-22 va directamente a alimentar las 4 ranuras de la antena VOR radiando un diagrama aproximadamente circular.

A objeto de mantener la fase de la señal de RF, antes de ir a la antena, a la señal mostrada en la fig. 4-22 se le saca una muestra, a la cual se elimina la modulación, quedando así la señal pura de RF cuya fase es exactamente igual a aquella que alimentó a las 4 ranuras de la antena.

El goniómetro tiene por función generar la modulante o la información que se denomina variable. Esta señal variable se sumó en la antena receptora a la señal de referencia para formar así la señal compuesta de VOR. Para formar la señal variable se genera a partir de varios divisores de frecuencia una señal senoidal de 30 Hz, la que se divide por dos caminos introduciendo una fase de $+45^\circ$ a una y de -45° a la otra. Estas señales se muestran en la fig. 4-23.

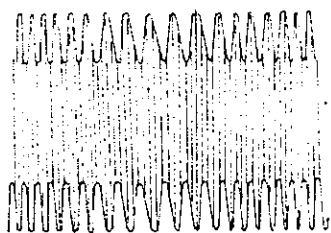


Fig. 4-22 Portadora modulada con señal de referencia.

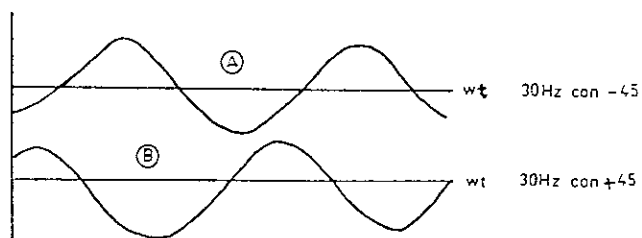


Fig. 4-23 Señales de 30 Hz generadas en el goniómetro.

Si las señales mostradas en la fig. 4-23 se suman fasorialmente, se obtiene un fasor que gira a una velocidad de 30 veces por segundo (ver fig. 4-24).

Se observa que el fasor suma de las señales A y B corresponde a una señal senoidal con fase 0. Esto quiere decir que si se suman dos señales de 30 Hz senoidales, con fase de $+45^\circ$ y -45° respectivamente, se obtiene una tercera señal senoidal de 30 Hz, pero con fase 0° .

Las señales A y B mostradas en la fig. 4-23, entran a un modulador balanceado, modulan la RF, obteniéndose dos señales de doble banda lateral de 30 Hz. Recuérdese que la RF tiene la misma fase que la RF que se utilizó para la referencia. Estas señales ampliadas se muestran en la fig. 4-25.

Se observa en la fig. 4-25 que el período de las señales de RF que contienen las bandas laterales es igual al período de la señal RF inicial, que también se utilizó para generar la señal de referencia.

La alimentación de estas señales a la antena de VOR es como se muestra en la fig. 4-26.

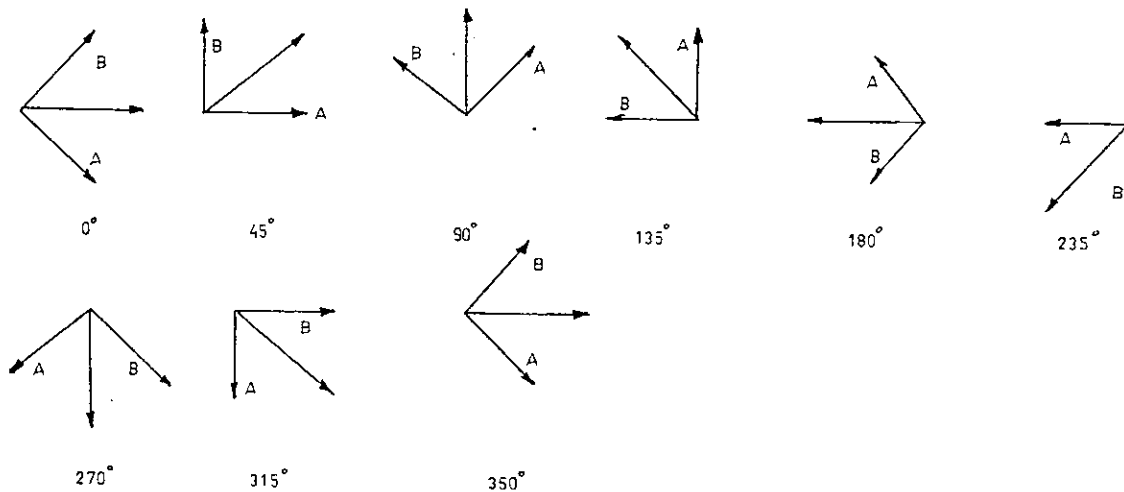


Fig. 4-24 Representación fasorial de la suma de las señales senoidales mostradas en la fig. 4-23.

Para observar cómo opera esta alimentación de la señal variable a la antena, supóngase que cuatro observadores detectan la señal a partir de un instante dado. Recuérdese que se ha alimentado la antena solamente con la señal variable. Cada uno de los observadores estará situado en el N, E, S y O, respectivamente.

1) El observador situado en el Norte: este observador recibirá la señal que radia la señal NO. En otras palabras, la suma de las señales A y B. Si se hace la suma punto por punto de ambas señales, se obtiene lo mostrado en la fig. 4-27. Por ejemplo para $t = 0$, la señal A es igual a la señal B, pero tienen fase opuesta, por lo que la resultante en este punto sería 0.

2) Observador situado al Este: Recibirá la suma de la señal B más la señal A cuya RF está invertida 180° ; si se hace la suma punto a punto de estas dos señales se obtiene lo mostrado en la fig. 4-27 para el caso indicado como

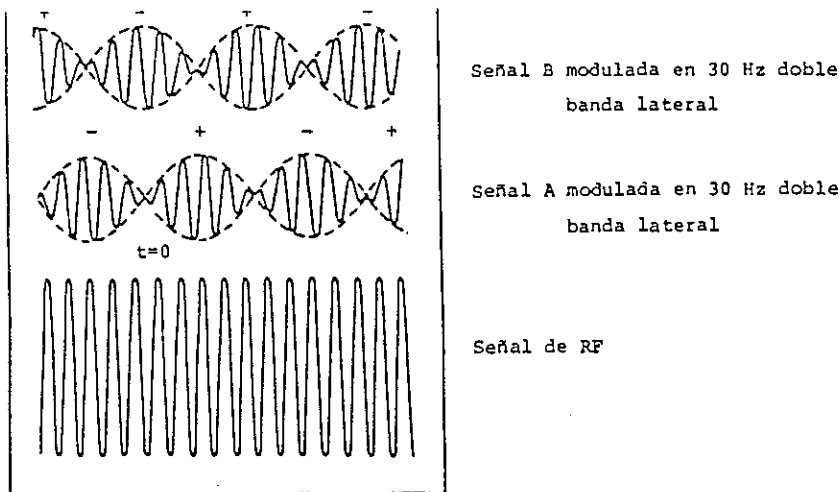


Fig. 4-25 Señales de banda lateral que se generan en el modulador del goniómetro.

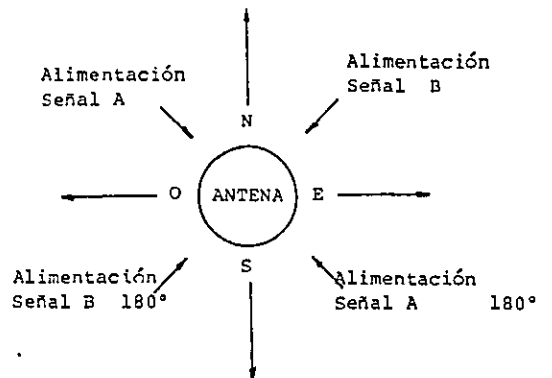


Fig. 4-26 Señales de la variable que alimentan las señales VOR.

"observador al Este". Este mismo análisis se hace para los otros dos observadores obteniéndose el resto de las señales que se muestran en la fig. 4-27. Recuérdese que la indicación + ó - de las señales de la fig. 4-27 dicen que esta señal (RF) está en fase con la portadora (signo +) on en contrafase con la portadora (signo -). Esto se puede observar claramente se si compara la RF de la fig. 4-25 con la RF de las señales mostradas en la fig. 4-27. Remítase nuevamente a la fig. 4-27 y obsérvese que cada uno de los observadores está recibiendo la misma RF y para cada instante reciben o diferencia amplitud o diferente fase, de lo que se puede concluir que cada observador recibe la misma señal pero con fase o amplitud diferente.

Volviendo a la situación inicial, se tiene que el observador situado al Norte recibe tres señales, i.e. la señal de referencia, las señal del NE y la del NO. Recuérdese que ambas señales tienen la misma RF, pero la de banda lateral invierte su fase cada medio ciclo.

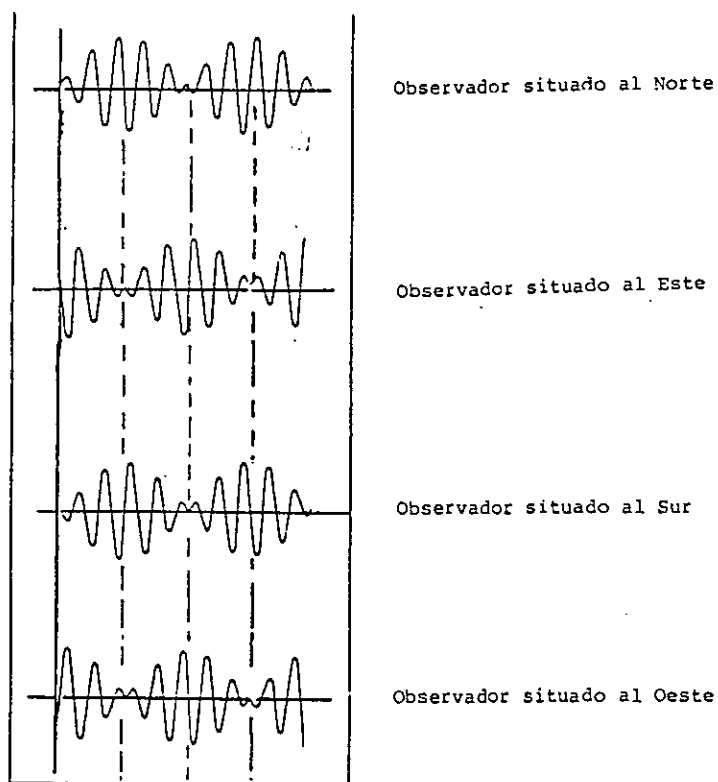


Fig. 4-27 Señales que reciben 4 observadores en forma simultánea cuando el VOR radia solamente la variable.

La fig. 4-28 muestra las señales que recibe el observador del Norte compuestas por la suma de la variable más la referencia. Obsérvese que si ambas señales tienen el signo "+", la variable se suma a la referencia; sin embargo, si la variable tiene el signo "-", la variable se substraee de la referencia, de ahí la forma de onda resultante que corresponde precisamente a la señal que se observa en el Norte. Se entenderá más claro en este punto la necesidad de mantener constante la fase de la RF que genera tanto la señal de referencia como la variable, ya que de no ser así, esta suma no se realiza directamente, dando otra señal resultante.

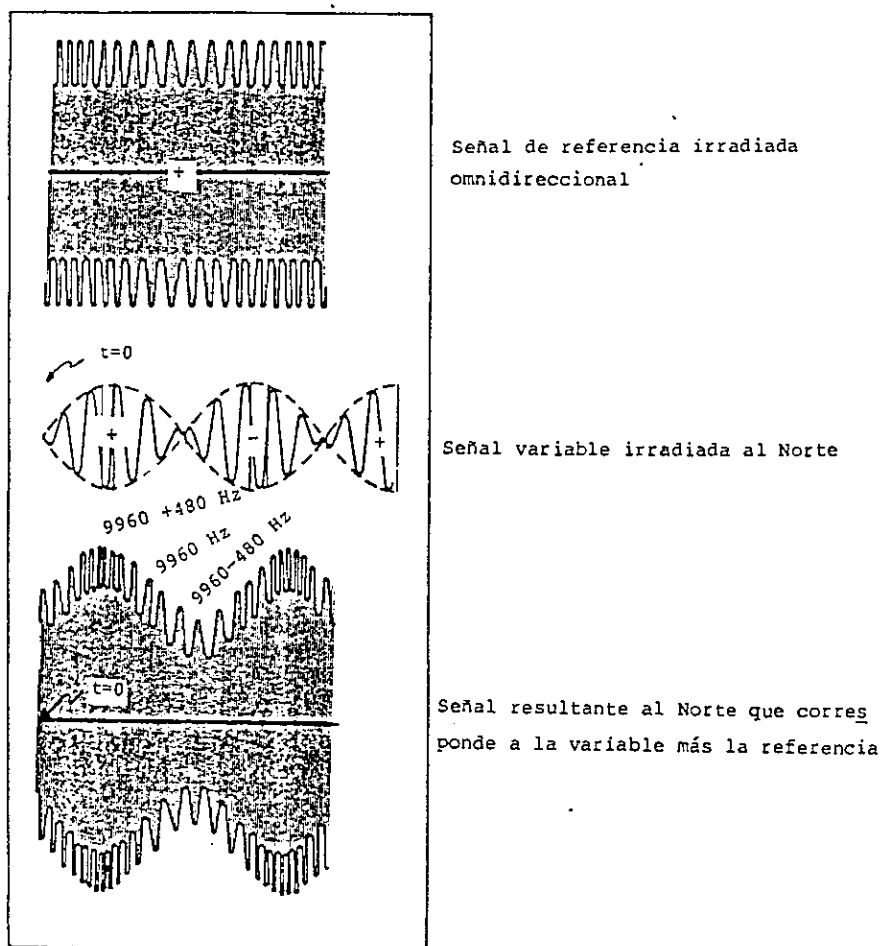


Fig. 4-28 Composición de señales recibidas por un observador situado al Norte de la estación VOR y la resultante.

La señal resultante que se muestra en la fig. 4-28 es la señal que recibe el avión si está situado al Norte, esta señal se detecta obteniéndose la señal mostrada en la fig. 4-29a y luego se divide por dos caminos, uno va a un detector FM, obteniéndose los 30 Hz de referencia y el otro a un detector de AM donde se obtienen los 30 Hz de la variable.

En resumen, el goniómetro es el dispositivo que permite obtener un diagrama de radiación rotativo con un sistema de antenas fijas. El goniómetro recibe energía RF sin modular del eliminador de modulación y entrega en su salida la

radiofrecuencia a las dos líneas de transmisión que van a la sección de bandas laterales, éstas llevan una potencia de aproximadamente 2.5 watts, están moduladas en amplitud por señales de 30 Hz y alimentan los pares opuestos de ranuras de radiación en el sistema de antena del VOR. Una de la salida varía en amplitud y fase con el seno del ángulo de rotación del goniómetro; la otra salida varía del mismo modo pero con el coseno del ángulo de rotación del goniómetro.

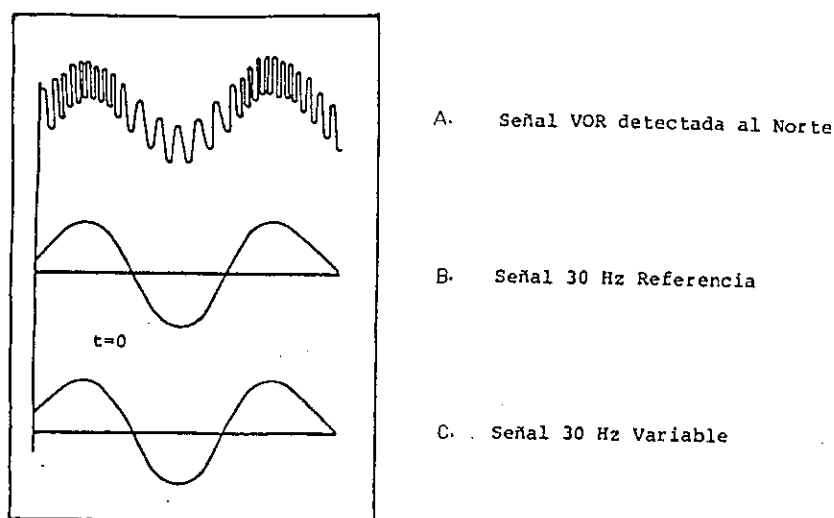


Fig. 4-29 Señales detectadas al norte de una estación VOR.

Las salidas de las dos secciones del goniómetro varían senoidalmente, las variaciones de amplitud ocurren a razón de 30 revoluciones por segundos, o sea una audiofrecuencia; además de esto, ambas salidas varían también senoidalmente de acuerdo con la frecuencia portadora de VHF. La tensión instantánea de salida No.1 puede expresarse matemáticamente como:

$$e = E (\sin \theta \sin \phi) \quad (4.2)$$

donde e = tensión instantánea de salida

E = Valor máximo de la componente portadora

θ = ángulo de la fase instantánea de la portadora

ϕ = ángulo de rotación de las placas del goniómetro

La ecuación 4.2 puede representarse también por:

$$e = 1/2 E \cos(\theta - \phi) - 1/2 E \cos(\theta + \phi) \quad (4.3)$$

El valor de θ es $360f_p t$ y el de ϕ es $360 f_r t$, donde f_p es la frecuencia portadora, f_r la frecuencia de rotación del goniómetro (30 Hz) y t el tiempo en segundos.

Sustituyendo estos valores en (4.3), y factorizando tenemos:

$$e = 1/2 E \cos 360t(f_p - f_r) - 1/2 E \cos 360t(f_p + f_r) \quad (4.4)$$

Del mismo modo la tensión de salida No.2 es:

$$e = E (\sin \theta \cos \phi) \quad (4.5)$$

y esto es:

$$e = 1/2 E \sin 360t(f_p - f_r) + 1/2 E \sin 360t(f_p + f_r) \quad (4.6)$$

Las ecuaciones 4.4 y 4.6 nos revelan que la salida instantánea "e" depende de dos frecuencias: $(f_p - f_r)$ y $(f_p + f_r)$. Si reemplazamos los valores numéricos que corresponden a f_p y f_r (por ejemplo 116 MHz y 30 Hz), hallamos que tenemos las frecuencias de banda lateral inferior y superior, respectivamente. En la ecuación no aparece ningún término que sólo dependa de f_p . Por lo tanto en la salida no existe la frecuencia portadora.

E. Espectro de la transmisión VOR.

El espectro de la transmisión del VOR consiste en una portadora modulada en amplitud por tres señales LF, representadas en la fig. 4-30.

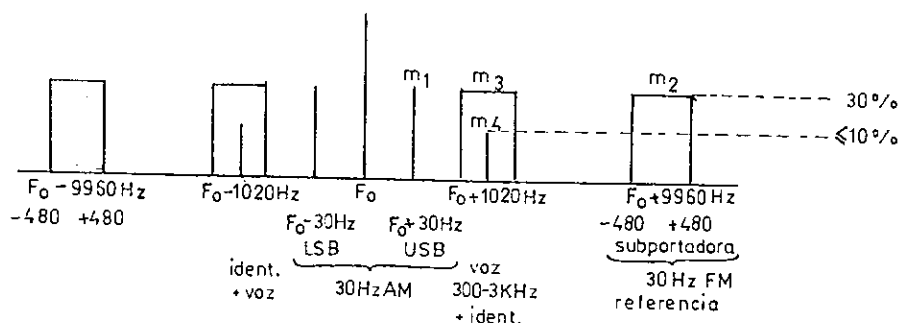


Fig. 4-30 Espectro de la transmisión VOR convencional.

Esto puede ser escrito en forma matemática de la siguiente forma:

$$v = V_0 \sin \omega t [1 + m_1 \cos (\Omega t - \theta) + m_2 \cos (\Omega' t + k \sin \Omega t) + m_3 \cos \Omega'' t + m_4 \cos \Omega''' t] \quad (4.7)$$

donde:

Ω es la frecuencia angular de los 30 Hz

Ω' es la frecuencia angular de la subportadora 9960 Hz

Ω'' es la frecuencia angular de la banda de voz

Ω''' es la frecuencia angular de los 1020 Hz

m_1 a m_4 son las profundidades de modulación de las bandas laterales: $m_1 = m_2 = m_3 = 30 \%$, $m_4 \leq 10 \%$.

k es la razón de la desviación de la frecuencia de la subportadora: 16 ± 1

θ es la fase que forma el azimut.

Para que la información VOR exista, el término $m_1 \cos (\Omega t - \theta)$ debe variar con el azimut, pero el término $\cos (\Omega' t + k \sin \Omega t)$ debe permanecer constante.

La señal "v" puede dividirse en dos partes:

$$v_1 = V_0 \sin \omega t [1 + m_2 \cos (\Omega' t + k \sin \Omega t) + m_3 \cos \Omega'' t + m_4 \cos \Omega''' t] \quad (4.8)$$

$$v_2 = V_o \text{ sen } \omega t m_1 \cos (\Omega t - \theta) \quad (4.9)$$

De lo anterior, la señal v_1 es una señal VHF cuya frecuencia angular es ωt y la cual está modulada en amplitud por tres señales y radiada por una antena omnidireccional. v_1 es constante para cualquier azimut.

La señal v_2 puede escribirse como:

$$v_2 = m_1 V_o \text{ sen } \omega t (\cos \Omega t \cos \theta + \text{sen } \Omega t \text{ sen } \theta) \quad (4.10)$$

i.e. en dos senales que son:

$$v_2 = v'_2 + v''_2 \quad (4.11)$$

$$v'_2 = m_1 V_o \text{ sen } \omega t \cos \Omega t \cos \theta \quad (4.12)$$

$$v''_2 = m_1 V_o \text{ sen } \omega t \text{ sen } \Omega t \text{ sen } \theta \quad (4.13)$$

las señales v'_2 y v''_2 son las bandas laterales cuyas amplitudes son $m_1 V_o \cos \theta$ y $m_1 V_o \text{ sen } \theta$ respectivamente, y son radiadas por un arreglo de antenas y representan los patrones $\cos \theta$ y $\text{sen } \theta$, respectivamente.

F. El monitor VOR.

A fin de prevenir la posibilidad de que una estación VOR emita señales de navegación erróneas, se necesita algún medio para ejercer el control continuo sobre las señales emitidas. El sistema monitor de VOR cumple con esta función. Las funciones que cumple el monitor son: 1. controla en forma automática la exactitud y calidad de las señales de navegación emitidas por la estación, y 2. sirve de equipo de ensayo para las pruebas en tierra de los radiales emitidos en todas direcciones por el VOR.

Al usarlo como monitor, este equipo compara las componentes de la señal compuesta del VOR con normas preestablecidas. Las componentes que se controlan son: las señales de navegación de referencia y variable y la señal de identificación. Además las dos señales de navegación se comparan en fase para determinar la exactitud de la información azimutal transmitida. La subportadora, la variable de 30 Hz y la identificación de 1020 Hz se controlan por separado en lo que concierne a sus niveles. El monitor se instala junto con la estación VOR e informa a través de una línea remota a los operadores sobre el estado de funcionamiento de la estación. Las indicaciones de alarma del monitor producen secuencias de conmutación que cambian el equipo principal al equipo de reserva o quitan las señales de navegación cuando ésta no es duplicada.

G. VOR Doppler (DVOR).

El efecto Doppler es un fenómeno bien conocido donde la frecuencia recibida de una radiación de onda periódica de una fuente en movimiento es alterada por su movimiento; esto es, si la fuente se mueve hacia el receptor, la frecuencia recibida será mayor que la frecuencia radiada, y será menor cuando la fuente se esté alejando.

1. Ventajas del VOR Doppler sobre el VOR convencional. El DVOR es un sistema compatible con el VOR convencional, es decir, utiliza el mismo receptor abordo del avión y está basado en sustituir la modulación espacial por el efecto Doppler obtenido desde una antena giratoria.

En el VOR convencional la señal variable es transmitida modulando en amplitud una señal portadora, por lo que el uso del VOR convencional (CVOR)

conduce a unos errores considerables de ubicación cuando se instala la estación en las proximidades de obstáculos o cuando se requiere que el avión vuele sobre terreno montañoso usando la estación. El error viene provocado por una recepción según caminos múltiples debida a reflexiones desde los obstáculos, y da lugar a oscilación en el rumbo, aspereza y/o giros. El DVOR es relativamente insensible a errores de ubicación, que harían inútil un CVOR. Esto es porque la señal variable del Doppler es producida por una modulación de frecuencia y, debido al efecto de captura del receptor FM, solamente las señales más fuertes de la trayectoria serán detectadas.

La señal de referencia de 30 Hz, que se obtiene a través de una modulación en amplitud, no es afectada por las reflexiones debido al hecho que ésta es radiada con la misma fase en todas las direcciones.

2. Compatibilidad del VOR Doppler y el VOR convencional. Aunque el método de modulación es completamente distinto, el DVOR es compatible con el CVOR de modo que el equipo de abordaje proporcionará indicaciones correctas cuando se usa con estaciones de cualquiera de los dos tipos. En el VOR convencional la señal variable de 30 Hz está atrasada de la señal de referencia por una diferencia angular entre la referencia y el azimut particular. En el VOR Doppler la fase de la señal variable está adelantada a la fase de referencia por la diferencia angular entre la referencia y el azimut particular. Por el hecho de que la señal variable es resultado de una modulación FM en el Doppler y de una modulación de AM en el convencional, la condición antes descrita de que la señal variable adelante la señal de referencia en el Doppler es esencial ya que las señales del VOR Doppler deben ser compatibles con las señales del VOR

convencional.

En el VOR convencional las dos bandas laterales de 30 Hz correspondientes a la señal variable, llegan a la antena procedentes del goniómetro "sin portadora" para luego modular en amplitud a la portadora principal al salir de la antena. en el DVOR las dos bandas laterales correspondientes a la señal variable, "más la portadora principal" llegan a un conmutador rotatorio de 30 Hz, y de aquí a cada par de antenas periféricas. Simultáneamente esta misma portadora alimenta la antena central.

Para lograr el efecto deseado, las antenas periféricas son acopladas capacitivamente para lograr un adelanto de fase de 90° en relación a la antena central; se logra con esto; que la señal variable salga primero del par de antenas periféricas, rebote en los obstáculos que se hallen en el camino y al regresar de nuevo por reflejo de objetos se encuentre con el conmutador en otra posición. Este movimiento simulado del conmutador origina una diferencia entre las frecuencias transmitida y recibida (efecto Doppler); ésta diferencia resultante será entonces la que module a la portadora principal.

La precisión del DVOR es comprensible al analizar que cada antena periférica cubre sólo un sector de circunferencia de 7° alrededor de la estación.

3. Forma de transmisión del VOR Doppler. En una doble banda lateral DVOR se radia, desde una antena central omnidireccional, la portadora, que se encuentra en el rango de 108 a 118 MHz y que está modulada en amplitud, por una composición de señales que consisten de frecuencias de voz entre 300 a 3 KHz, la

señal de identificación, y una señal de referencia de 30 Hz. Otras dos frecuencias (bandas laterales) son también generadas, sin modular, una por 9960 Hz arriba de la frecuencia de la portadora y otra 9960 Hz por debajo de ella. La banda lateral superior es radiada desde dos antenas adyacentes en un lado del círculo de 48, 50 ó 52 antenas, mientras que la banda lateral inferior es radiada simultáneamente desde dos antenas que están en el lado diametralmente opuesto. Las bandas laterales son conmutadas de una antena a la otra alrededor de la antena central a una variación de 30 Hz y en el sentido contrario a las agujas del reloj. La consecuente variación senoidal en la frecuencia obtenida en el receptor del avión es equivalente a la modulación de frecuencia.

4. Sistema de antenas. El concepto original en el DVOR fue el de un pivote central, alrededor del cual la antena rota en el extremo de un brazo largo horizontal. En una aeronave distante, la frecuencia recibida aumentará conforme la antena se aproxima hacia la aeronave y disminuye cuando la antena se aleja; este cambio en frecuencia se debe al efecto Doppler. Para simular perfectamente el efecto Doppler sin la rotación de una antena, debería haber un número infinito de antenas energizadas en secuencia. Alternativamente, para un número finito de antenas, muchas de ellas deberían ser energizadas al mismo tiempo.

El número de antenas en la circunferencia es de 48, y están divididas en 4 grupos de 12 como sigue: (1) números impares de antenas desde 1 hasta 23, (2) los números impares desde 25 hasta 47, (3) los números pares de antenas desde 2 hasta 24 y (4) números pares de antenas desde 26 a 48. Cada grupo es energizado desde su propio distribuidor de banda lateral. Las antenas con números impares radian

la banda lateral senoidal, mientras que las numeradas pares radian la banda lateral cosenoidal. Cada distribuidor de banda lateral maneja alternativamente la banda lateral superior en $1/60$ de segundo (media revolución) y la banda lateral inferior en $1/60$ de segundo.

Dos pares de antenas diametralmente opuestas en el círculo son energizadas al mismo tiempo, una con la frecuencia de banda lateral superior y la otra con la inferior. El campo en el espacio creado por la radiación de dos pares de antenas es desplazado en el sentido contrario de las manecillas del reloj en $360/24$ ó 15° cada $1/720$ de segundo (el círculo completo de 24 pares de antenas es recorrido en $1/30$ de segundo). Debido a que los campos de radiación adyacentes se traslapan en una considerable extensión, se obtiene una rotación aproximadamente uniforme.

5. Compatibilidad de los patrones de radiación del CVOR y del DVOR. La

rotación del patrón de radiación de las bandas laterales en un CVOR es en el sentido de las manecillas del reloj, con la fase de referencia modulada en FM y la fase variable modulada en AM. La rotación del patrón de radiación de las bandas laterales en un DVOR es en el sentido contrario de las manecillas del reloj, con la fase de referencia modulada en AM y la fase variable modulada en FM. Estas diferencias se compensan unas con las otras, con lo que el receptor de una aeronave no puede distinguir entre las transmisiones de un CVOR o un DVOR.

6. Análisis matemático del DVOR. La representación matemática del DVOR se muestra a continuación (ver fig. 4-31):

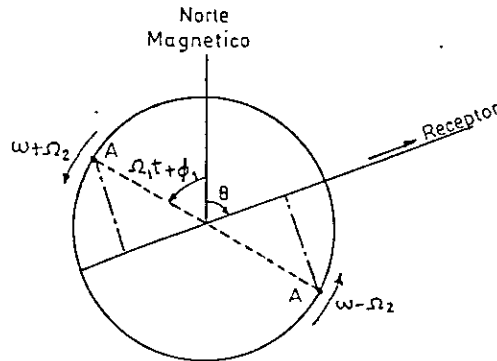


Fig. 4-31 Representación de la forma de transmisión del DVOR.

$$v = \underbrace{V_o \text{ sen } \omega t}_{\text{portadora}} \left[1 + \underbrace{m_1 \cos (\Omega_1 t)}_{\text{modulación en amplitud}} + \underbrace{m_2 \cos [\Omega_2 t + k \text{ sen } (\Omega_1 t + \Phi_1)]}_{\text{modulación en frecuencia } k=16} \right] \quad (4.14)$$

$m_1 = 30 \%$ $\Omega_1 = 30 \text{ Hz}$ $\Omega_2 = 9960 \text{ Hz}$
 $\Omega_1 = 30 \text{ Hz referencia}$ $\Omega_1 = 30 \text{ Hz}$
modulación en amplitud
 $m_2 = 30 \%, \quad \Omega_2 = 9960 \text{ Hz}.$

La ecuación anterior se divide en dos partes:

- una portadora modulada en amplitud por la señal de referencia de 30 Hz (AM 30 Hz):

$$V_o \text{ sen } \omega t (1 + m_1 \cos \Omega_1 t)$$

- dos bandas laterales conteniendo la señal variable de 30 Hz (FM 30 Hz):

$m_2/2 V_o \text{ sen } [(\omega + \Omega_2)t + k \text{ sen } (\Omega_1 + \Phi_1)]$: banda lateral superior

$m_2/2 V_o \text{ sen } [(\omega - \Omega_2)t - k \text{ sen } (\Omega_1 + \Phi_1)]$: banda lateral inferior

La transmisión de las bandas laterales se lleva a cabo de la siguiente forma:

Dos antenas omnidireccionales A_1 y A_2 son respectivamente alimentadas con señales de la forma:

$V \text{ sen } (w + \Omega_2)t$ para una y $V \text{ sen } (w - \Omega_2)t$ para la otra, estas se mueven sobre un círculo de radio R .

La señal recibida por el monitor debe ser de la forma:

$$\begin{aligned} & \text{sen } [(w + \Omega_2)t + 2\pi R/\lambda \cos (\Omega_1 t + \Phi_1 + \theta)] \\ & + \text{sen } [(w - \Omega_2)t - 2\pi R/\lambda \cos (\Omega_1 t + \Phi_1 + \theta)] \end{aligned}$$

Comparando las expresiones anteriores con las de banda laterales, encontramos que $\theta = -\pi/2$, y $k = 2\pi R/\lambda$.

Así, la transmisión de las bandas laterales del DVOR se lleva a cabo simulando la rotación de las antenas A_1 y A_2 alrededor de una circunferencia con un perímetro igual a $k\lambda$. En la práctica, esta simulación es realizada por la conmutación de antenas regularmente distribuidas en un círculo. El principio utilizado es la transmisión simultánea de las bandas laterales conmutadas en 48 antenas (ver fig. 4-32). Para tener una idea de la forma de conmutación de las antenas, sea $F(t)$ la señal que alimenta a las antenas pares y $F(t + \theta)$ la que alimenta a las antenas impares, entonces la conmutación de las antenas es como se indica en la fig. 4-33.

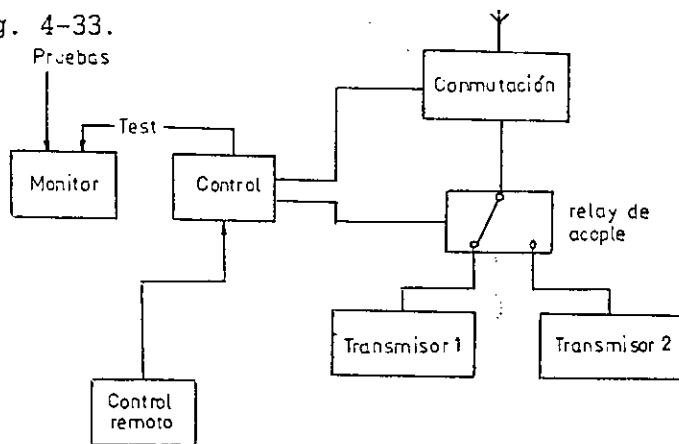


Fig. 4-32 Diagrama general de un DVOR.

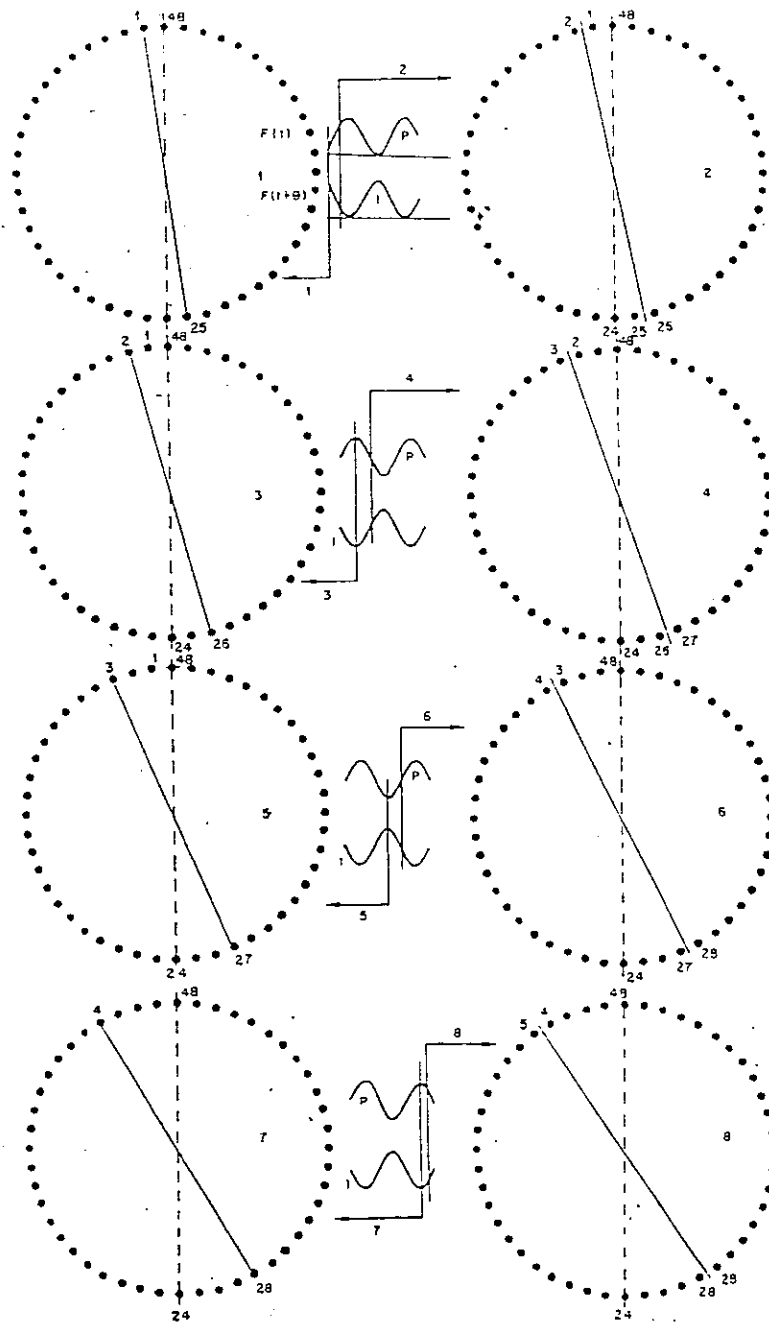
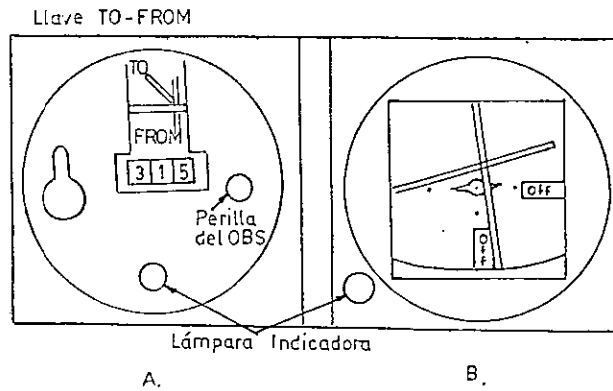


Fig. 4-33 Conmutación de las antenas de un sistema DVOR.

H. Receptores e indicadores VOR de abordó.

Los receptores VOR varían algo en su diseño de acuerdo con el tipo de aeronave al que están destinados. Los receptores para aviones livianos son, generalmente, de sintonía manual que abarca desde 108 hasta 140 MHz. Los aviones mayores utilizan receptores de sintonía automática, seleccionable en pasos de 0.1 MHz. Todos estos receptores están equipados con filtros que separan la subportadora de 9960 Hz de la señal variable de 30 Hz y de otras señales de audio que modulan la portadora de VHF. Una vez que se obtuvo la separación de las dos frecuencias de navegación, se aplica la subportadora de 9960 Hz a una etapa limitadora, seguida de un detector de modulación de frecuencia de la cual se extrae la señal de referencia de 30 Hz. Esta señal se lleva a un dispositivo desfasador, que se controla manualmente y se llama selector de azimut (OBS, ver fig. 4-34a). Este dispositivo es capaz de introducir un retardo de fase de hasta 360°. El selector de azimut desplaza la fase de la señal de referencia de manera que ésta pueda ser combinada con la señal variable en un circuito comparador de fase, que mantiene centrado la aguja vertical del indicador de desviación (ver fig. 4-34b). El selector de azimut tiene un dial que está calibrado en grados de omni-curso (ángulo azimutal respecto de la estación). Además se necesita un indicador adicional para dar solución a la ambigüedad del selector de azimut y los circuitos de desfasaje, ya que el indicador de desviación origina lecturas idénticas para radiales que están separados en 180°. Este indicador está comúnmente incluido en el selector de azimut, y se conoce con el nombre de Indicador TO-FROM (indicador hacia-desde). Indica "TO" si el curso indicado en el OBS coincide con el curso magnético que debe seguir la aeronave para llegar a la estación VOR; indica "FROM" si el curso indicado en el OBS coincide con el curso magnético que debe seguir la aeronave para alejarse radialmente de la

estación VOR. En la fig. 4-35 vemos un diagrama esquemático de la sección VOR de un receptor VHF de abordo.



a. Selector de azimut. b. Indicador de desviación.

Fig. 4-34

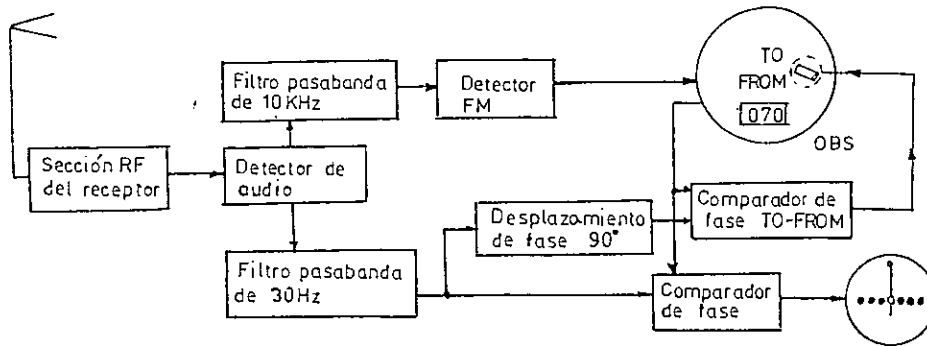


Fig. 4-35 Diagrama esquemático de la sección VOR de un receptor VHF de abordo.

V. SISTEMA DE ATERRIZAJE POR INSTRUMENTOS (ILS).

A. Introducción al sistema ILS.

1. Nociones de diferencia de profundidad de modulación.

a. Introducción. El sistema ILS radia una portadora modulada por dos frecuencias de audio, 90 y 150 Hz. El factor de modulación total, que será encontrado en el espacio, para cada una de estas señales de audio está constituido de dos partes: una modulación (m) de valor patronizado y ejercida en el transmisor, y una modulación espacial (s), que varía con las diversas posiciones en el espacio.

Comparando las intensidades relativas entre los valores de modulación total de estas dos frecuencias de audio, el receptor de abordaje puede determinar en cuánto y en qué dirección la aeronave se ha desviado del curso determinado. El receptor relaciona los porcentajes de modulación finales presentados por las señales de 90 Hz y 150 Hz obtenidos, por la diferencia entre estos porcentajes; por lo tanto la unidad de medida o el patrón para evaluar las indicaciones de un ILS, es llamada DIFERENCIA DE PROFUNDIDAD DE MODULACION (DDM).

b. Características del receptor de abordaje. Los receptores del

localizador y del Glide Slope son bastantes semejantes al presentado en la figura 5-1. Las componentes detectadas de 90 y 150 Hz son directamente proporcionales a las respectivas profundidades de modulación. Esta señal es aumentada por un amplificador de audio y aplicada a dos filtros que separan las

frecuencias de 90 y 150 Hz. Cada frecuencia es afirmada por un puente rectificador de onda completa, produciéndose así un voltaje DC positivo directamente proporcional a la profundidad de modulación de la señal de entrada.

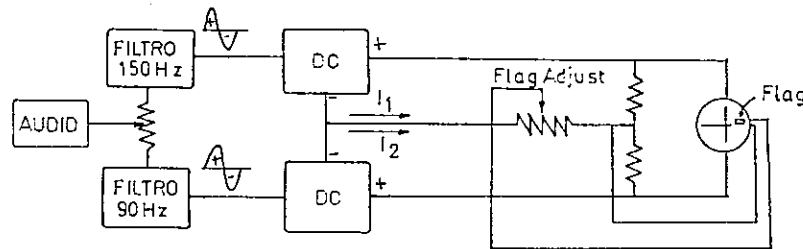


Fig. 5-1 Circuitos de deflexión del receptor.

(a) Deflexión debido a la modulación del transmisor.

Si el receptor estuviera alimentado con una señal de radiofrecuencia, conteniendo la misma profundidad de modulación en las dos frecuencias de audio ($m_{90}=m_{150}$), se tendrá, que porcentajes idénticos de modulación producen tensiones DC iguales, las cuales siendo de la misma polaridad, al aplicarse a un microamperímetro de cero al centro (que para una deflexión total del puntero necesita una corriente de 150 μA) no habrá diferencia de potencial aplicada y no fluirá corriente con lo que el puntero permanece centrado. Debe verse que por la resistencia "Flag Adj" fluye una corriente igual a la suma de las corrientes producidas por los dos rectificadores, la corriente total es proporcional a la modulación total ($m_{90}+m_{150}$). Si esta corriente está fuera de un rango preestablecido entonces aparece una señal de alarma indicando que las lecturas no son confiables.

(b) Deflexión debido a la modulación espacial.

Si introducimos un nuevo factor de modulación llamado modulación espacial

s_{90} y s_{150} y considerando que estos son menores en amplitud que m_{90} y m_{150} ; además si consideramos que s_{150} tiene una fase tal que se sustrae de m_{150} , entonces el valor de voltaje DC producido por el rectificador de 90 Hz es aumentado en una cantidad proporcional a s_{90} y el voltaje DC producido por el rectificador de 150 Hz es reducido en una cantidad proporcional a s_{150} , y habrá una diferencia de potencial a través del medidor de deflexión, entonces cuando la modulación total de 90 Hz sea mayor que la modulación total de 150 Hz ($M_{90} > M_{150}$) la corriente fluirá a través del medidor causando la deflexión de la aguja en la dirección correspondiente. La cantidad de deflexión es proporcional al factor de modulación espacial.

c. Modulación del transmisor y modulación espacial. La transmisión de la información es hecha al utilizar dos grupos distintos de señales de RF: uno formado por la creación de bandas laterales de información alrededor de una frecuencia portadora y el otro formado solamente por las bandas laterales. A pesar de ser distintas entre sí, las frecuencias contenidas en ambos grupos son iguales, por tanto las bandas laterales originadas de cada señal de audio en particular se suman vectorialmente en el espacio (ver fig. 5-2).

d. Composición de las modulaciones del transmisor y espacial. Llamemos E_{ss} a la energía de las bandas laterales radiadas sin la portadora, transmitidas en fase o en oposición de fase en relación a sus respectivas componentes de bandas laterales de portadora. Dependiendo de las necesidades del ILS, la E_{ss} será sumada o restada de E_{cs} . Esta condición indica que la componente final de banda lateral para cada frecuencia de audio podrá ser $(E_{cs} + E_{ss})$ o $(E_{cs} - E_{ss})$, dependiendo de la posición de receptor dentro del campo radiado.

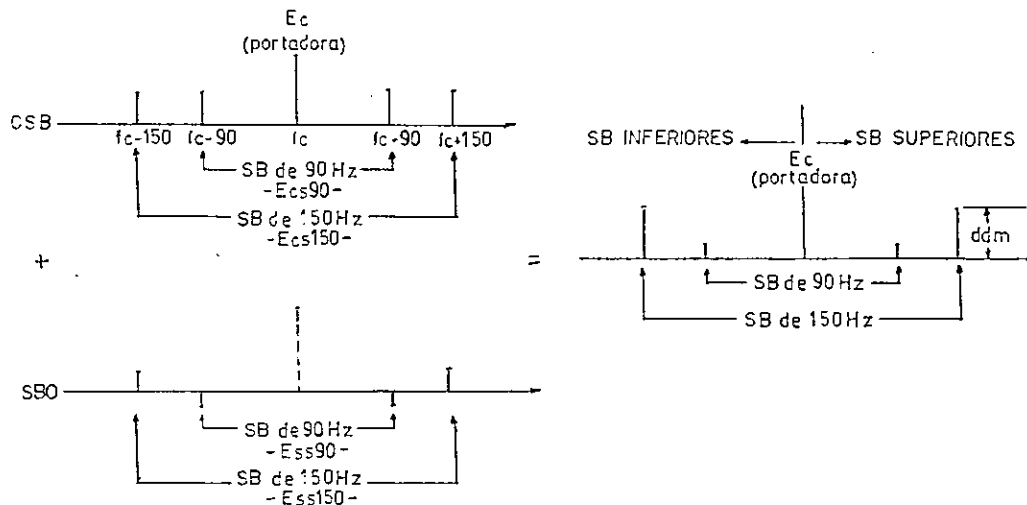


Fig. 5-2 Resultado de la modulación espacial ejercida por la señal de bandas laterales sobre la señal de la portadora.

Son usadas dos señales de audio (90 Hz y 150 Hz) ambas produciendo componentes E_{cs} y E_{ss} . Para formarse el curso del localizador o de la trayectoria de planeo, es esencial que la fase de una de las componentes de E_{ss} sea invertida en relación a su correspondiente en la E_{cs} . Una vez que la fase inicial haya sido establecida, la inversión de fase en el espacio debido al nulo del diagrama de radiación de las bandas laterales proporciona una información de curso de tal forma que, cuando la E_{ss90} esté en fase con la E_{cs90} , la E_{ss150} estará en oposición de fase con la E_{cs150} .

En una posición simétrica al curso, la E_{ss90} estará en oposición de fase en relación a E_{cs90} en cuanto la E_{ss150} estará en fase con la E_{cs150} . Así tenemos que:

$$\text{si,} \quad E_{90} = E_{cs90} + E_{ss90}$$

$$\text{entonces,} \quad E_{150} = E_{cs150} - E_{ss150}$$

En un punto simétrico tenemos:

$$\begin{aligned} \text{si} \quad E_{90} &= E_{cs90} - E_{ss90} \\ \text{entonces} \quad E_{150} &= E_{cs150} + E_{ss150} \end{aligned}$$

En el curso, $E_{90} = E_{150}$, ya que E_{ss90} y E_{ss150} son iguales a cero debido al nulo de SBO. Transmitidos de un equipo normalmente ajustado, los factores de modulación del transmisor (m_{90} y m_{150}) son iguales entre sí en todos los puntos del espacio. Los factores de modulación espacial s_{90} y s_{150} , también son iguales entre sí, pero sus amplitudes varían, partiendo de cero en el eje del curso y aumentando con el distanciamiento.

El factor de modulación total para 90 y 150 Hz puede, entonces, ser encontrado dividiendo E_{90} o E_{150} por E_c , una vez que, por definición, el factor de modulación es la relación entre las componentes de banda lateral por la de su portadora, entonces:

$$M_{90} = E_{90}/E_c, \text{ y como } m = E_{cs}/E_c \text{ y } s = E_{ss}/E_c \text{ entonces,}$$

$$M_{90} = m \pm s,$$

igualmente para M_{150} :

$$M_{150} = E_{150}/E_c = m \mp s.$$

Así, la Diferencia de Profundidad de modulación se expresa como:

$DDM = M_{90} - M_{150}$ o $DDM = M_{150} - M_{90}$, dependiendo del lado del curso o de la rampa donde se encuentre la aeronave. En principio, la deflexión de la aguja indicadora es directamente proporcional a DDM, o sea, la diferencia entre las componentes de modulación total. En la situación "ON COURSE", o sea, exactamente en el curso, la DDM es igual a cero ($M_{90} = M_{150}$).

e. DDM Normal. Una de las características de operación del ILS es que la Ecs es mayor que la Ess. Como sus valores relativos son fácilmente obtenidos por las fórmulas de los diagramas de radiación, se torna deseable conocer las relaciones entre DDM y s, y entre DDM, Ecs y Ess.

$$\begin{aligned} \text{Así, suponiendo } & M_{90} > M_{150}; \\ \text{en este caso } & \text{DDM} = M_{90} - M_{150} \\ \text{y como } & M_{90} = m + s \quad \text{y} \quad M_{150} = m - s \\ \text{entonces } & \text{DDM} = (m + s) - (m - s) = 2s. \end{aligned}$$

En operación normal, la DDM es siempre igual a dos veces el factor de modulación espacial.

Ahora veamos la relación que existe entre la DDM y la Ecs y Ess:

como $\text{DDM} = (m + s) - (m - s)$, y $m = \text{Ecs}/\text{Ec}$ y $s = \text{Ess}/\text{Ec}$,

entonces tenemos: $\text{DDM} = 2 \text{Ess}/\text{Ec}$.

Como m y Ecs se obtienen más fácilmente que Ec, entonces es deseable dejar Ec en términos de m y de Ecs,

siendo $m = \text{Ecs}/\text{Ec}$, entonces $\text{Ec} = \text{Ecs}/m$, con lo que

$$\text{DDM} = 2m \text{Ess}/\text{Ecs}.$$

Esta ecuación es bastante útil porque m, factor de modulación del transmisor, es un valor patronizado o fácilmente medible. Las componentes Ecs y Ess son usualmente calculadas por las ecuaciones de los diagramas de radiación de la estación en particular.

Bajo condiciones normales, la modulación en el curso del localizador o en la trayectoria de planeo es debida únicamente a los factores de modulación en el transmisor, m_{90} y m_{150} ; por lo tanto, estas posiciones son definidas como puntos de cero DDM, lo que sólo ocurre cuando M_{90} y M_{150} son iguales. Como la modulación espacial produce efectos iguales pero de sentidos opuestos en la producción de M_{90} y M_{150} , el único punto donde estos factores de modulación total pueden ser iguales es aquel donde no exista el fenómeno de modulación espacial o en el nulo del diagrama de radiación de SBO. Se puede decir que el curso coincidirá con el nulo de SBO solamente si los factores de modulación del transmisor fueran iguales; si no, la línea que contiene los puntos de cero DDM se deslizará hacia dentro del lóbulo de radiación que contiene la mayor fracción de las componentes de modulación.

f. DDM Anormal. Es posible que debido a algunas características en operación de un ILS, las señales de bandas laterales Ess se vuelvan iguales o mayores que las Ecs; una nueva fórmula debe ser encontrada: se sabía que: $DDM = (m + s) - (m - s)$ y recordándose que DDM es una cantidad escalar, y siendo en este caso $Ess > Ecs$, la ecuación debe ser reescrita alterando el orden de m y s.

$$DDM = (s + m) - (s - m) = 2m.$$

Como la modulación del transmisor es un valor constante dentro del campo de radiación, la DDM será igual a $2m$, donde quiera que la Ess sea mayor que la Ecs. Cuando esta situación ocurra, la DDM alcanzará los mayores valores y la corriente de deflexión del receptor será mayor que la requerida para la deflexión plena del puntero. Entre tanto, el instrumento indicador es diseñado para soportar una

sobrecarga de aproximadamente 800%, de forma que no le hará algún daño.

g. Límites del DDM. Como en el curso $s = 0$, la diferencia entre m_{90} y m_{150} será igual a cero, o sea la DDM en el curso es igual a cero, siendo éste el valor límite inferior.

El índice máximo de modulación de una señal de radiofrecuencia es de 100%; como el localizador utiliza por lo menos dos señales (90 y 150 Hz), se tiene ya 50% de modulación para cada una de ellas, donde m sería igual a 0.5. Para que se obtenga un desbalance tal que $M_{90} = 0$ y $M_{150} = 1$, la componente de modulación espacial (s) sería de 0.5. Por tanto admitiendo que $m = 0.5$:

$$\text{DDM} = 2s = 2 \cdot 0.5 = 1.0,$$

que es el límite superior de DDM; por lo tanto el límite inferior de DDM es cero y el superior es 1. En la práctica, el valor superior no debe exceder de 0.40.

2. Pares de antenas, nociones de configuración SIP/SOP.

a. Introducción. Para las consideraciones siguientes, debe tenerse en mente que cada grupo de antenas, en general, consiste de un número par de elementos radiantes. Al analizar las propiedades de un único par, la operación conjunta de diversos pares será más fácilmente comprendida. Se considerarán las características de radiación de dos tipos específicos de pares de antenas:

(a) pares alimentados por corrientes de la misma amplitud y de la misma fase (SIP).

(b) pares alimentados por corrientes de la misma amplitud, pero de fases

opuestas (SOP).

Se verá la radiación horizontal producida por estas dos configuraciones, observando la relación que existe entre el campo en el punto P (fig. 5-3, donde A_1 y A_2 representa las dos antenas, las cuales se consideran de características no direccionales), y los factores que afectan este campo: las corrientes de alimentación, el espaciamiento entre las antenas y la posición relativa del punto P en el azimut.

En la fig. 5-3, r_1 , r_0 y r_2 son las distancias de la antena A_1 al punto P, del centro de las antenas al punto P y de la antena A_2 al punto P respectivamente, d es la distancia de una de las antenas al centro del sistema, la cual cuando es expresada en grados eléctricos se designa como "a".

Es conveniente obtenerse expresiones para r_1 y r_2 en términos de r_0 , d y θ . Si suponemos que el punto P está localizado de tal forma que r_0 sea mucho mayor que d ; las líneas r_0 , r_1 y r_2 pueden considerarse como paralelas, como se muestra en la fig. 5-4.

De la fig. 5-4 las siguientes expresiones son fácilmente deducibles:

$$x = a \sin \theta, \quad r_1 = r_0 - x, \quad r_2 = r_0 + x;$$

$$\text{entonces,} \quad r_1 = r_0 - a \sin \theta, \quad r_2 = r_0 + a \sin \theta,$$

(todas las dimensiones están en grados eléctricos).

las últimas dos ecuaciones muestran que r_1 y r_2 difieren de r_0 en la cantidad ($d \sin \theta$).

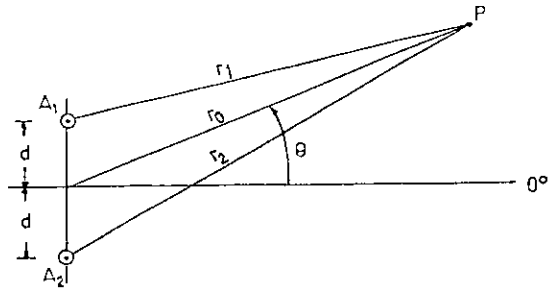
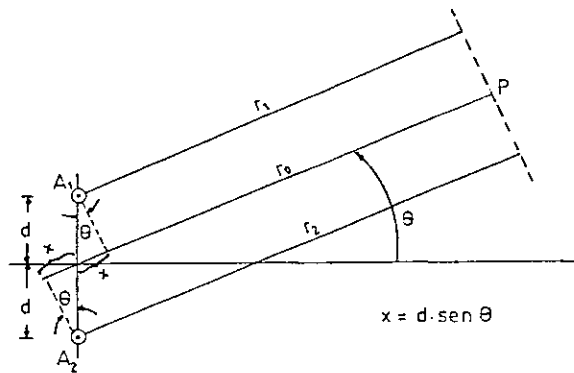


Fig. 5-3 Distribución de las antenas.

Fig. 5-4 La fase relativa de cada campo en el punto P no se altera debido al curso común r_0 .

b. Campo de radiación total formado por un par de antenas. Los campos provenientes de las antenas son de la misma frecuencia, y sus respectivos vectores son fácilmente sumados en cualquier parte del espacio. Se sabe que la intensidad del campo radiado por una antena es directamente proporcional a su corriente de alimentación. Se sabe también que la intensidad del campo es inversamente proporcional a la distancia a la antena, así los campos radiados individualmente por las antenas de un par serán igualmente atenuados al recorrer el espacio. Por tanto, se permite la simplificación de considerar las amplitudes relativas de los campos eléctricos en un punto en el espacio, iguales

a las amplitudes relativas de corriente de la antena que producen aquellos campos. Asimismo, la fase de un campo eléctrico radiado, en un punto en el espacio, depende tanto de la fase inicial de la corriente de la antena que establece el campo, como de la distancia que la onda tiene que recorrer hasta llegar a un punto de recepción.

c. Par alimentado con corrientes en fase (SIP). Como se observa en la fig. 5-4, las señales que parten de la antena A_1 , tienden a adelantarse en relación a supuestas señales que parten del centro del sistema de antenas, por un valor igual a x ; de manera análoga las señales que parten de A_2 tienden a atrasarse del centro del sistema, el mismo valor x . La diferencia de fase, en el punto P, entre las dos señales será igual a $2x$.

Llamemos E_1 y E_2 a los campos que están inicialmente siendo radiados por A_1 y A_2 (fig. 5-5) respectivamente, y llamemos por θ ref. un campo que podría estar siendo radiado del centro geométrico del par de antenas. Si descomponemos los vectores E_1 y E_2 y los sumamos vectorialmente veremos que:

$$E_T = E_1 \cos X + E_2 \cos X = (E_1 + E_2) \cos X,$$

como $E_1 = E_2$ y ambos son proporcionales a las corrientes de alimentación y como estamos tratando con valores relativos, entonces:

$$E_T = (I_1 + I_2) \cos X = 2I \cos X, \text{ y como } X = a \text{ sen } \theta,$$

$$E_T = 2I \cos (a \text{ sen } \theta), \text{ donde } \theta \text{ es la distancia al eje de pista en grados.}$$

El diagrama de radiación puede ser trazado mediante la ecuación anterior, de manera que los puntos de radiación máxima y de radiación nula son los azimut donde la ecuación será máxima o cero, respectivamente. Sabiendo que el coseno de

cualquier ángulo no excede los valores de $+1, 0$, entonces despejando de la ecuación anterior sabremos que existirá radiación máxima cuando:

$$\theta = \text{arc sen } (180^\circ \times n)/a, \text{ donde } n = +1, +2, +3 \dots$$

con lo que habrá máxima intensidad de campo por lo menos en las direcciones 0° y 180° , o sea en el eje de pista.

De igual forma habrán nulos cuando el valor de $(a \text{ sen } \theta)$ sea $90^\circ, 270^\circ$, etc, entonces existirán nulos cuando:

$$\theta = \text{arc sen } (180^\circ \times n + 90^\circ)/a, \text{ siendo } n = 0, +1, +2 \dots$$

El número de máximos y de nulos depende del valor de a ; un aumento en el espaciamiento entre las antenas resultará en un aumento en el número de lóbulos del diagrama.

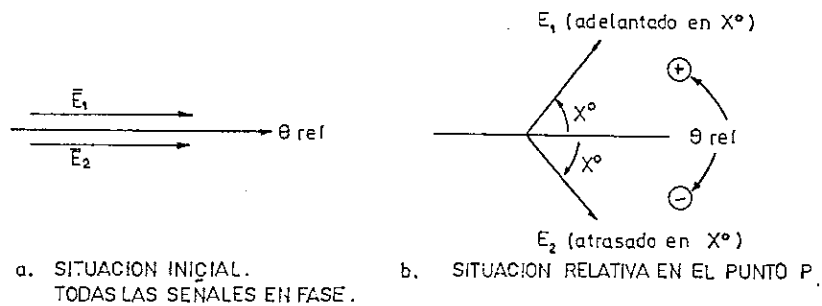


Fig. 5-5 Campos E_1 y E_2 radiados por A_1 y A_2 , respectivamente.

d. Par alimentado con corrientes fuera de fase (SOP). Observando la fig. 5-6, podemos obtener el campo total:

$$E_T = E_1 \text{ sen } X + E_2 \text{ sen } X = (E_1 + E_2) \text{ sen } X$$

al igual que antes:

$$E_T = 2I \text{ sen } x, \text{ donde } x = a \text{ sen } \theta,$$

obsérvese que E_T no se encuentra en el plano de θ ref., sino con la fase de θ ref. + 90° .

Las direcciones de máxima intensidad de radiación se tendrán cuando (a sen θ) sea igual a 90° , 270° , etc. y esto ocurrirá cuando:

$$\theta = \text{arc sen } (180^\circ \times n + 90^\circ)/a, \text{ donde } n = 0, +1, +2 \dots$$

De manera análoga los nulos ocurrirán en los azimut:

$$\theta = \text{arc sen } (180^\circ \times n)/a, \text{ donde } n = +0, +1, +2 \dots$$

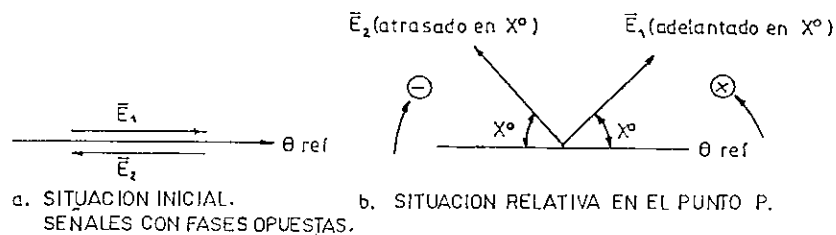


Fig. 5-6 Campos E_1 y E_2 radiados por A_1 y A_2 respectivamente.

B. Descripción del sistema ILS.

1. Generalidades.

a. Introducción. El sistema de aterrizaje por instrumentos es un sistema de aproximación altamente preciso, elaborado con el fin de posicionar una aeronave en el espacio, de forma que pueda ejecutar un aterrizaje seguro, aun en condiciones meteorológicas de baja visibilidad. Esto es conseguido proveyéndose informaciones altamente confiables sobre la posición relativa de la pista y sobre la trayectoria descendiente que será recorrida por la aeronave

desde sus procedimientos preliminares de aterrizaje hasta el toque final sobre la superficie de la pista.

El ILS utiliza estaciones radio transmisoras apropiadamente instaladas sobre el terreno, responsables por la emisión de un curso localizador altamente directivo y coincidente con la línea central de pista y por la generación de una rampa descendente; este plano inclinado contiene la trayectoria de planeo que termina, prácticamente en la superficie de pista, en el área seleccionada como el punto de toque.

El equipo receptor que se encuentra a bordo de la aeronave traduce estas señales y provee una presentación visual de la posición relativa de la aeronave respecto de la trayectoria de aproximación prevista.

b. Composición del sistema.

1. Localizador. Es un transmisor que produce un curso electrónico elaborado para proveer orientación lateral a la aeronave respecto de la pista seleccionada para el aterrizaje. La información provista por este equipo es de azimut relativa a la línea central de la pista. Comprende un transmisor en VHF y su sistema monitor correspondiente.

2. Trayectoria de planeo (Glide Slope). Es un transmisor que también provee un curso electrónico, pero, con la finalidad de orientar a la aeronave en el plano vertical, de forma que ésta pueda describir una trayectoria descendente, segura, de inclinación conocida y constante. Comprende transmisores en UHF y su sistema monitor correspondiente.

3. Marcadores. Son transmisores que tienen la finalidad de proveer a la aeronave que esté en el curso del localizador, la información de cuánto se encuentra desplazada de la cabecera de pista en uso. Opera en VHF en la frecuencia fija de 75 MHz.

c. Equipos asociados. El sistema de aterrizaje por instrumentos se asocia a otros equipos, con el objetivo de mejorar su desempeño y su seguridad, tales como NDB, DME, radar de vigilancia y luces de aproximación.

2. El localizador.

a. Generalidades. El sistema localizador provee la información de curso relativo al prolongamiento del eje de pista de aterrizaje de las aeronaves en la aproximación final. Esta información es procesada por el equipo receptor de abordaje y presentada como una indicación visual a través de un instrumento de punteros cruzados, existente en el panel de la aeronave, permitiendo al piloto mantener la dirección de vuelo adecuada hasta conseguir contacto visual con la pista de aterrizaje. El puntero vertical del instrumento normalmente reposa en cero cuando no está recibiendo señales y esta posición coincide con la indicación de la aeronave sobre el curso del localizador. Para prevenir interpretaciones erróneas en la ausencia de señales del localizador, el instrumento incorpora una pequeña bandera de alarma. Circuitos asociados al receptor de la aeronave se encargan de retirar esta alarma mediante las informaciones provistas por el transmisor del localizador. La bandera aparecerá si la transmisión cesa o si surge algún problema en el propio receptor.

Las antenas que forman parte del sistema localizador se encuentran

perpendiculares e igualmente distribuidas a ambos lados del prolongamiento del eje de la pista. El campo de radiación (polarizado horizontalmente) producido por este conjunto de antenas se desenvuelve sobre la línea central de pista, proyectándose en dirección de los marcadores. Este campo de radiofrecuencia es modulado por señales de 90 y 150 Hz al 20% respectivamente, y se distribuyen por los dos lados del eje de pista, proveyendo la información del azimut (ver fig. 5-7).

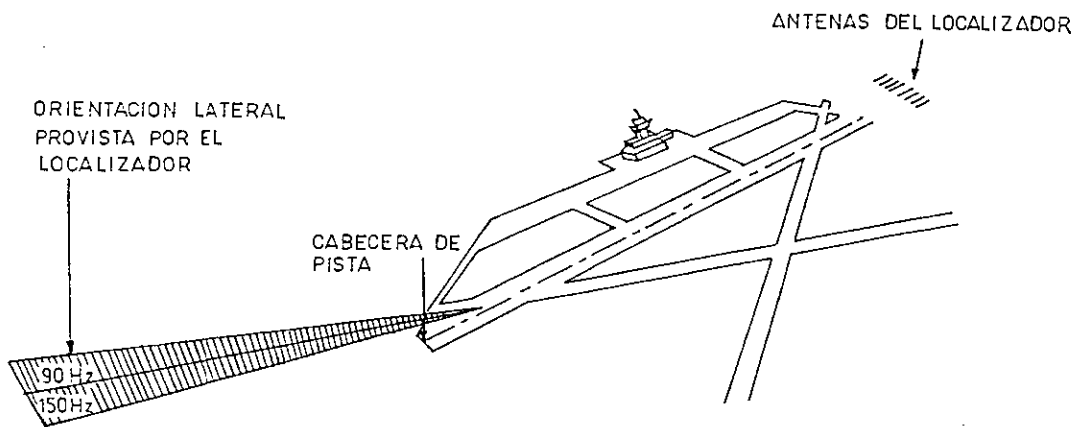


Fig. 5-7 El localizador.

En una aproximación normal, o sea, viendo en dirección a la pista a través del marcador externo, una aeronave tendrá la predominancia de la profundidad de modulación de 150 Hz a su derecha; de manera análoga, la energía de 90 Hz predominará a su izquierda. Estos dos lóbulos, cada uno transportando ambas señales de audio, se superponen a lo largo del prolongamiento del eje de pista de tal forma que las energías provistas por las dos señales de audio sean exactamente iguales, definiendo entonces, la línea de curso del localizador.

Por lo tanto, la estación radia dos distintas señales de radio moduladas en amplitud por la composición de 90 y 150 Hz. La señal de mayor potencia está

constituida por la portadora mas las bandas laterales, comúnmente llamado CSB; de la otra señal de radio radia sólomente sus bandas laterales (Ess), suprimiendo la portadora (Ec).

De esta forma, la estación produce un diagrama de radiación compuesto y, debido a la posición relativa de los elementos de las antenas (horizontalmente polarizadas), es distribuido de tal forma que genera un sector de curso cuyo centro coincide con la línea central de pista. Si una aeronave estuviera volando exactamente sobre el prolongamiento de esta línea central, el indicador de abordó no mostrará ninguna diferencia entre el porcentaje de modulación de las señales de 90 y 150 Hz. Si la aeronave estuviera a la izquierda de la línea central, la profundidad de modulación de la señal de 90 Hz será mayor que la de 150 Hz y esto forzará a la deflexión del puntero indicador para la derecha del instrumento, proporcionalmente al desplazamiento angular de la posición de la aeronave en relación al prolongamiento del eje de pista. Si la aeronave estuviera a la derecha, la profundidad de modulación de la señal de 150 Hz será mayor que la profundidad de modulación resultante para la señal de 90 Hz, produciendo una deflexión idéntica en el sentido opuesto. Las indicaciones son utilizadas siempre para alinear el sentido de vuelo de la aeronave con el prolongamiento del eje central de pista.

El curso, cuya línea central se extiende de las antenas hasta después del marcador externo, es llamado "curso delantero". Algunos localizadores emplean un segundo sistema de antenas para que se pueda obtener una cobertura de 360° alrededor de la estación; las señales de este segundo sistema también se sobreponen en el sentido opuesto al de aproximación formando el "curso trasero".

La potencia de salida de radiofrecuencia de los transmisores actualmente en uso está entre 10 y 15 watts, lo suficiente para producir cobertura útil a 25 NM dentro del sector comprendido en 10° a cada lado del eje de pista y 17 NM entre los 10° y 35° a cada lado de dicho eje. En esta cobertura, las señales del localizador deberán ser recibidos hasta en una inclinación de 7° arriba del plano horizontal.

Los transmisores del localizador utilizan una banda de frecuencia de 108.0 MHz a 111.95 MHz.

Todos los transmisores de los localizadores son continuamente modulados por una señal de identificación. Sus transmisores pueden también ser modulados en telefonía, cuidando que ésta no interfiera con las señales de navegación.

b. Sistemas de antenas. Existen diversos tipos de sistemas de antenas, entre los más comunes se encuentran: el sistema V-RING, los dipolos log-periódicos (que es el sistema que se encuentra actualmente en uso en Guatemala), el sistema Thompson y el Wilcox 412 (ver fig. 5-8, 5-9, 5-10 y 5-11).

Uno de los primeros sistemas que se utilizó fue el de ocho "loops", el cual se encuentra ya en desuso, pero es el sistema más simple, y en el cual se basan los demás sistemas, por lo tanto se dará una presentación general de éste.

1. Patrón de radiación de una antena Alford Loop. El patrón de radiación de una única antena "alford" es omnidireccional. Al alimentar simultáneamente un segundo "loop", distanciado del primero, con una

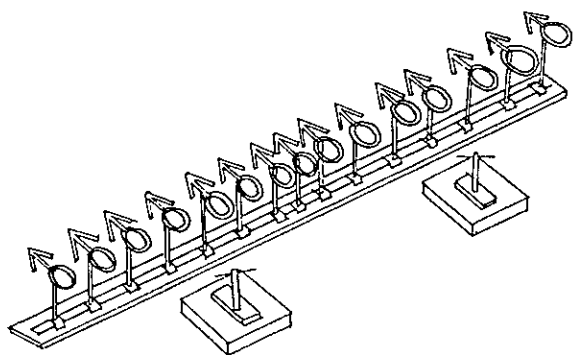


Fig. 5-8 Conjunto de antenas V-RING.

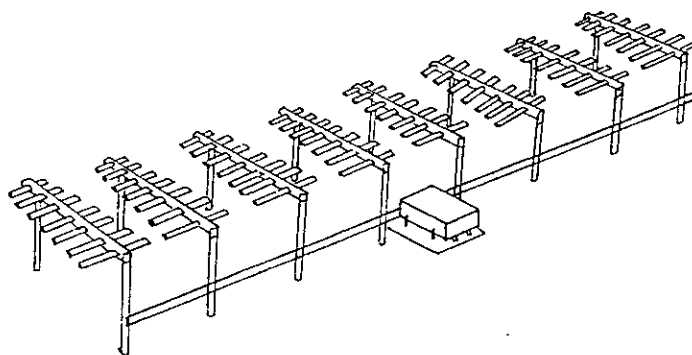


Fig. 5-9 Conjunto de antenas Log-Periódicas.

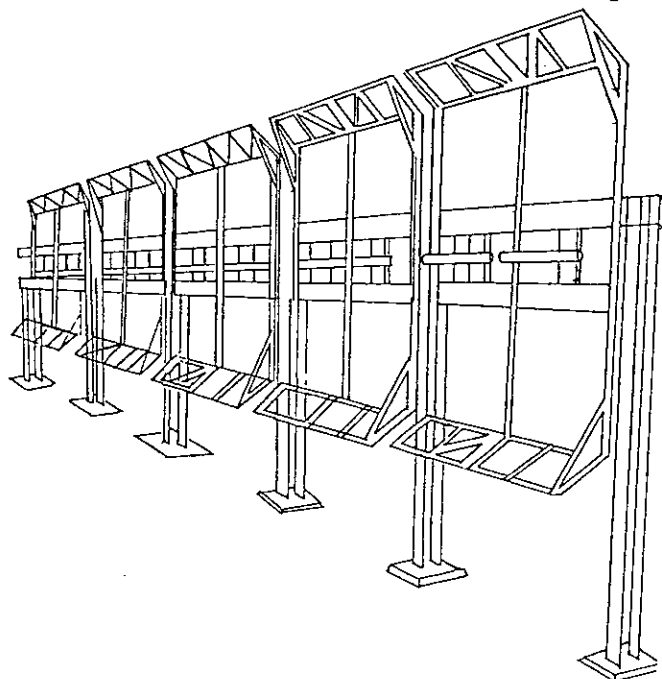


Fig. 5-10 Conjunto de antenas constituidos por dipolos provistos de reflectores.

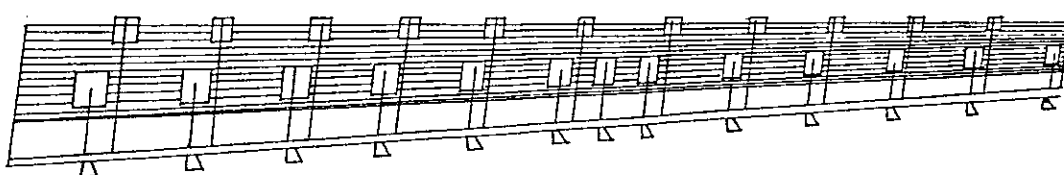


Fig. 5-11 Conjunto de antenas THOMPSON 381

cantidad igual de corriente y de la misma fase, el diagrama resultante será como el mostrado en la fig. 5-12. Este diagrama muestra ahora que la intensidad de la señal varía en diferentes azimuts. Este es el diagrama de radiación horizontal del par de antenas alimentados con la señal de la portadora (CSB). Como la energía dentro de este único lóbulo está dividida igualmente entre las señales de 90 y 150 Hz ($m_{90} = m_{150}$), el piloto tendrá siempre la indicación de estar volando exactamente sobre la línea de curso del localizador independientemente de su posición. La orientación de las antenas es hecha de tal modo que la máxima intensidad de la señal coincida con el prolongamiento del eje de pista.

Cualquier desvío del curso de trayectoria debe causar el movimiento inmediato del puntero, alertando al piloto qué corrección hacer. Para producir las indicaciones necesarias para la corrección de la dirección de vuelo de forma de mantener el curso correcto, o sea si el piloto debe volar para la derecha o para la izquierda, las cantidades de energía distribuidas entre las señales de navegación deben ser desbalanceadas, de forma que se tenga la predominancia de 150 Hz a la derecha de la pista y de 90 Hz a la izquierda. El desbalanceamiento se realiza con la recepción de energía adicional proveniente de tres pares de antenas (seis "loops") montados en línea con el par central (ver fig. 5-13). Los "loops" de cada uno de estos pares son alimentados con corrientes en oposición de fase. Asimismo las corrientes en los tres "loops" de banda lateral de uno de los lados del sistema de antena están en fase entre sí, pero fuera de fase con las corrientes de los otros tres "loops" localizados del otro lado del sistema de antenas.

Como resultado de este diferente enfasamiento entre pares de "loops" y de

sus distanciamientos, se obtiene un diagrama de radiación bifásico que es caracterizado por un nulo producido por cada uno de los pares de banda lateral, y este nulo común coincide con el prolongamiento del eje de pista. Debido a los diferentes distanciamientos entre los "loops" de los diferentes pares, cada par forma un diagrama conteniendo diferentes lóbulos y nulos, de tal forma que el par con mayor distanciamiento presenta mayor número de lóbulos. Entre tanto, los nulos producidos por estos tres pares sólo son coincidentes sobre la línea de curso del localizador (ver fig. 5-14).

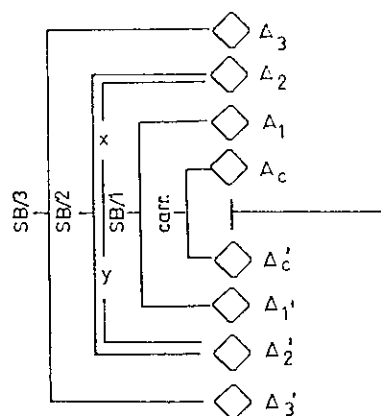
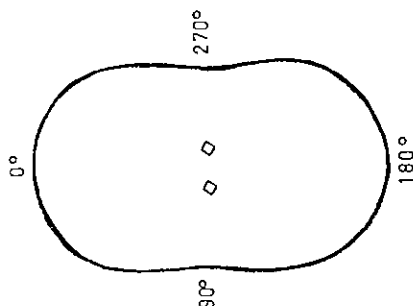


Fig. 5-12 Diagrama de radiación.

Fig. 5-13 Antenas del localizador mostrando las relaciones entre los elementos y sus líneas de alimentación.

Todas las antenas de banda lateral son alimentadas solamente con las bandas laterales de radiofrecuencia de 90 y 150 Hz; no poseen la frecuencia de la portadora, ya que ésta es suprimida. Además, el diagrama de radiación de SB0 se forma al alimentar uno o más pares de antenas en oposición de fase con señales de RF. Asimismo el diagrama de radiación del par central (CSB) representa solamente los valores de las frecuencias de banda de 90 y 150 Hz pertenecientes a la portadora. El diagrama de radiación de CSB se forma al alimentar dos o más antenas con señales RF en fase. Debe notarse que sobre la línea central de pista no se recibe señal alguna proveniente de los pares de banda lateral, pues cada par produce un nulo sobre esta línea; así, toda la información utilizable

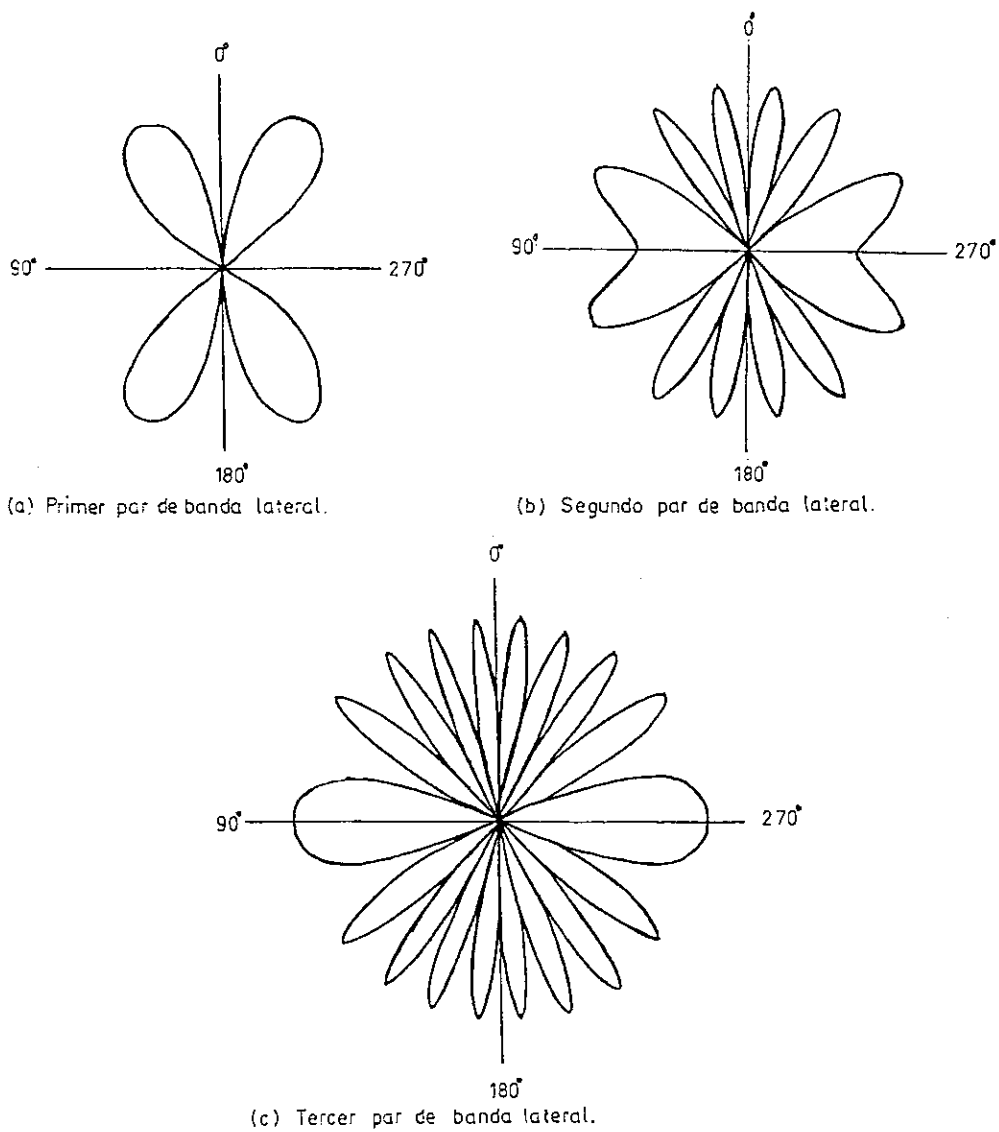


Fig. 5-14 Diagramas de radiación de los distintos pares de "loops".

exactamente en la línea de curso proviene de las informaciones contenidas en las bandas laterales de la señal de CSB.

La señal recibida estando fuera del curso del localizador será la composición entre las bandas laterales de 90 y 150 Hz, pertenecientes a la señal de CSB e radiadas a partir del par de antenas central, con las bandas laterales de 90 y 150 Hz radiadas por las antenas de solamente banda lateral (SBO). Estas señales de banda lateral se mezclan en el espacio, sumándose vectorialmente y produciendo una señal resultante, a lo que se llama modulación espacial. La reacción vectorial en el espacio entre las señales de bandas laterales ocurre de las relaciones de fase que existen entre estas varias señales.

Las comparaciones de fase son sólo posibles entre señales de la misma frecuencia, o sea, la banda lateral de 90 Hz proveniente del par central (CSB) es comparada con las bandas laterales de 90 Hz originadas de los tres pares de antenas de bandas laterales. Con la señal de 150 Hz la comparación es similar. Existen dos posibles situaciones extremas: las bandas laterales de CSB y SBO están en fase entre si o completamente fuera de fase. Un diagrama de radiación compuesto se muestra en la fig. 5-15. Las relaciones de fase pueden ser observadas por la adición de señales (+) y (-). Todas las áreas marcadas (+) tienen la misma fase relativa, ocurriendo lo mismo con las áreas marcadas (-). Observando la fig. 5-15 se percibe que, cuando se está a la derecha del prolongamiento del eje de pista, en el sentido de la aproximación, las bandas laterales de 150 Hz se suman, proporcionando un mayor porcentaje de modulación total, en tanto las bandas laterales de 90 Hz se restan. Esto se traduce en una alteración de la DDM y el puntero se moverá hacia la izquierda. A la izquierda

del prolongamiento del eje de pista las bandas laterales de 90 Hz se suman y las bandas laterales de 150 Hz se restan. De igual forma esto también produce una alteración en la DDM, pero ahora, el porcentaje de modulación total de 90 Hz es mayor que el de 150 Hz, con lo que el puntero se movera hacia la derecha. La línea de curso se identifica con los dos azimut (curso delantero y tracero) donde los porcentajes de modulación de 90 y 150 Hz son iguales. Obsérvese que, para un pequeño desplazamiento angular a partir de la línea de curso, hay una considerable alteración en las amplitudes relativas de las señales de 90 y 150 Hz. La máxima amplitud de cualquier lóbulo de SBO ocurre a aproximadamente 10° fuera del curso y es allí donde se encuentra el mayor valor de DDM (máxima deflexión del puntero). A aproximadamente $24, 50$ y 90° habrá menor deflexión del puntero; estos son los azimut donde se espera un menor valor de DDM ("clearance").

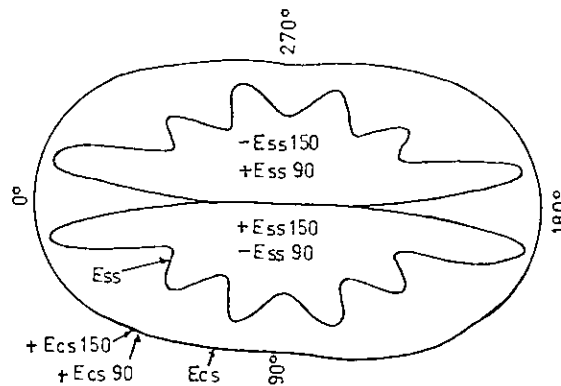


Fig. 5-15. Patrón compuesto por los diagramas de radiación de todos los pares de antenas de banda lateral asociado al patrón de radiación de las antenas de la portadora.

c. Tamaño del curso del localizador. Los diagramas de radiación producen un cambio lineal en la proporción de uno y otro tono, hasta un ángulo medido desde el eje de pista llamado "borde del sector". Cuando se alcanza el borde del sector de rumbo, el puntero debiera deflectarse a fondo de la escala, lo que corresponde a una corriente en el medidor de $150\mu\text{A}$. El sector

angular entre los bordes del sector se denomina "tamaño del sector de curso". El límite del curso está definido como el punto donde la corriente del indicador llega a 150 μ A, por lo tanto la DDM = 0.155 corresponde al límite del curso.

El tamaño del sector del curso del localizador está ajustado con relación a la longitud de la pista. Es ajustado de modo que se consiga un sector de curso cuyo tamaño total sea de 700 pies en la cabecera de aproximación de la pista.

Cuanto mayor sea la pista, menor es el tamaño angular del curso. Para variar el tamaño del curso es solamente necesario variar la potencia de la señal de banda lateral (SBO). Con el aumento de la potencia se obtiene un estrechamiento en el tamaño de curso y viceversa. Como la DDM varía linealmente para cada lado a partir del azimut 0° (varía linealmente entre 0° y $\pm 4^\circ$) y la Ess es directamente proporcional a la potencia de banda lateral. Estas pueden relacionarse de modo que el tamaño del curso es inversamente proporcional a la potencia de banda lateral.

d. Sector de clearance. El sector angular comprendido entre el borde del sector y los 35° a cada lado del eje de pista se denomina "sector de clearance"; sector donde el puntero debe permanecer en el extremo correspondiente, lo que se consigue con una corriente superior a 150 μ A en todo este sector.

e. Curso trasero del localizador. El curso trasero comúnmente llamado de "back course", existe en el localizador (siempre y cuando las antenas sean de back course; en el caso del equipo instalado en Guatemala, el

sistema de antena actual es de no back course) debido a que las bandas laterales (SBO) también poseen un nulo en 180° . La estructura del curso trasero generalmente tiene las mismas características del curso frontal. Si el curso frontal fuera ajustado para un tamaño angular de 4° , el curso trasero tendrá un valor muy próximo a 4° . Debe observarse que el curso trasero tiene sensibilidad invertida. Una aeronave que se aproxime por el curso trasero y se mueva hacia la derecha (vista por la parte de atrás del conjunto de antenas), tendrá el puntero del instrumento de abordo marcando hacia la derecha, lo contrario de lo que ocurriría con una aeronave que se aproxime por el curso frontal.

f. Localizador direccional - Descripción del conjunto de antenas del localizador del tipo log-periódicas. El conjunto de antenas del

localizador (MARK 1/D) usa 8 elementos de antena del tipo dipolo log-periódico para un sistema de abertura estrecha o 14 elementos de antena para sistemas de abertura ancha (ya sea para sistemas de back course o no back course); en ambos sistemas las antenas son montadas a aproximadamente 6 pies arriba del terreno. Cada elemento (antena) tiene una longitud de 9 pies y un tamaño de 50 pulgadas y está constituida de 7 dipolos paralelos, que son los elementos radiantes, horizontalmente polarizados, alimentados por una misma línea balanceada (línea de transmisión). Cada elemento de antena tiene su propio acoplador para monitorización, que toma una muestra 11 dB debajo de la señal radiada (ver fig. 5-16); Los datos más importantes de este sistema son:

- banda de frecuencia: 108.0 a 112.0 MHz
- cobertura horizontal: $\pm 35^\circ$
- cobertura vertical: 7°
- potencia nominal de la portadora: 8 W nominales para los límites de cobertura.

- límites de cobertura: mayor que 18 NM dentro de $\pm 10^\circ$ de la línea central de pista; mayor que 10 NM entre 10° y 35° en ambos lados de la línea central de pista.

- cable de distribución de la antena: coaxial RG-214U, 50 ohm.

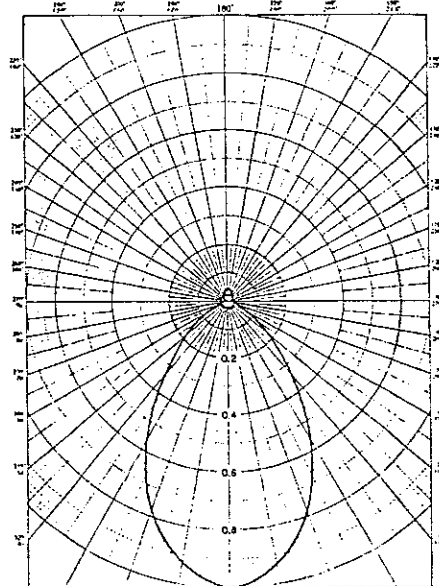
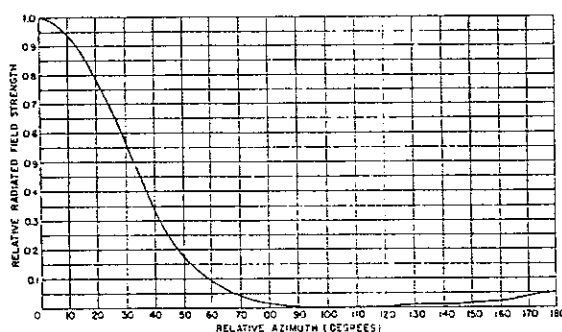
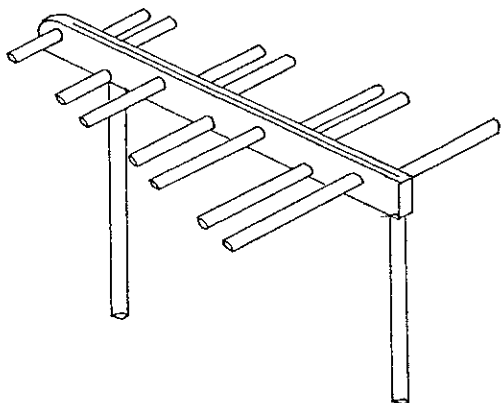


Fig. 5-16. Elemento de antena. Fig. 5-17 Diagrama de radiación horizontal de un sistema "no back course".

La red distribuidora de rf es la encargada de recibir las señales de CSB y SBO que llegan de la estación transmisora y combinarlas en amplitud y fase para la alimentación correcta de cada antena. La red combinadora de rf recibe una muestra de la señal radiada de cada antena y las recombina, reconstruyendo las señales originales de CSB y SBO, a fin de ser evaluadas por el monitor, donde

serán producidas señales simuladas de curso y tamaño para la monitorización.

El uso de antenas de dipolo log-periódico, de frecuencia independiente, no es obviamente necesario para obtener un desempeño satisfactorio a través de bandas estrechas de frecuencia de los localizadores, pero provee una mayor estabilidad de desempeño sobre una gran variedad de condiciones del ambiente, por ejemplo acumulaciones de hielo en la estructura de la antena que comúnmente afecta a un elemento de antena dependiente de la frecuencia. La línea de transmisión es excitada en la extremidad del frente, produciendo una onda en propagación que progresa en dirección a la extremidad trasera de la estructura de la antena. La porción de energía de rf que es extraída de la onda en propagación (e radiada) por un dipolo, depende de la longitud eléctrica de este dipolo, en particular en la frecuencia de operación. Su desempeño, independiente de la frecuencia, es obtenido de esta estructura radiante log-periódica por el hecho de que las longitudes y espaciamientos de los dipolos a lo largo del alimentador de la línea de transmisión están arreglados, de modo que la función del elemento resonante sea transferida suavemente a lo largo de la estructura, de un radiador del dipolo hacia otro, a medida que la frecuencia de operación varíe. La transposición de la polaridad de la señal aplicada a dipolos alternados a lo largo del alimentador de la línea de transmisión es necesaria para conseguir una concentración de la energía de rf radiada hacia el frente de la estructura; sin embargo la onda en la línea de transmisión progresa en dirección a la extremidad trasera. Esta transposición es realizada por la simple conexión de los dipolos a la línea de alimentación, de modo que elementos sucesivos surgen en la línea en direcciones opuestas. El diagrama de radiación horizontal que es obtenido de esta manera, para un sistema de no back course, es mostrado en la

figura 5-17.

Como ya se ha mencionado anteriormente, el sistema del localizador radia dos ondas diferentes de VHF, CSB y SBO, que se combinan en el espacio para formar una onda espacialmente modulada. El diagrama de CSB es realizado por pares de antenas de radiación donde cada par de antenas es alimentado con señales de amplitud iguales y en fase. Esto da como resultado un máximo de señal radiada en el eje de pista. El nivel de la señal radiada disminuirá a medida que se separe del eje de pista y, eventualmente, esta señal radiada será un nulo a un cierto ángulo. La localización de un nulo depende del espaciamiento entre el par de antenas. El diagrama de CSB (ver fig. 5-18) se forma con los siguientes parámetros:

- Espaciamiento de las antenas,
- Número de pares de antenas,
- Distribución de amplitud entre los pares de antenas.

El diagrama de SBO es realizado por pares de elementos de radiación donde cada par de antenas es alimentado con señales de amplitudes iguales y desfasados 180° . Un par de elementos de radiación que es alimentado de esta manera tendrá un nulo en la señal radiada en el eje de pista. El nivel de señal aumentará a medida que se separe del eje de pista y eventualmente alcanzará un nivel máximo; entonces comenzará a disminuir nuevamente. El ángulo en el cual el máximo de nivel de la señal es obtenido depende del espaciamiento entre los elementos de radiación.

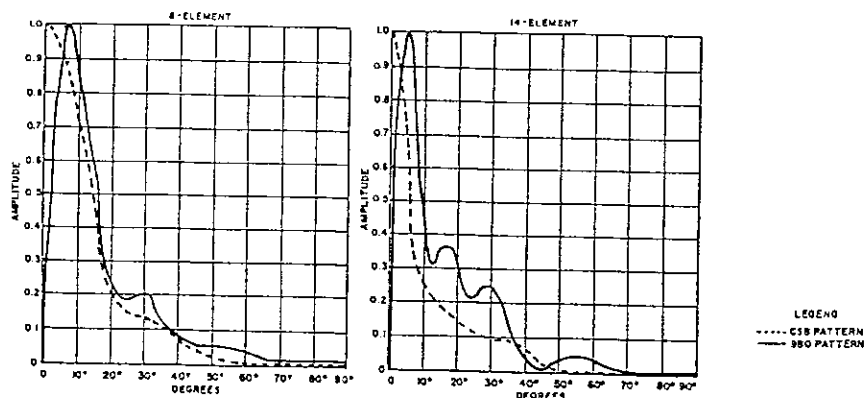


Fig. 5-18 Diagrama de radiación de la antena.

Cuando las señales de SBO se suman a las de CSB, se produce una señal rf, la cual posee profundidades de modulación de 90 Hz y 150 Hz. Cuanto mayor es el nivel relativo de la señal de SBO en relación al nivel de señal de CSB, mayor es la diferencia en la profundidad de modulación.

3. Trayectoria de planeo (Glide Slope).

a. Introducción. Las antenas del subsistema de trayectoria de planeo producen verticalmente un campo de radiación modulado por la combinación de dos señales de audio (90 Hz y 150 Hz). Este campo radiado desenvuelve una trayectoria descendente perteneciente al plano vertical que contiene el eje de pista. El campo está de tal forma distribuido que la señal de 90 Hz predomina arriba de la trayectoria y la señal de 150 Hz predomina abajo de ella. Las profundidades de modulación de las señales de 90 y 150 Hz son iguales a lo largo de todos los puntos de la trayectoria de planeo, la que puede tener una inclinación de 2° a 4° con el horizonte. Aunque el valor recomendado sea de 3° , el ángulo de elevación de la trayectoria de planeo puede variar bastante entre los diversos auxilios instalados dependiendo de las características del terreno adelante de las antenas y de los requisitos de tráfico aéreo local.

La potencia de salida de los transmisores debe ser lo suficiente para producir una señal útil a distancias de 10 a 15 NM de los transmisores, cubriendo sectores de por lo menos 8° para cada lado del curso localizador. El tamaño vertical útil de la trayectoria de planeo debe fijarse en 1.4° , aunque puede variar de 0.8° a 1.5° .

Las estaciones de trayectoria de planeo operan en una de las diversas frecuencias contenidas en la banda de 328.6 MHz a 335.4 MHz. El receptor de la aeronave es automáticamente sintonizado con el canal correcto de UHF cuando la frecuencia del localizador es sintonizada. La utilización de frecuencias casadas elimina la necesidad de modulación de identificación y telefonía en los transmisores de trayectoria de planeo. El prolongamiento descendente de la trayectoria de planeo debe cruzar por la referencia ILS a una altura que garantiza un descenso sin riesgos por obstáculos existentes. La altura recomendada para la referencia ILS es de 15 m.

Sus transmisores y antenas son usualmente instalados en un sitio que dista de 750 a 1250 pies de la cabecera de aproximación hacia dentro de la pista, y separados lateralmente de 400 a 600 pies de su eje central, evitando así ser obstáculos de colisión.

Cuando una aeronave se encuentra exactamente en la trayectoria de planeo, el puntero indicador del receptor de abordó se centra en la escala del instrumento, debido a que las amplitudes de los tonos de 90 y 150 Hz detectados por el receptor son iguales. Si la aeronave se encuentra por encima de la trayectoria, la modulación de 90 Hz predominará haciendo que el puntero

horizontal del instrumento se desvíe hacia abajo una cantidad equivalente al desvío angular entre la aeronave y la trayectoria correcta. Si la aeronave se encontrara abajo de la trayectoria, la modulación de 150 Hz predominaría, desviando en forma análoga al puntero hacia arriba. El puntero horizontal indica el sentido vertical a volar para que la aeronave describa el ángulo de planeo correcto, en tanto que el puntero vertical provee las correcciones laterales a lo largo del curso del localizador (ver fig. 5-19).

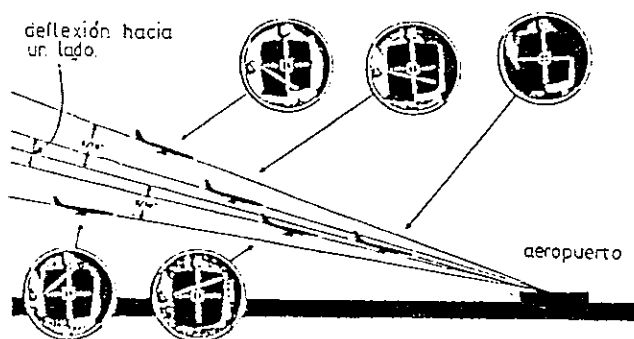


Fig. 5-19 Indicaciones del instrumento de abordaje.

Existen tres tipos de trayectoria de planeo actualmente en uso que pueden ser empleados de acuerdo con las necesidades de la instalación, escogidas de conformidad con la topografía y calidad del terreno: Referencia de Nulo, Banda lateral de Referencia y Efecto de Captura. El sistema de antenas de la trayectoria de planeo está basado en el principio de la antena imagen. Un sistema de antenas de este tipo es aquel que genera un diagrama de radiación vertical mediante la reflexión de la energía electromagnética, en un área de terreno cuidadosamente controlada y preparada (esto exige que el terreno que esté adelante de las antenas, sea razonablemente plano). Esta señal reflejada se combina en la antena del receptor con la señal directa. La combinación en fase y amplitud de esas dos señales determina el diagrama de radiación vertical del

sistema de antenas.

La Configuración de tipo "Referencia de Nulo" es tomada como la instalación patrón y es la normalmente adoptada siempre que las condiciones del suelo lo permitan. En algunos casos no es posible o económicamente viable la obtención de un terreno con extensión suficiente y que mantenga las características propias para la implantación de un sistema de Referencia de Nulo; en este caso, la utilización del tipo de "Banda lateral de Referencia", que tiene como características el posicionamiento de sus antenas en alturas más bajas que la configuración anterior, exige un terreno más corto y, por lo tanto, más fácil de obtener. La instalación del tipo "Efecto por Captura", fue desarrollado para usarse solamente en aeropuertos cuyas pistas presentan discontinuidades en sus extremos de aproximación. En esta configuración se hace uso de señales generados por dos transmisores distintos. La señal primaria, responsable por la estructura de la rampa, que es transmitida procurando minimizar los efectos producidos por las reflexiones espúreas debidas a los accidentes existentes en el terreno. La señal auxiliar llamada "Clearance" asegura la presencia de la información adecuada en el espacio situado abajo de la trayectoria, junto al suelo; el sector angular comprendido entre los obstáculos y el borde inferior del tamaño de la trayectoria de planeo se denomina "Area de Clearance".

Cada uno de los sistemas requiere diferentes longitudes de terreno plano o de reflexión. La colocación de las antenas sobre el mismo determinará la posición de los nulos y los máximos de radiación. Los tres tipos de trayectoria de planeo se diferencian solamente en la forma de los diagramas de radiación vertical de CSB y SBO. Cada uno tiene un nulo de señal de SBO en el ángulo de descenso, y un

máximo para la señal de CSB en el mismo. Sin embargo, los sistemas de referencia de banda lateral y efecto por captura no tienen diagramas simétricos alrededor de dicho ángulo. No obstante, la resultante del diagrama DDM es idéntica para cada tipo de sistema.

b. Referencia de nulo. La designación Referencia de Nulo se debe a los distintos diagramas finales de radiación producidos en el espacio por la instalación de Glide Slope. La fig. 5-20 muestra el diagrama vertical producido por una antena horizontal. Esta antena está montada adelante de un reflector, lo que la vuelve directiva. Este diagrama es llamado de lóbulos y existen diversos lóbulos consecutivos. El tamaño vertical de un lóbulo y el ángulo que el eje de este lóbulo forma con la horizontal pueden ser controlados alterando la altura de la antena.

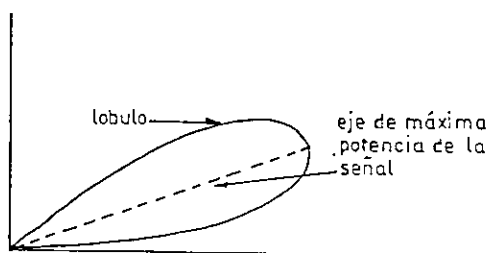


Fig. 5-20 Diagrama de radiación vertical.

La energía de la señal recibida por una aeronave será máxima cuando ésta vuele exactamente en el eje del lóbulo. Entonces por la opción adecuada de la altura de posicionamiento de una antena es posible hacer coincidir la potencia máxima de un lóbulo con el ángulo de planeo deseado. Si la energía contenida en este lóbulo fuera igualmente distribuida entre 90 y 150 Hz, el piloto tendrá, donde quiera que realmente esté dentro del lóbulo, la información donde se encuentra continua y exactamente en la trayectoria de planeo. Este es el lóbulo

que contiene la señal de portadora más sus bandas laterales (CSB) resultantes del proceso de modulación. Este grupo de señales es radiada por la antena inferior.

Las señales recibidas del lóbulo de la portadora pueden ser usadas para mantener el puntero centrado, pero, inmediatamente arriba o abajo de la trayectoria se hace necesario recibir alguna energía adicional que permita la obtención de los valores apropiados de las separaciones. Para eso se hace un desbalance en las cantidades de energía entre las bandas laterales de 90 y 150 Hz, de tal forma que se obtiene una predominancia de 90 Hz arriba de la trayectoria y la predominancia de 150 Hz abajo de ella, y además esta predominancia de una sobre la otra es proporcional a la separación en cuestión. Este desbalance ocurre por la recepción de una señal adicional radiada por una segunda antena posicionada en una altura mayor que la antena superior (fig. 5-21). El ángulo ϕ de esa figura representa la declividad de la trayectoria de planeo.

Esta antena superior, llamada antena de bandas laterales, produce un diagrama de radiación vertical compuesto solamente por las energías contenidas en las bandas laterales de 90 Hz y 150 Hz (SBO), sin la presencia de la radiofrecuencia portadora. La fig. 5-22 presenta el diagrama de radiación compuesto donde los dos primeros lóbulos de banda lateral son completamente envueltos por el primer lóbulo generado por la antena inferior. Se observa que entre el primer y el segundo lóbulo de banda lateral existe un área sin señal, la cual es llamada Nulo. Si la antena superior es posicionada en una altura aproximadamente dos veces mayor que la antena inferior, entonces, el primer nulo de banda lateral coincide exactamente con el ángulo escogido para la trayectoria

de planeo. Considerando estas condiciones, una aeronave que esté volando exactamente en la trayectoria de ILS obtiene sus indicaciones solamente debido a la presencia del lóbulo de CSB. Arriba o abajo de este primer nulo de banda lateral, se tendrá recepción de una señal resultante que es la composición vectorial entre las señales radiadas por la antena inferior y las señales contenidas en uno de los lóbulos de banda lateral.

Abajo de la trayectoria la energía de 90 Hz del primer lóbulo de banda lateral cancela parte de la energía contenida en la banda lateral de 90 Hz del lóbulo de la portadora, en cuanto las energía de 150 Hz son sumadas; como resultado, el puntero del instrumento deflexiona hacia arriba. Ocurre lo opuesto cuando se comparan las energías de 90 Hz y 150 Hz del mismo lóbulo de la portadora con las del segundo lóbulo de bandas laterales. (ver fig. 5-23).

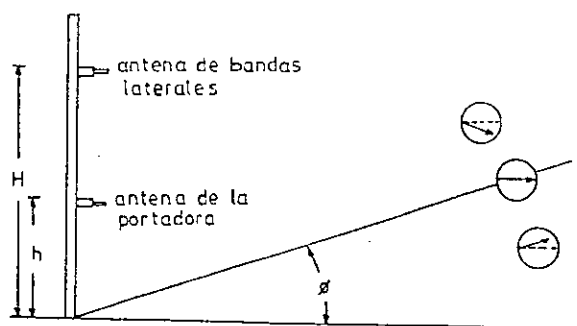


Fig. 5-21 Alturas relativas entre las las antenas

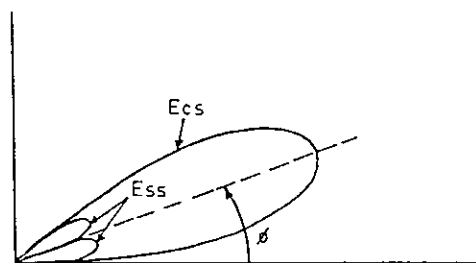


Fig. 5-22 Diagrama de radiación compuesto.

Las alturas de las antenas dependen del ángulo de planeo de trabajo, para disminuir el ángulo de planeo, las antenas deberán ser elevadas, y al contrario para aumentar la inclinación de la trayectoria, las antenas deber ser bajadas.

Como el efecto de reflexión presentado por el terreno es un factor a ser

altamente considerado, es importante que, para el perfecto funcionamiento del sistema de antenas, el suelo del área seleccionada tenga buena conductividad eléctrica aliada a una topografía plana sin obstáculos.

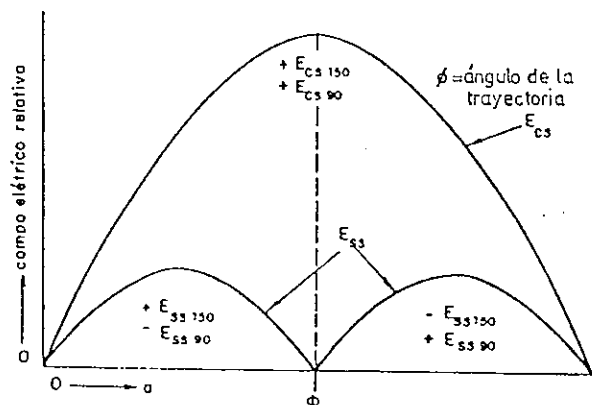


Fig. 5-23 Diagrama de radiación compuesto.

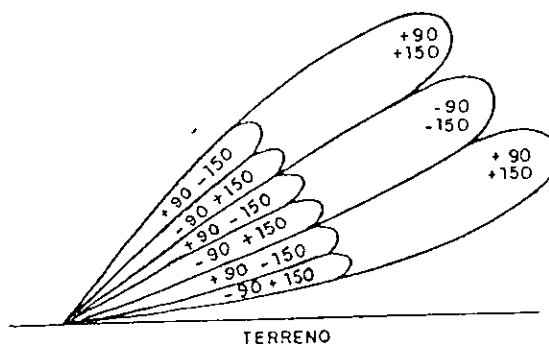


Fig. 5-24 Diagrama de radiación vertical mostrando las inversiones de fase entre lóbulos adyacentes.

Como ya se observó, cada antena genera diversos lóbulos en su diagrama de radiación vertical. El número de lóbulos formados depende de la altura entre la antena y el terreno. Un fundamento básico de la teoría de radiación dice que la energía contenida en lóbulos adyacentes tienen fases opuestas.

Las fases de las energías en cualquier par de lóbulos de banda lateral, aquellos pares que son envueltos por lóbulos de la portadora, están correctas para su uso como trayectoria de planeo, pero la fase de la señal de lóbulo envolvente puede no estar correcta. La fase de la envolvente estará correcta en sus lóbulos impares, o sea en el primero, tercero, quinto, etc., creando condiciones para las trayectorias con indicaciones normales en los ángulos que corresponden a 1,5,9, etc., veces el ángulo de planeo deseado (ver fig. 5-24). El segundo, cuarto, etc., lóbulos de la portadora tienen fases incorrectas, y el resultado es la excitación invertida del puntero indicador.

Los nulos de la portadora son áreas donde no existen señales de la portadora ni de bandas laterales; en estas posiciones el receptor de abordaje pierde el contacto con la estación de Glide Slope.

1. Diagramas de radiación.

(a) radiación Vertical: el diagrama de radiación en el espacio libre producido por una antena horizontal es modificado por el efecto de reflexión. Considerando un suelo perfectamente conductor, el valor relativo resultante para el vector campo eléctrico puede expresarse como:

$$E = A_0 \sin (h \sin \alpha)$$

donde h es la altura de la antena en grados eléctricos y α es el ángulo vertical ocupado por el punto en consideración. A_0 está definido como un factor de amplitud y depende de la radiación de la energía en el plano horizontal.

(b) Diagramas Verticales de Referencia de Nulo: como la trayectoria de planeo debe posicionarse en el primer nulo de la señal de banda lateral y coincidente con el valor máximo del primer lóbulo producido por la antena portadora, estas antenas tendrán alturas relativas $H/h = 2$ (las alturas típicas utilizadas son 5 y 10m). Además, considerando la banda de frecuencias de trabajo, se necesita que las antenas se instalen a una altura considerable de manera de tener una trayectoria cuyo ángulo sea suficientemente pequeño, para garantizar un descenso razonable. Esto advierte que, al aumentarse la altura eléctrica de una antena, el número de lóbulos también aumenta, y estos se vuelven más estrechos, con ángulos menores. Asimismo, para obtenerse los resultados esperados, las antenas de las trayectorias de planeo son posicionadas a muchos grados eléctricos arriba del suelo.

Las figuras 5-25 y 5-26 presentan el efecto de un terreno con superficie reflectora y cómo son formados los lóbulos y nulos, respectivamente.

(c) Nulo del Diagrama de SBO: a los 3° sólo se recibe la señal CSB con igual amplitud de las señales de 90 y 150 Hz. A los 6° se presenta el primer ángulo vertical, en el cual ambas señales tienen un nulo conjunto, y el receptor no recibe señal alguna.

A ángulos superiores a los 6° , debido a que la fase de la señal CSB cambia en 180° y permanece con igual fase la señal de SBO, las indicaciones de "ascender" y "descender" tendrán un significado real opuesto, por lo que a la trayectoria de planeo que aparece a los 9° se le denomina "trayectoria de planeo inverso" (ver fig. 5-27).

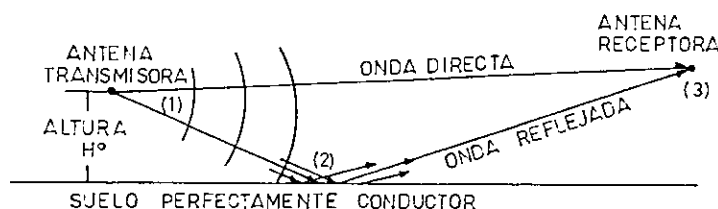


Fig. 5-25 Efecto de un terreno con superficie reflectora mostrando el frente de onda: (1) la reflexión y la inversión de fase. (2) y la recombina-ción de las ondas directa y reflejada (3).

(d) Antena de la portadora.

La trayectoria de planeo puede ser descrita como el lugar geométrico de los puntos de donde se obtienen dos distintas bandas laterales totales, cuyas amplitudes son idénticas.

La antena de la portadora radia una señal de radiofrecuencia compuesta por

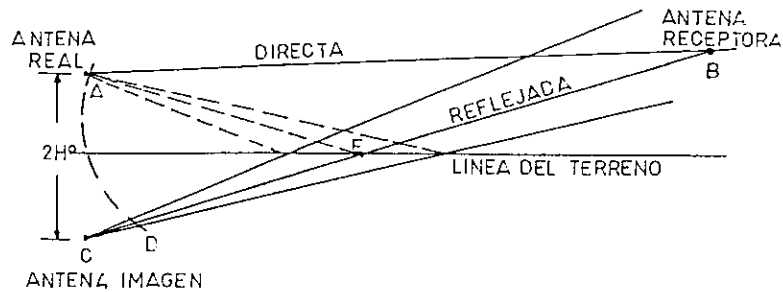


Fig. 5-26 Formación de lóbulos y nulos. Se muestra como se puede sustituir la superficie reflectora por una "antena imagen" del forma tal que las distancias AE y CE son iguales y la línea CEB es una línea recta. Se considera que la antena imagen es excitada por un corriente de igual intensidad y desfasada 180° de la antena real (en E hay inversión de fase). Trazando el arco AD, teniendo como base el punto B, el valor CD es la diferencia entre los espacios directo y reflejado recorridos por la onda. Cuando CD es 180°, 540°, 900°, etc., las ondas directa y reflejada se combinan en fase, produciendo un máximo en B. Cuando CD es 0°, 360°, etc., las ondas directa y reflejada se cancelan, resultando en un nulo.

una frecuencia central acompañada por bandas laterales superiores e inferiores.

De igual forma que se hizo con el localizador, se tienen las siguientes relaciones:

$$m = \frac{\text{Energía de Banda Lateral}}{\text{Energía de Portadora}} = \frac{E_{cs}}{E_c}, \text{ de donde}$$

$$m_{50} = \frac{E_{cs_{50}}}{E_c} \quad \text{Y} \quad m_{150} = \frac{E_{cs_{150}}}{E_c}$$

Donde el factor de modulación m para la trayectoria de planeo es normalmente igual a 0.4, o sea 40%, lo que resulta en un porcentaje de modulación total de 80%.

(e) Antena de Bandas Laterales. Como el propio nombre sugiere, la antena de bandas laterales radia sólo las bandas laterales de la señal

de radiofrecuencia que fue modulado por las dos frecuencias de audio. La frecuencia central no es transmitida por esta antena. Las frecuencias radiadas son $F_c \pm 90$ y $F_c \pm 150$. La portadora es suprimida y se hace una inversión previa en la fase de la señal de 150 Hz.

La modulación total (M) recibida por la aeronave depende de la existencia y de la amplitud relativa entre las señales de CSB y SBO. Para cualquiera de las frecuencias, se tiene:

$$M = \frac{E_{cs} + E_{ss}}{E_c} = \frac{E_{cs}}{E_c} + \frac{E_{ss}}{E_c} = m + s,$$

donde E_{cs} y E_{ss} deberán ser sumadas vectorialmente tomando en cuenta sus fases relativas.

Asimismo, desde que la aeronave está recibiendo señal suficiente de la antena portadora, la declividad (ϕ) de la trayectoria de planeo está determinada solamente por la altura de la antena de bandas laterales.

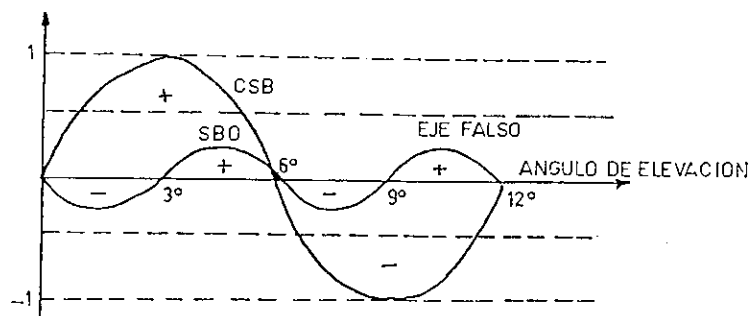


Fig. 5-27 Diagrama de radiación de la trayectoria de referencia nula.

2. Formación de la trayectoria de planeo. Si la fase relativa de una de las frecuencias laterales no fuera invertida antes de ser

radiada, la adición $E_{cs_{150}} + E_{ss_{150}}$ sería igual a la suma $E_{cs_{90}} + E_{ss_{90}}$ en todos los ángulos verticales y ninguna trayectoria sería producida.

Para que se obtenga el campo total resultante correspondiente a una señal en un determinado ángulo de elevación es necesario sumar las contribuciones individuales de ambas antenas para aquella elevación. En términos generales, para un mismo punto P en el espacio los campos totales E_{90} y E_{150} pueden ser expresados así:

$$E_{90} = E_{cs_{90}} \pm E_{ss_{90}} \quad \text{Y} \quad E_{150} = E_{cs_{150}} \mp E_{ss_{150}}$$

El movimiento del puntero de abordaje correspondiente a la modulación de 150 Hz será proporcional a la diferencia entre las modulaciones finales. En este caso $M_{150} > M_{90}$, entonces:

$$M_{150} - M_{90} = \text{DDM}, \quad \text{donde}$$

$$M_{150} = E_{150}/E_c \quad \text{Y} \quad M_{90} = E_{90}/E_c.$$

Asimismo, como el receptor de la aeronave responde solamente a los campos E_{90} y E_{150} , es útil plotear ambos campos en función del ángulo de elevación, esto se observa en las fig. 5-28a y 5-28b. En el ángulo de rampa, determinado por el primer nulo de la antena de bandas laterales, los dos campos son de igual intensidad y provienen del primer lóbulo de la antena inferior.

3. DDM y Tamaño de la trayectoria.

a. Introducción. Con la relación entre las alturas de las antenas de 2 a 1, la intensidad máxima del diagrama de la portadora coincide con la trayectoria. La DDM y su correspondiente deflexión del

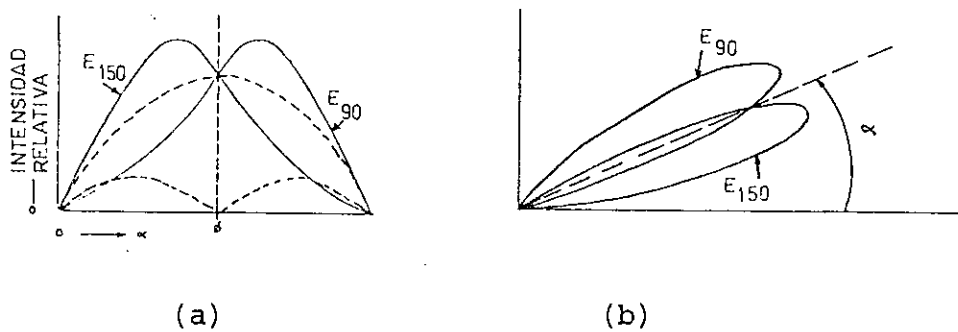


Fig. 5-28 Ploteos rectangular y polar de los campos resultantes E_{90} y E_{150} .

puntero indicador variarán simétricamente arriba o abajo del ángulo del "Glide Slope", y es deseable que esta variación sea lineal en una separación de por lo menos 1° .

b. DDM de la trayectoria de planeo. Una disminución en la intensidad de la radiación de la antena de bandas laterales, aumenta el tamaño de la rampa. De manera general, esta característica de poder variar el tamaño vertical de la rampa de la trayectoria de planeo hace posible el ajuste de cualquier equipo, a fin de que todos presenten aproximadamente la misma deflexión para una misma separación del ángulo de planeo.

c. Tamaño de la trayectoria de planeo. Los receptores de trayectoria de planeo son calibrados para $150 \mu\text{A}$ de corriente de deflexión, correspondiente a plena deflexión del puntero, cuando la DDM es igual a 0.175. Los bordes o límites de la trayectoria son definidas por los puntos donde la corriente de deflexión es de exactamente $150 \mu\text{A}$. Por tanto, el valor de la DDM igual a 0.175 también corresponde a los bordes de la trayectoria. Existen dos ángulos donde la DDM es igual a 0.175, siendo uno arriba de la

trayectoria de planeo y el otro abajo. El área comprendida entre estos dos ángulos se define como el sector de la trayectoria de planeo. Este sector debe ser ajustado para un tamaño angular de 1.4° .

4. Posicionamiento de las antenas. El posicionamiento de las antenas en el mástil es de tal forma que normalmente es posible ajustar el ángulo en pasos de 0.125° . Asimismo será necesario un mástil de 40 pies de altura para soportar el sistema de antenas. En este caso con tales alturas para la antena de bandas laterales, el ángulo de trayectoria, que está en el primer nulo producido por esta antena, será poco afectado por una alteración de uno o dos pies del nivel del suelo. Esta es una de las grandes ventajas de la configuración de referencia de nulo, esto es, de ser relativamente poco afectada por variaciones ocasionales del nivel del terreno.

5. Ajuste lateral (offset). Las fases entre los cursos de las señales que parten de las antenas de la trayectoria de planeo varían debido a las diferentes alturas de estas antenas y por el hecho de que están instaladas fuera del eje de pista. La magnitud de este desfase se vuelve significativa cuando las aeronaves se acercan a la pista, por lo que debe tomarse algún tipo de compensación (este efecto se conoce como efecto de proximidad), para que no se perjudique la estructura de curso de la trayectoria. Como el mástil está separado del eje de pista de 120 a 180 m, se introduce un efecto de compensación al separar lateralmente la antena superior en relación a la inferior, de tal forma que la superior se mueve en el sentido de aproximación a la pista (fig. 5-29). La cantidad de separación necesaria está en función del ángulo escogido para la trayectoria y de la distancia entre el mástil y el eje

de pista.

Como las antenas están instaladas fuera del eje de aproximación, la altura de la trayectoria de planeo no se aproxima al piso de la pista, como sería deseable. En consecuencia, la forma de la trayectoria de planeo, descrita en el plano vertical que contiene al eje de pista, no es recta sino hiperbólica.

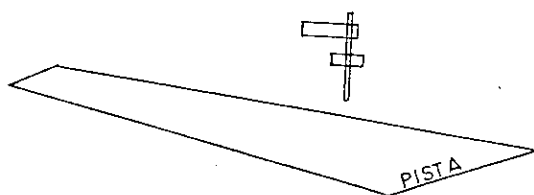


Fig. 5-29 Ajuste lateral de la antena de bandas laterales.

c. Banda lateral de referencia.

1. Introducción. El sistema de banda lateral de referencia opera en el mismo principio que el sistema de referencia de nulo. Como el objetivo es disminuir el tamaño del área de reflexión, la altura de las antenas deberá ser disminuida. Esta configuración puede superar algunos efectos de reflexión que resultarían de la utilización de un terreno con algún aclive en sus primeras cinco millas. Muchas veces este sistema es utilizado con buenas ventajas en locales donde el área disponible próxima al extremo de pista es bastante corta antes de tener un corte abrupto en el nivel del terreno.

La configuración de referencia de nulo opera bajo el principio de que las señales de 90 y 150 Hz tienen iguales amplitudes en el ángulo de aproximación y que la DDM arriba y abajo de la trayectoria varía linealmente. Con la banda

lateral de referencia se consigue cantidades iguales de 90 y 150 Hz en el curso, radiándose bandas laterales por ambas antenas, de tal modo que sus fases y amplitudes vienen a producir un nulo en el patrón de banda lateral en un ángulo menor del posible por cualquiera de las antenas individualmente. Eso, con efecto, permite que las alturas de las antenas sean disminuidas, reduciendo la extensión necesaria para el área de deflexión, y consiguiendo mantener un ángulo normal de aproximación. El patrón radiado por la banda lateral es asimétrico alrededor de la trayectoria de planeo, pero el patrón de la portadora es igualmente asimétrico, lo que vuelve la DDM simétrica y lineal arriba y abajo de la trayectoria.

Las antenas superior e inferior tienen una razón de altura de aproximadamente 3 a 1. La altura típica de la antena superior es de 6.5 m. Las alturas reales son determinadas por el ángulo de planeo necesario.

2. Diagramas de radiación. En la fig. 5-30 se muestran los diagramas de radiación verticales para una trayectoria de planeo cuya relación de alturas es de 3 a 1, hasta un ángulo de elevación de 12° . Estas antenas están montadas a unas alturas de 2.1 y 6.3 m. La antena inferior radia la señal CSB, y ambas antenas radian la señal SBO.

(a) Diagrama CSB.

La antena inferior se monta a una altura menor que la del sistema de referencia nula, y el máximo de la señal está a 6° , por encima de los 3° fijados para el ángulo de descenso y con un primer nulo a los 12° . Debido a esto, la señal CSB es asimétrica en torno a los 3° .

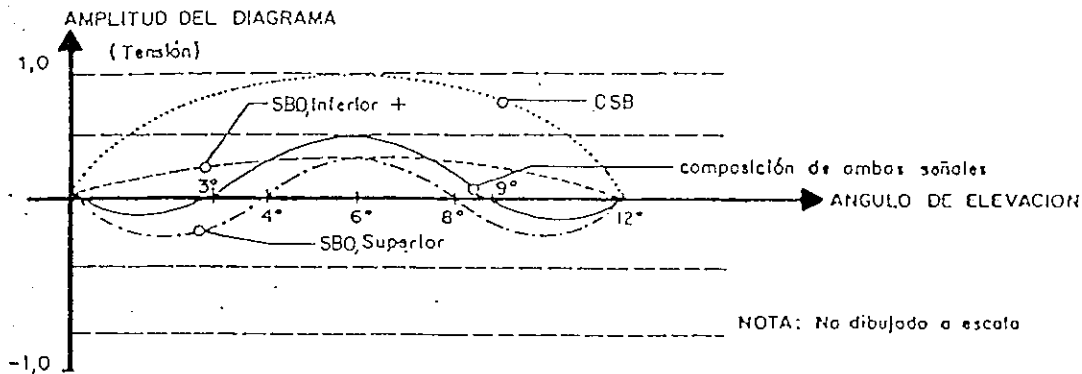


Fig. 5-30 Trayectoria de descenso; banda lateral de referencia.

(b) Diagrama SBO.

Con la antena superior montada más baja que en el sistema de referencia nula, se obtiene la ventaja de necesitar menos superficie de reflexión; sin embargo, el primer nulo no se produce a los 3°, ya que estos se presentan a los 4°, 8° y 12°. Si la señal SBO fuera radiada solamente por la antena superior, el ángulo de descenso se produciría a los 4°. Para conseguir un nulo de la señal SBO en los 3°, se añade a la antena inferior una señal SBO, de forma que el conjunto de ambas señales radiadas en el espacio produzca el objetivo deseado. Esta señal es de igual amplitud que la de la antena superior, pero en oposición de fase.

(c) Relación SBO/CSB.

Como se muestra en la fig. 5-30, las señales CSB y SBO no son simétricas respecto del ángulo de descenso. Sin embargo, la relación entre las amplitudes de estas señales es la misma para todos los ángulos de elevación, como en el sistema de referencia de nulo. De esta forma, la resultante de DDM es idéntica en ambos sistemas, obviando las irregularidades del plano reflector y efectos de trayectorias múltiples.

d. Efecto de captura.

1. Introducción. Este sistema fue desarrollado para uso en locales que poseen aclives u otros objetos de reflexión en el área de aproximación. El sistema de referencia de nulo muchas veces posee puntos de mala navegabilidad o baja "clearance" en esos locales debido a que la energía se eleva hasta alcanzar el aclive y se refleja cuando alcanza la trayectoria. La mejora de la navegabilidad sobre el sistema de referencia de nulo es alcanzada al reducir la energía de radiación en los ángulos de baja elevación.

El sistema de efecto de captura proporciona muy poca señal de SBO en ángulos bajos donde es necesaria una mayor información de ascender. Se evita este problema transmitiendo una señal de "clearance", que está modulada en amplitud con predominancia del tono de 150 Hz. El diagrama de radiación de dicha señal concentra la energía en ángulos bajos, atenuando su intensidad alrededor del ángulo de descenso. Esta señal se genera por medio de un transmisor adicional, utilizándose las mismas antenas que radian las señales de SBO y CSB (señales de directivo). Las frecuencias que se utilizan son una portadora desplazada 4 KHz por encima de la frecuencia nominal para el directivo, y una segunda portadora desplazada 4 KHz por debajo de la frecuencia nominal para el "clearance". Para que el efecto de captura tenga lugar en el receptor de abordó, dando como resultado el desplazamiento de la aguja en el sentido de ascender o descender, es necesario que existan diferencia de frecuencias y predominancia del tono de 150 Hz en la señal de clearance, con un porcentaje de modulación total alrededor del 80 %.

La relación de las alturas es de 2 a 1 y 3 a 1. Las antenas están situadas

normalmente a alturas de 5, 10 y 15 m del suelo. Estas alturas pueden variarse dependiendo de las características del plano reflector.

2. Diagramas de radiación.

(a) Diagrama SBO.

En la fig. 5-31, se muestra un diagrama individual de las 3 antenas que radian la señal SBO y el diagrama total. La amplitud y fase de las señales en cada antena se ajustan de forma que las antenas superior e inferior cancelan la señal SBO en el ángulo de 3° . La antena intermedia está situada para producir un nulo a los 3° . La señal resultante presenta un nulo a 3° , mientras se mantengan en oposición de fase los lóbulos correspondientes a las antenas superior e inferior en el ángulo de descenso. Para ángulos bajos, las antenas superior e inferior radian señales que están en oposición de fase con las señales radiadas por la antena intermedia. Esto origina cancelaciones, dando lugar a que la señal total SBO sea muy pequeña para los ángulos mencionados. Esta reducción de energía permite que el sistema proporcione buenas prestaciones en presencia de objetos reflectantes significativos situados por debajo de 1° de elevación.

(b) Diagrama CSB.

En la fig. 5-32 se encuentran los diagramas radiados por cada antena, así como el total de la señal CSB, la cual se radia por las antenas inferior e intermedia. Las antenas superior e inferior radian las señales en oposición de fase para ángulos bajos. Esto origina cancelación de señales y, por lo tanto, se radia poca energía a dichos ángulos, pero proporciona una señal de intensidad casi constante cerca del ángulo de descenso.

(c) Señal de Clearance.

La señal emitida por el transmisor de directivo solamente, sin transmitir el transmisor de clearance, puede proporcionar suficiente información de ascender para ángulos bajos, pero la intensidad de la señal es débil. En la fig. 5-32 se ha dibujado el diagrama de clearance obtenido por la combinación en fase de las señales radiadas por las antenas superior e inferior. Este diagrama es bastante intenso para ángulos bajos y altos con un nulo amplio en la zona del ángulo de descenso, de forma que la señal de clearance transmitida no afecta la recepción de las señales comprendidas entre los bordes superior e inferior del sector de directivo.

La fig. 5-33 muestra los diagramas de directivo y clearance superpuestos, con las amplitudes relativas correctas. Es de destacar el hecho que el lóbulo superior del clearance cerca de los 3° es muy débil respecto de la señal de directivo. El transmisor de directivo proporciona toda la información de guiado. En el "punto de efecto de captura", se tiene igual potencia de CSB y clearance, estando éste típicamente situado a los 1.7° .

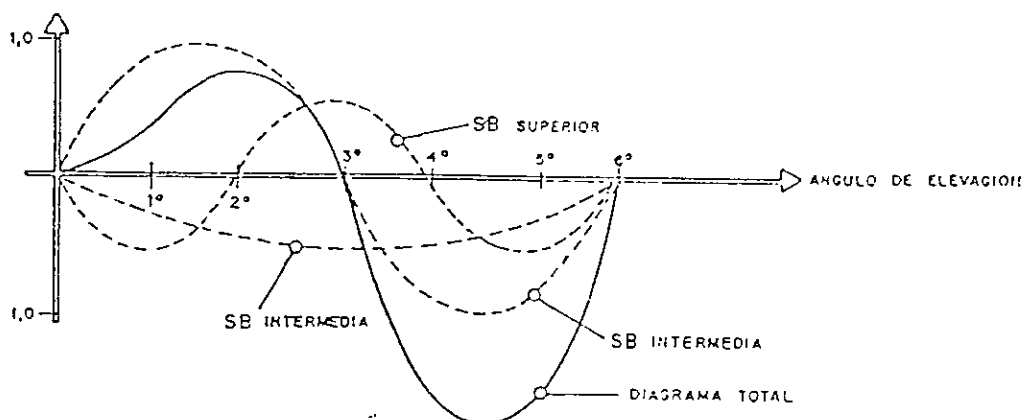


Fig. 5-31 Diagrama de radiación SBO de la trayectoria de efecto de captura.

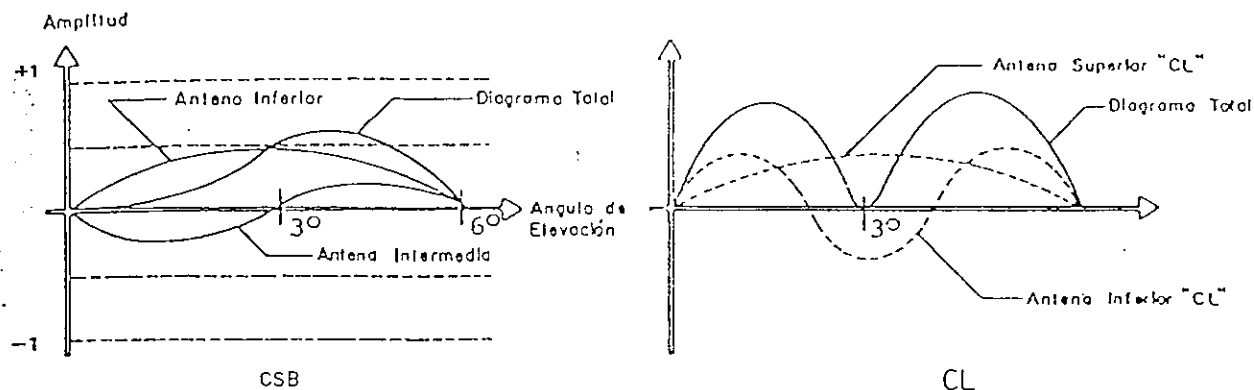


Fig. 5-32 Diagramas de CSB y "Clearance".

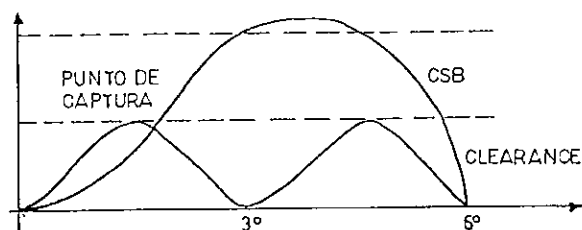


Fig. 5-33 Diagrama de tensión para el CSB y "clearance" en la trayectoria de descenso de efecto captura.

4. Aterrizaje de precisión y no de precisión por instrumentos.

En un aterrizaje no de precisión por instrumentos, el guiage lateral es provisto por uno o más de los auxiliares de radionavegación de corta distancia (por ejemplo, el radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia, equipo radiotelemétrico, radiofaros no direccionales). El piloto realiza descensos cronometrados a altitudes específicas después de pasar una serie de una o más posiciones fijas (marcaciones) de radio. Cada procedimiento de aterrizaje aprobado es peculiar a un aeropuerto o pista específicos y se representa en las cartas de manera individual. Las altitudes de descenso mínimas legales antes de establecer contacto visual para el aterrizaje varían en forma considerable con las condiciones del terreno, pero rara vez son menores de 500 pies sobre tierra. Los aterrizajes no de precisión por instrumentos son realizados en forma

rutinaria por aeronaves privadas, militares, corporativas y comerciales de menor tamaño en miles de aeropuertos de todo el mundo.

Un aterrizaje de precisión por instrumentos es aquel en el cual el piloto recibe orientación vertical continua por medios electrónicos. En el caso de las aeronaves comerciales existen en la actualidad tres sistemas de aterrizaje de precisión de este tipo: el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS) ordinario, el sistema de aterrizaje por microondas (MLS) y el radar de precisión para el aterrizaje (PAR). Para el ILS se han definido diversas categorías de servicio, como se muestra en la tabla 5.1. Estas se aplican ahora con frecuencia al funcionamiento de los sistemas de aterrizaje de precisión en general. Es claro que para la operación en condiciones de la categoría III se requiere alguna forma de capacidad de aterrizaje automático.

Tabla 5.1

Definiciones de la OACI de categorías de visibilidad en el aterrizaje.

Categoría	Distancia visual de la pista	Atura de decisión(continuar visualmente o dar la vuelta)
I	800 m	60 m (200 pies)
II	400 m	30 m (100 pies)
III(a)	200 m	0
III(b)	50 m	0
III(c)	0	0

5. Marcadores (radiobalizas).

a. Introducción. Los marcadores de 75 MHz son, dentro de los auxilios para la aproximación final y el aterrizaje, los responsables por la información de la distancia que separa a la aeronave de la cabecera de pista.

El diagrama de radiación producido por la antena de un marcador se muestra en la fig. 5-34. Sobrevolando un marcador ILS, se observa que su diagrama de radiación horizontal es elíptico, con su eje mayor perpendicular al eje de la pista. Esto permite la recepción de las señales de un marcador por una aeronave que esté en el curso del localizador o en sus extremos. Los indicadores de abordó consisten de un panel de 3 luces que le indican al piloto la operación de los marcadores.

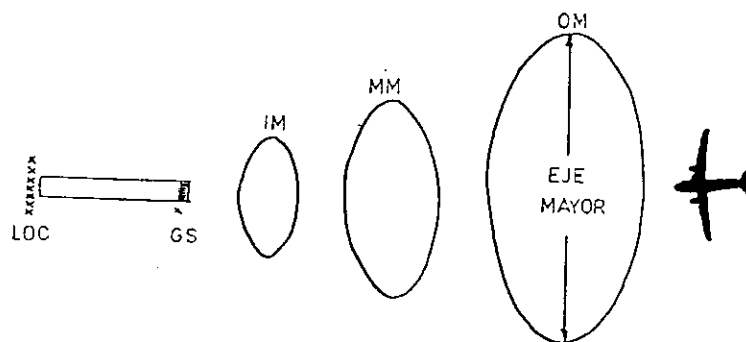


Fig. 5-34 Patrones de radiación de los marcadores.

b. Descripción de los marcadores.

1. Marcador externo (OM). Es el que se encuentra más alejado de la pista. Se instala normalmente entre 4 y 7 NM de la cabecera

de la pista, de modo que proporciona a la aeronave su altura y distancia durante una aproximación. Su separación lateral en relación al eje de la pista no debe ser mayor de 75 m. Está identificado por la transmisión de una serie de rayas continuas a una razón de dos rayas por segundo, con un tono modulante de 400 Hz y por la indicación visual de una lámpara de color azul.

2. Marcador medio (MM). Es el marcador que define un punto a lo largo de la rampa de la trayectoria de planeo, normalmente localizado en el punto de altura de decisión. Su separación lateral no debe ser mayor de 75 m. Es identificado por la transmisión alternada de puntos y rayas a una razón de 95 combinaciones por segundos, con un tono modulante de 1300 Hz y por la indicación visual de una lámpara de color ámbar.

3. Marcador interno (IM). Es el marcador que define un punto a lo largo de la rampa de la trayectoria de planeo, normalmente localizado en el punto de altura de decisión o próximo a este. Su separación lateral en relación al eje de pista no debe ser mayor de 30 m. Es identificado por la transmisión de una serie de puntos continuos a una razón de 6 por segundo, con un tono modulante de 3000 Hz y por la indicación visual de la lámpara de color blanca.

VI. SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (MLS).

A. Introducción.

El Sistema de Aterrizaje por Instrumentos (ILS) a servido como una ayuda al aterrizaje y a la aproximación durante los últimos 40 años. Durante este tiempo a funcionado bien y ha sobrellevado un número de mejoras para incrementar su funcionamiento y confiabilidad. Sin embargo, en relación a los requerimientos de la aviación futura, el ILS tiene un número básico de limitaciones:

- Utiliza un emplazamiento crítico y su instalación es muy costosa. Debido a que utiliza el terreno que está en frente de la antena del Glide Slope para formar el haz, un área grande de terreno debe ser nivelada. El costo de la preparación del terreno, en algunas ocasiones, excede el costo del equipo.

- El Glide Slope es sensible a las reflexiones cercanas.

- Solamente 40 canales ILS hay disponibles, lo que conlleva a problemas de congestionamiento de la frecuencia.

- El ILS carece de flexibilidad para la realización de operaciones futuras de la aviación, ya que provee solamente una trayectoria de planeo y no es adaptable para descensos que utilizan ángulos altos. Además provee guía de azimut a una sola trayectoria de aproximación sobre un sector muy estrecho (ver fig. 6-1). Esto limita su uso para trayectorias de aproximación segmentadas o curvadas.

- Las reflexiones de la señal limita las aplicaciones del ILS en terreno áspero o en regiones montañosas.

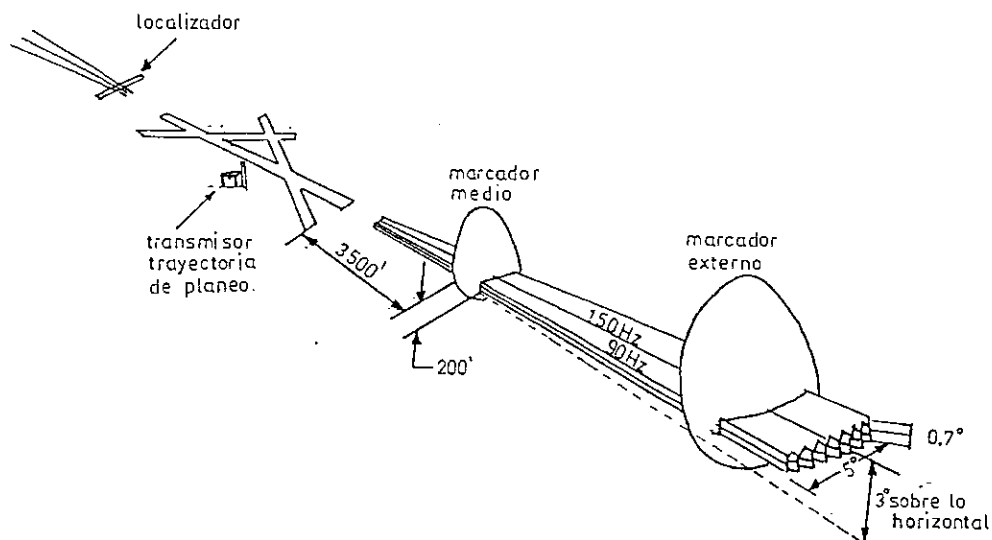


Fig. 6-1 Cobertura ILS

El MLS ha sido diseñado específicamente para superar las limitaciones del ILS. El MLS puede proporcionar servicios a un mayor número de aeronaves, además de a los aviones de ala fija, entre otras, a los helicópteros y a los aviones de despegue y aterrizaje vertical o corto. Permite que cada tipo de aeronave se beneficie al máximo de la flexibilidad propia del sistema de escoger el ángulo de planeo en el descenso y las trayectorias de aproximación, lo que no puede hacerse con la guía en ángulo fijo del ILS. Permite también, una mayor flexibilidad operacional en el guiado simultáneo de distintos tipos de aeronaves dentro de las áreas terminales controladas.

Muchas de las limitaciones del ILS, en particular, su sensibilidad a efectos de emplazamiento, del terreno circundante y de las condiciones meteorológicas, pueden atribuirse a la banda de frecuencia en la que funciona. Por lo tanto, la elección de una banda de frecuencia para el MLS fue una consideración de suma importancia. Mediante el paso a frecuencias de microondas (banda de 5,25 GHz para

el ángulo y de 960 a 1215 MHz para las instalaciones de distancia), pueden lograrse varias ventajas importantes. Por ejemplo, es posible generar haces estrechos, de formas precisas, con antenas físicamente menores, con el resultado de que las señales MLS resultan mucho menos sensible a las condiciones del emplazamiento y del terreno circundante. Asimismo, se dispone de un gran número de canales de frecuencia disponibles que facilitarán una amplia distribución geográfica del MLS con asignación de canales sin interferencia.

No obstante existen algunas desventajas en relación con las frecuencias de microondas que no se dan en la banda del ILS y que deben ser tomadas en cuenta. Por ejemplo, las características de propagación de las señales hasta el alcance óptico limitan la cobertura inferior del sistema cuando existen condiciones de enmascaramiento, tales como en el caso de pistas con desniveles o en regiones fuera del eje en las que los árboles o edificios penetran en el espacio de cobertura. Los requisitos relativos al alcance óptico exigen una cuidadosa colocación de las antenas de aeronaves y posiblemente el empleo de antenas de abordó múltiples a fin de lograr la cobertura necesaria. Las frecuencias de microondas también están sujetas a una mayor atenuación que las frecuencias del ILS, pero este factor se tiene en cuenta en el cálculo de la potencia total del MLS. No obstante, la comparación indica que la banda de 5 GHz ofrece la mejor solución.

B. Equipo terrestre.

1. Elementos del sistema. Como se muestra en la fig. 6-2, el MLS contiene funciones de :

- AZIMUT (AZ)

- ELEVACION (EL)
- TELEMETRIA (DME/P)
- AZIMUT TRASERO (BAZ)

La estación de azimut (AZ) es análoga al localizador del ILS, pero tiene una cobertura más ancha, esto se muestra en la fig. 6-3.

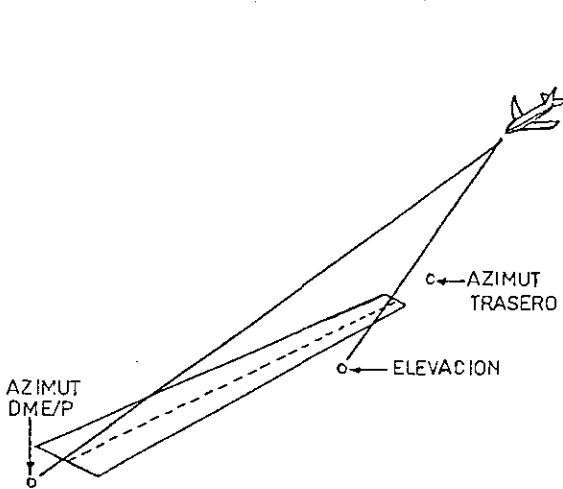


Fig. 6-2 Disposición de las estaciones de tierra MLS.

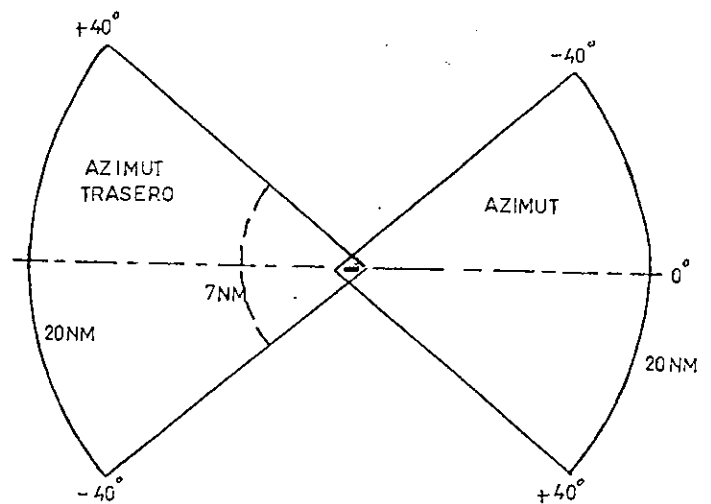


Fig. 6-3 Cobertura por el AZIMUT.

La estación de elevación (EL) es análoga al glide slope del ILS, excepto que el EL provee una amplia selección de trayectorias de planeo. La cobertura del EL se extiende a través del área cubierta por el AZ, como se muestra en la fig. 6-4. Son posible coberturas mayores a los 30°.

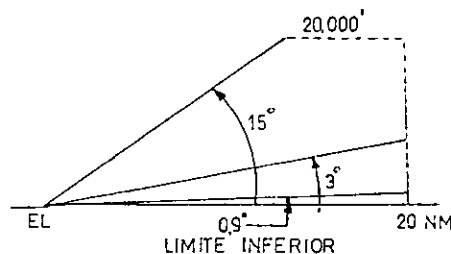


Fig. 6-4 Cobertura de Elevación.

EL transpondedor de precisión DME/P es compatible con el DME estándar, y se instala junto con el AZ. EL DME/P tiene una precisión de ± 100 pies en el modo de aproximación final, comparado con ± 600 pies de precisión que tiene el DME estándar. La fig. 6-5 muestra una vista en perspectiva del volumen del espacio aéreo cubierto por las señales del AZ, BAZ y EL. El DME/P es omnidireccional.

La estación de azimut trasero es idéntica a la estación de azimut. El BAZ es análogo al curso trasero del localizador del ILS, y su propósito es proveer guía para despegue y aproximaciones frustradas. OACI a especificado un rango mínimo de 7 NM para el BAZ comparado a 20 NM para el AZ.

Las estaciones AZ y BAZ pueden intercambiar funciones cuando el sistema de aproximación para la dirección opuesta esté en uso. Para proveer esta capacidad bidireccional, el BAZ debe tener una cobertura de 20 NM.

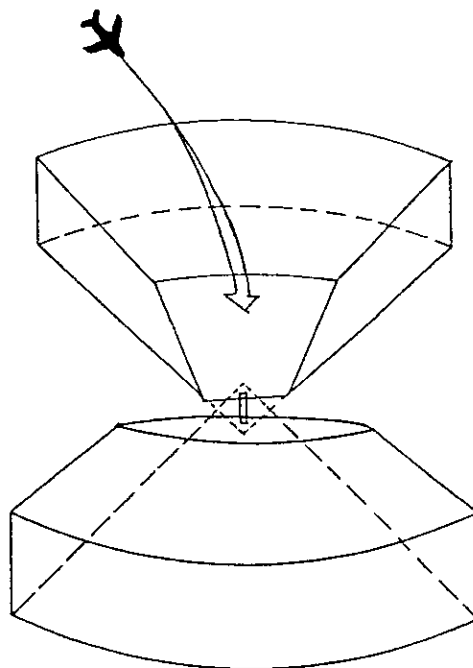


Fig. 6-5 Vista en perspectiva de la cobertura de las señales.

La configuración de las antenas puede variarse de acuerdo a las necesidades de cobertura de cada sitio. La cobertura de azimut puede ser tan baja como de $\pm 10^\circ$, o tan alta, como de $\pm 60^\circ$ desde la línea central de la pista de aterrizaje.

2. Formato de la señal. EL MLS puede operar en cualquiera de los 200 canales disponibles, que están espaciados a intervalos de 300 KHz, desde 5031 MHz a 5091 MHz inclusive. En cualquier MLS, las estaciones de AZ, BAZ, y EL se transmiten todas en la misma frecuencia. Datos básicos y auxiliares se transmiten también en la misma frecuencia.

El formato de señal de ángulo está basado en el multiplexaje por división de tiempo tal como se muestra en la fig. 6-6, es decir, que cada función de ángulo de guía se transmite en secuencia y que todas se transmiten en el mismo canal MLS. La información del ángulo se deriva midiendo el tiempo de intervalo entre dos pases sucesivos de haces exploradores estrechos, no modulados, y dirigidos con alta precisión. Cada haz explorador tiene asignado un intervalo de tiempo para las funciones de azimut de aproximación, elevación de aproximación, enderezamiento y de ángulo de azimut posterior (BAZ). El formato incluye también un tiempo adicional para la ampliación de futuras funciones tales como la de azimut de 360° . Toda transmisión de haz explorador va precedida por un preámbulo radiado por una antena de sector amplio en todo el espacio de cobertura.

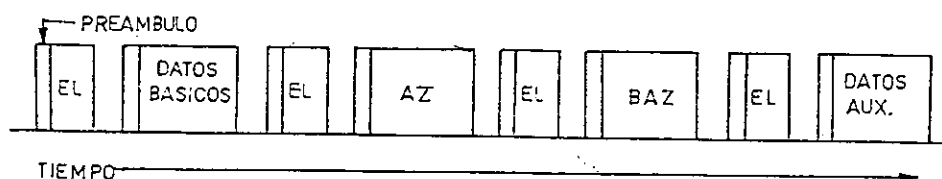


Fig. 6-6 Formato de la señal multiplexada en el tiempo.

El preámbulo identifica la función exploradora siguiente y sincroniza también los sistema lógicos y los circuitos de tratamiento de la señal del receptor de abordó. Además de la función exploradora de ángulo, existen otras funciones para datos básicos y auxiliares, cada una de ellas con su propia preámbulo, que se transmiten independientemente desde las antenas de sector amplio. Con las excepciones de los impulsos de margen y de indicación de fuera de cobertura, el formato de modulación de las funciones del preámbulo y de datos es de manipulación por desplazamiento de fase diferencial (DPSK). el preámbulo permite que cada función sea reconocida y tratada en forma independiente. Por consecuencia, pueden agregarse o suprimirse funciones desde el conjunto terrestre sin afectar el funcionamiento del receptor.

3. Función de guía en azimut. Las antenas de guía de aproximación y azimut posterior producen, cada una, un haz en forma de abanico que es estrecho en el plano horizontal y amplio en el plano vertical. Este haz es explorado en sentido horario y luego en sentido antihorario, entre los límites de la cobertura horizontal a un régimen preciso, cubriendo el espacio de cobertura deseado (ver fig. 6-7).

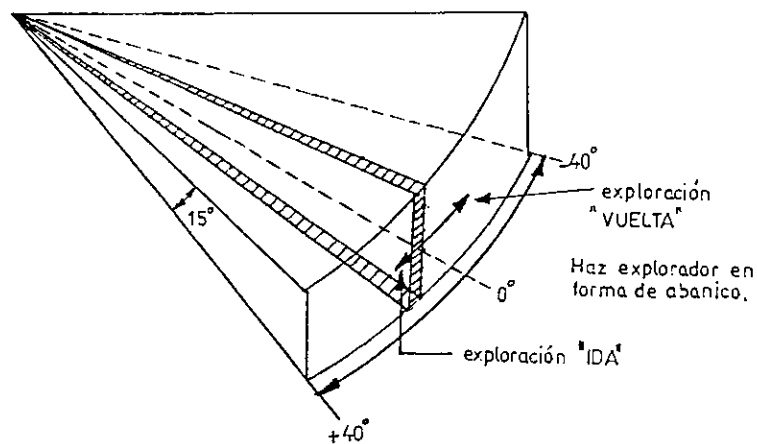


Fig. 6-7 Haz explorador de azimut en el espacio de cobertura de azimut.

Cada transmisión de ángulo consiste en una exploración "IDA" (sentido horario) seguida de una exploración "VUELTA" (sentido antihorario) y el tiempo transcurrido entre la recepción de la exploración "IDA" y la de la exploración "VUELTA", se relaciona directamente con el ángulo de azimut de la antena receptora con respecto a la línea de ángulo de azimut cero. Puede verse de la fig. 6-8 que el tiempo entre la recepción de la exploración "IDA" y de la exploración "VUELTA" da la ubicación angular de la aeronave.

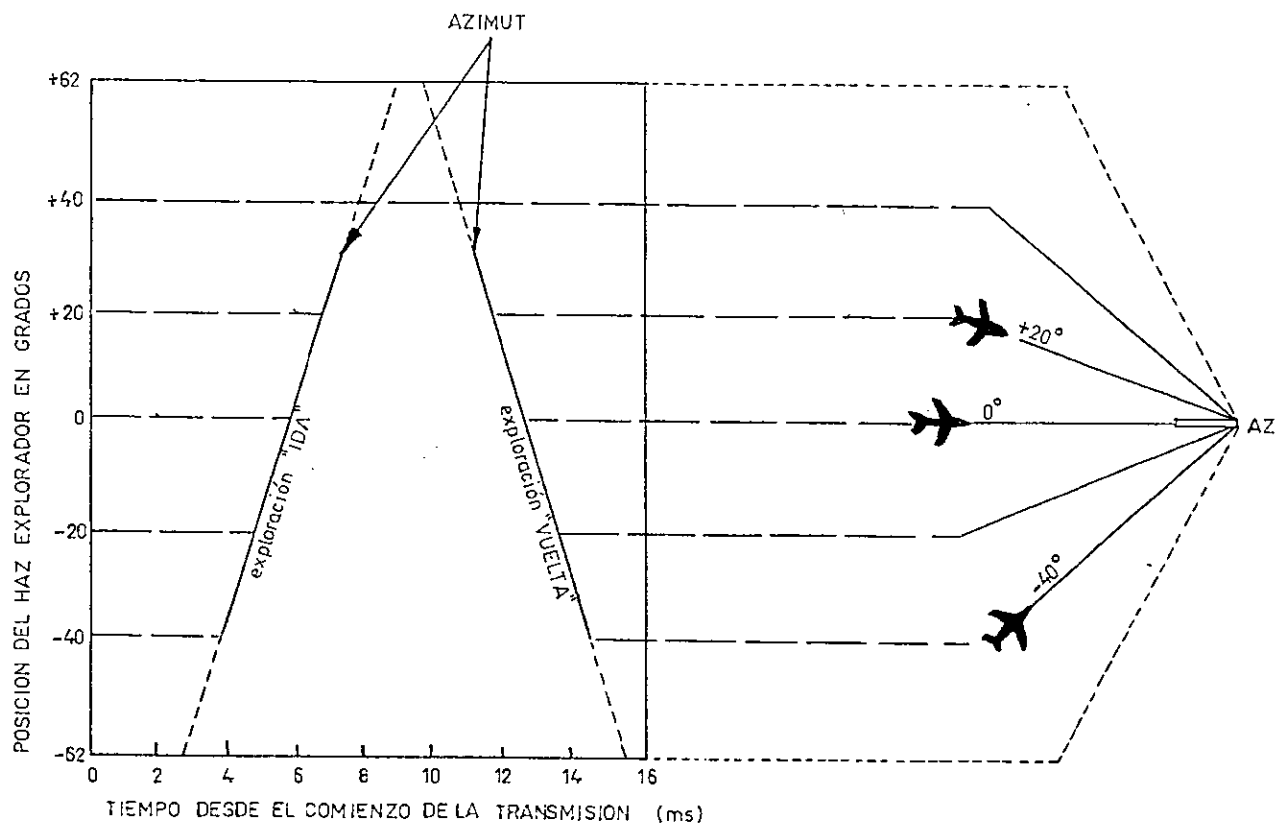


Fig. 6-8 Principio de la medición angular.

El sector en el que puede disponerse de esta información de guía proporcional es de un mínimo de $\pm 10^\circ$ y se selecciona de acuerdo a los requisitos locales.

Cuando se suministra guía proporcional en menos de $\pm 40^\circ$ respecto del eje de la pista, se suministra también guía de margen para extender el sector de cobertura hasta ese valor mediante la transmisión de señales del tipo "vuele a la izquierda/derecha" en el formato de señal de las funciones de azimut. Asimismo se ha previsto la posibilidad de transmitir señales de indicación fuera de cobertura en el formato de las funciones de azimut.

4. Función de guía de elevación. La antena de elevación produce un haz explorador en forma de abanico, estrecho en el plano vertical y amplio en el plano horizontal. Este haz es explorado hacia arriba y hacia abajo entre los límites de cobertura vertical a un régimen preciso, cubriendo el espacio de cobertura deseada (ver fig. 6-9)

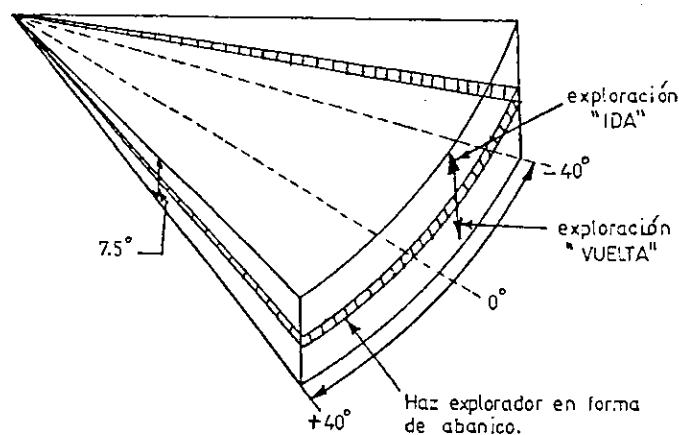


Fig. 6-9 Haz explorador de elevación en el espacio de cobertura de elevación.

Cada transmisión de ángulo consiste de una exploración "IDA" seguida de una exploración "VUELTA". Al igual que en la función de azimut, el tiempo transcurrido entre la recepción de la exploración "IDA" y de la exploración "VUELTA" se relaciona directamente con el ángulo de elevación de la antena

receptora respecto de la horizontal. También se ha previsto la posibilidad de transmitir una señal de indicación fuera de cobertura en el formato de señal de elevación.

5. Funciones de datos. El equipo terrestre transmite también datos básicos relacionados directamente con el funcionamiento del sistema; los datos básicos se utilizarán por todas las aeronaves. Entre ellos se cuentan:

- Categoría de funcionamiento.
- Condición del equipo.
- Anchos de haces de antena.
- Límites de cobertura de azimut.
- Angulo de trayectoria de descenso seleccionable mínimo.
- Número de canal DME asociado (si se usa).

Después de la transmisión de datos básicos, se transmitirán datos auxiliares para su uso por aeronaves equipadas en forma adecuada, tal como para el envío de mensajes en caracteres alfanuméricos; datos relativos al emplazamiento del equipo terrestre, a fin de ser utilizados para mejorar los cálculos de abordaje sobre la posición; información meteorológica; estado de las pistas y otra información complementaria.

La señal de transmisión será tal que durante el tiempo de transmisión, la densidad de potencia media sobre la altura de 600 m no excederá - 100.5 dB/m² para el ángulo de guía y - 95.5 dB/m² para los datos, al medirse en un ancho de banda de 150 KHz centrado en 840 KHz, o más, de la frecuencia normal.

6. Función telemétrica. La información de distancia se proporciona por medio del DME. Esta puede ser el DME convencional o una nueva versión del DME diseñado específicamente para ser utilizado como elemento telemétrico del MLS en los casos en que se requiera una precisión mayor. El DME/P proporcionará una precisión telemétrica mejorada y 200 canales pareados con las frecuencias de guía angular MLS, al tiempo que conserva la compatibilidad con el equipo DME de abordo.

C. Ubicación de las antenas del equipo terrestre MLS.

Las antenas de azimut y elevación MLS básicas se ubicarán en forma semejante a las antenas localizadora y de pendiente de la trayectoria de descenso de ILS. La antena agregada para obtener datos precisos de elevación de enderezamiento se encontrará aproximadamente a 100 m a un costado de la pista y a 900 m del umbral. La antena de guiage de contraazimut estará de 100 a 200 m frente al umbral de la pista en la línea central.

D. Equipo de abordo.

El equipo MLS de abordo consta de una o varias antenas, del receptor de ángulo, del equipo de interface para el piloto y de las interconexiones necesarias. Un interrogador/receptor separado con una antena correspondiente proporciona la información de distancia. Los usuarios pueden seleccionar los elementos integrantes de aviónica con el fin de satisfacer requisitos individuales. En un extremo, un usuario puede escoger sólo una antena omnidireccional y un receptor de ángulo para emplearlos con las presentaciones ILS existentes; en el otro extremo, un usuario equipado con capacidad para aterrizaje automático podría optar por un juego redundante de

receptores/procesadores de ángulo e interrogadores DME que utilicen las presentaciones existentes o las que se prevén para el futuro.

El receptor de ángulo es un receptor superheterodino convencional que proporciona 200 canales. Un microprocesador a continuación del amplificador de IF realiza las siguientes funciones: descifra los datos DPSK para determinar qué función se recibe, digitaliza la señal de video logarítmica de guía angular, rastrea las señales de IDA y VUELTA más amplias y consistentes y efectúa el interfaz con los controles y presentaciones de salida. El procesador incluye características de captación de la señal y de validación de la derrota, que aseguran que la señal de guía angular posea la máxima integridad en presencia de trayectos múltiples fuertes y de otras clases de interferencia.

Los datos básicos y auxiliares, con multiplexaje por división de tiempos con las funciones de ángulo, se descifran también en el procesador para su interfaz con las presentaciones, computadoras y pilotos automáticos de abordó.

VII. PRINCIPIOS BASICOS DEL RADAR.

A. Principios del radar primario.

Las primeras experiencias sobre la detección de objetos no cooperativos fueron basadas sobre el hecho de que la presencia de un objeto dentro del campo de radiación de una antena alteraba esta radiación. La medida era hecha, por ejemplo, utilizando una antena de emisión y una de recepción, sobre la cual eran medidas las variaciones de impedancia luego que el obstáculo exterior modificaba el acoplamiento entre las dos antenas. Este procedimiento que puede determinar la existencia del obstáculo es insuficiente, pues no puede determinar la localización de este objeto. Es necesario entonces completar esta técnica por una medida que permita la localización, lo que puede ser realizado utilizándose breves impulsos de duración T igual a algunos microsegundos producidos en un transmisor y dirigidos hacia una antena omnidireccional. La onda así excitada se propaga en la atmósfera a la velocidad de la luz.

Esta señal se propaga en todas direcciones y se encuentra en un instante T repartido entre dos esferas de radios $C \cdot T$ y $C \cdot (T + T_0)$ donde C es la velocidad de la luz. Después del intervalo de tiempo T_1 , la señal llega al objeto. Este tiempo es proporcional a la distancia antena-objeto y se deduce de la ecuación:

$$T_1 = D/C \quad \text{donde } D \text{ es la distancia antena-objeto.}$$

Una parte de la señal es reflejada por el objeto. Se dice que el objeto es "iluminado" y "vuelve a radiar" una parte de la energía de manera igualmente omnidireccional. Al final de un intervalo de tiempo T_2 igual a T_1 , la onda

reflejada llega de nuevo a la antena que capta una parte de la energía reflejada por el objeto (ver fig. 7-1).

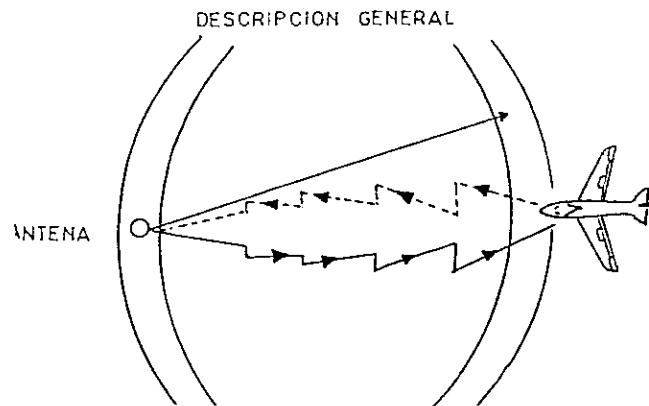


Fig. 7-1 Trayectoria de la señal emitida desde la antena.

Esa antena fue acoplada en ese intervalo, a un receptor muy sensible que amplifica la señal captada y provee entonces un impulso análogo al impulso transmitido (pero fuertemente atenuado, pues solamente una pequeña porción de energía transmitida regresa al radar).

El intervalo de tiempo que separa el instante de transmisión y el instante de recepción es entonces:

$$T = T_1 + T_2$$

Como $T_1 = T_2$, $T = 2T_1 = 2D/C$, luego $D = T \cdot C/2$; $D =$ distancia al objeto.

1. Determinación de la dirección. Para la medición de la dirección de un objeto, y sobre todo la medición independiente de la dirección de varios objetos, se utiliza la directividad de las antenas. En particular, una antena de tamaño "d", que reparte la energía a emitir según una ley particular, puede concentrar la energía emitida, o por lo menos la mayor parte de esa energía, dentro de un ángulo limitado. Para fines prácticos se utiliza la siguiente relación:

$$\theta = 70 \lambda/d$$

donde: θ = abertura en grados en el punto de media potencia.

λ = longitud de onda emitida, en metros.

d = tamaño de la antena, en metros.

La abertura del ángulo dentro del cual se concentra la energía es llamado diagrama de radiación de la antena (ver fig. 7-2).

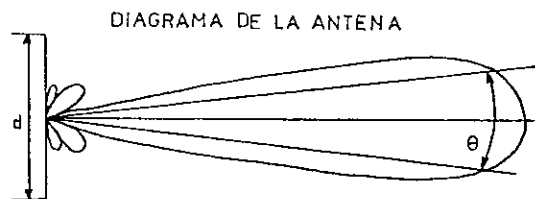


Fig. 7-2 Patrón de radiación de la antena del radar

Una antena no radia energía a no ser dentro de un sector limitado del espacio. Los otros sectores también son en la práctica "iluminados", pero con niveles de energía mucho más bajos. Si un objeto se encuentra dentro de un sector útil, recibe una cantidad significativa de energía, y el fenómeno es reversible, la antena capta una parte de la energía que es radiada nuevamente por el objeto. Si se encontrara fuera del sector útil, la energía que recibe el objeto y que la antena capta es mucho más débil y se vuelve despreciable. Esto permite separar los objetos y determinar directamente su dirección.

El mismo fenómeno puede ser reproducido en el plano horizontal (o plano azimutal) y dentro del plano vertical (o plano de elevación), si se dispone de antenas de tamaños horizontales y verticales adecuadas.

Si: h = altura de la antena.

L = tamaño de la antena.

θ_g = abertura de su diagrama en el plano azimutal.

θ_s = abertura de su diagrama en el plano de elevación.

La relación precedente será escrita:

$$\theta_g = 70 \lambda/L \quad ; \quad \theta_s = 70 \lambda/h$$

Dentro de estos casos, la relación entre la energía emitida en el interior de este ángulo sólido $\theta_g * \theta_s$ es aquella que sería emitida por una antena omnidireccional e igual a la ganancia de la antena G y se escribe en la práctica:

$$G = K / (\theta_g * \theta_s)$$

donde: θ_g y θ_s están en grados y K está comprendido entre 15000 y 30000.

La ganancia de la antena es, en el exterior de este ángulo sólido, 100 a 10000 veces más baja según la dirección considerada.

2. Terminología del pulso. Un sistema de radar transmite un pulso de energía de RF y recibe los ecos por intervalos de tiempo después de la transmisión.

El número de pulsos generados por segundo es llamado "frecuencia de repetición de pulsos (PRF) del sistema" y es el inverso del intervalo entre pulsos (T).

a. Potencia media, potencia de pico y tamaño del pulso. La relación entre esos factores es muy importante en proyectos de radar, porque

estas relaciones deberán ser ajustadas para ejecutar funciones de cada sistema en particular. Por ejemplo el tamaño de los pulsos puede variar de una fracción de microsegundos hasta 5 ó 6 microsegundos con niveles de potencia pico entre algunos Kilowatts a algunos Megawatts, dependiendo de la finalidad del radar. Estos parámetros no pueden ser variados a voluntad, ya que existen limitaciones relativas a la potencia media (P_{av}) de los dispositivos (ver fig. 7-3).

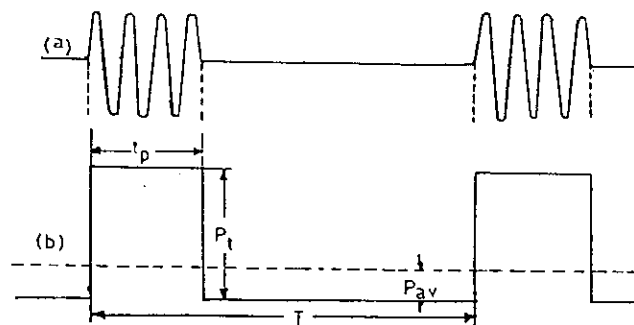


Fig. 7-3 Parámetros del pulso, donde t_p es la duración del pulso, P_t es el tamaño del pulso, P_{av} es la potencia media y T el intervalo entre pulsos.

La potencia media de un transmisor es simplemente la potencia que se podría obtener operándolo continuamente. La cantidad de energía contenida en un pulso ($P_t \times t_p$) no puede exceder la energía que se podría obtener si fuera operado continuamente durante todo el período ($P_{av} \times T$).

3. Composición de un radar. El radar es un instrumento capaz de proveer al operador la siguiente información:

- a. Existencia de un cuerpo extraño dentro de la atmósfera (aviones, barcos, nubes, obstáculos naturales, misiles, etc.);
- b. Posición de este cuerpo extraño.

Esta información puede ser complementada según el caso por otras como: velocidad, naturaleza del cuerpo detectado por el radar, etc.

4. La antena. Es el elemento más visible del radar y también el más conocido. Su función es concentrar la energía emitida por el transmisor dentro de un ángulo sólido determinado. Este ángulo está definido por la naturaleza de la antena utilizada. La dirección hacia la cual este ángulo es dirigido está determinada por la antena. Una acción electromecánica sobre la antena permitirá modificar esta dirección y, entonces, provocar una exploración del espacio.

Generalmente el barrido que hace la antena del radar es en forma horizontal, pero existen algunos tipos de antenas de radares que realizan un barrido vertical; este es el caso de los radares usados para la determinación de altura. Los sistemas de radares de aproximación de gran precisión también pueden hacer barridos horizontales y verticales usando una antena especial para cada función.

Las propiedades direccionales de una antena de radar dada pueden ser caracterizadas en función de la forma del eje de radiación que ella produce, siendo más directiva cuando más estrecho sea el eje. El tamaño del eje está generalmente definido como la separación angular entre los puntos de media potencia del patrón de radiación de la antena. Los puntos de media potencia se dan donde la intensidad del campo E cae al valor de $0.707 E_{max}$ (ver fig. 7-4). El tamaño horizontal del eje usualmente empleado va de 0.5° a 5° . El tamaño vertical del eje es definido de la misma forma al usar el diagrama vertical de radiación y puede, o no, ser igual al horizontal, dependiendo de la aplicación

del radar.

Es obvio que, para que la radiación de la antena del radar muestree un objeto, al menos uno de los pulsos transmitidos por la antena debe llegar al objeto para permitir la detección, y que la velocidad de rotación de la antena efectúe el proceso, ya que, si una antena gira más rápido, hay mayor probabilidad de que existan espacios en que ninguna energía es radiada. Estos espacios vacíos pueden ser eliminados aumentándose el número de pulsos radiados por segundo, pero el valor máximo del PRF es limitado por otras consideraciones. Además, el número de ecos va a depender también del tamaño del eje de radiación de la antena. Cuanto mayor sea, mayor será el tiempo en que el objeto estará dentro del eje y será alcanzado por un mayor número de pulsos. Debido a la importancia de este factor en el desempeño del radar es deseable determinar una expresión para el número de ecos (N_s) en función de las variables citadas.

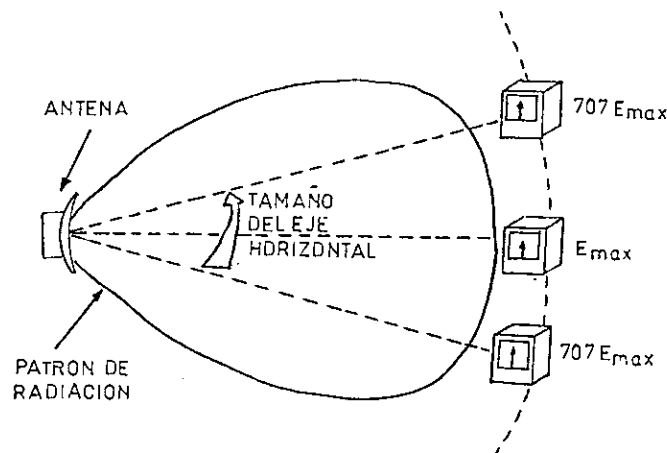


Fig. 7-4 Tamaño del eje horizontal de una antena de radar.

Para un barrido de 360° , el número de pulsos generados durante una rotación de la antena será: $\text{Pulsos por rotación} = \text{PRF}/\text{rps}$

donde: PRF es la frecuencia de repetición de pulsos y rps es la rotación por

segundo.

Definiendo arbitrariamente los límites angulares del eje radiado como los puntos en que la potencia cae a la mitad, se puede simplificar la abertura del eje para un segmento angular β . Un objeto dado permanecería en este eje durante $\beta^\circ/360^\circ$ del tiempo necesario para una rotación de la antena. El número de ecos durante el barrido sería entonces:

$$N_s = \frac{\text{PRF}}{\text{rps}} \cdot \frac{\beta^\circ}{360^\circ}$$

El número de rotaciones de la antena está generalmente dado en minutos, haciendo esta conversión $\text{rps} = \text{rpm}/60$, se tiene:

$$N_s = \frac{\text{PRF} * \beta^\circ}{6 * \text{rpm}}$$

Que es la forma deseada de la expresión para un sistema radar con 360° de barrido. En el caso en que el radar barra un sector, la expresión será:

$$N_s = \frac{\text{PRF} * \beta^\circ * t}{\phi}$$

donde: β = abertura del eje de la antena

t = tiempo necesario para barrer un sector

ϕ = abertura angular del sector.

5. El duplexor. Es un conmutador electrónico que permite, por un lado, que la señal transmitida sea dirigida a una antena con pérdida mínima, aislando convenientemente el receptor en el momento de la transmisión y, por otro lado, que la señal recibida sea dirigida en su totalidad hacia el receptor durante la recepción, sin desviar parte de esta energía recibida hacia el emisor

y hacer que la pérdida sea mínima.

a. Distancia mínima. Un elemento importante en el duplexor es la llamada distancia mínima del radar, esto es, la menor distancia que un objeto puede estar de la antena, ser detectado y aparecer en la pantalla del indicador. La acción del duplexor también es iniciada en ese instante, de modo que el receptor queda desconectado del circuito durante el tiempo de transmisión del pulso (t_p), de ahí, el tamaño del pulso transmitido establecerá un mínimo absoluto de distancia. En otras palabras, si un objeto estuviera suficientemente próximo de una antena de radar, de tal forma que el eco volviera en un tiempo menor que " t_p ", tal eco no sería visto porque el canal del receptor de radar estaría bloqueado en este intervalo de tiempo.

La distancia mínima absoluta de un radar con un pulso de 5 microsegundos de duración sería:

$$\frac{t_p}{12.36 \mu s} = 0.4 \text{ NM}$$

donde 12.36 μs es el tiempo total recorrido entre la transmisión y la recepción del eco hacia un objeto situado a una distancia de la antena de 1 NM, y es denominado "Milla Radar".

6. El transmisor. El transmisor puede ser de tipo oscilador de potencia.

La válvula más utilizada es el magnetrón, un triodo oscilador o cualquier válvula osciladora. Es con el magnetrón que los más altos niveles de potencia son obtenidos con un rendimiento del 50 %.

7. El receptor. Es el responsable de la amplificación y del tratamiento de la señal de eco proveniente del objeto. Su sensibilidad debe ser muy grande (hasta 10^{-15} W). Amplifica las señales en una gran proporción (10^{10} a 10^{14}) y debe hacerlo sin deformar la señal. El receptor debe, además, efectuar un filtraje de la señal y debe realizar todos los tratamientos de la señal para obtener información de velocidad, posición angular, altitud, etc. Su construcción debe ser particularmente orientada para reducir al mínimo las perturbaciones debido al ruido que acompaña la señal del eco, lo cual, al menos una parte, nace dentro de los circuitos de recepción y debe, entonces, ser eliminado.

8. Alcance máximo y su limitación por el intervalo entre pulsos. Una consideración vital en el proyecto de un sistema es el "tiempo de escucha" permitido entre pulsos. Por ejemplo, si un sistema radar es proyectado para tener un alcance de 200 NM, se debe dar tiempo suficiente entre los ciclos de operación para que se pueda presentar en el indicador un barrido correspondiente a 200 NM. En un sistema de radar en que el intervalo entre pulsos (T) fuese, por ejemplo, de 2500 μ s, la mayor distancia que un objeto podría estar y además hacer que su eco retorne antes que el ciclo se repita sería: $2500 \mu\text{s} / 12.36 \mu\text{s}/\text{milla}$, o sea, cerca de 200 NM. Asimismo la limitación del alcance por el intervalo entre pulsos es un factor determinante en el cálculo de la máxima frecuencia de repetición de pulsos de un radar dado.

9. Radares de aterrizaje. La mayor parte de las aeronaves poseen sus propios medios de aterrizaje con baja visibilidad, entre estos está el sistema ILS. Entre tanto, el uso de un radar especializado llamado PAR (Radar de Aproximación de Precisión) permite realizar esta misma función con un avión

dotado solamente de radio y orientado por el controlador en tierra. Este radar debe, entonces, ser capaz de orientar a una aeronave a lo largo de un eje de descenso y medir, simultáneamente, la elevación, el azimut y la distancia de la aeronave en relación al punto de toque de pista.

El PAR permite el aterrizaje de aeronaves en condiciones de visibilidad horizontal y vertical desfavorables. El sistema permite el aterrizaje de varias aeronaves o grupos de aeronaves por hora.

10. Resolución. La resolución de un sistema de radar es el ángulo mínimo que separan dos objetos dentro de condiciones tales, que el radar pueda efectivamente asociar una respuesta de cada objeto.

a. Resolución en distancia. Sea como ejemplo, un radar emitiendo pulsos de frecuencia constante y de duración T .

Este radar recibirá, de cada objeto colocado dentro del campo de su antena, ecos de misma duración. Si dos objetos A y B, como se muestra en la fig. 7-5a, están colocados simultáneamente dentro del campo de radiación de la antena del radar, el tiempo de retorno de los ecos proveniente de A y B dependen de las distancias que separan A y B del radar. Como vimos anteriormente, la onda se propaga a la velocidad de la luz y efectúa un trayecto de ida y vuelta hasta el objeto antes de provocar el eco de retorno.

Si la distancia radar-objeto A es D_1 , el trayecto correspondiente será:

$$T_1 = 2D_1/C$$

de la misma forma, si la distancia radar-objeto B es D_2 , el trayecto correspondiente será:

$$T_2 = 2D_2/C$$

El radar recibirá, provenientes de los objetos A y B, dos ecos de duración τ (fig. 7-5b), espaciados por un intervalo de tiempo:

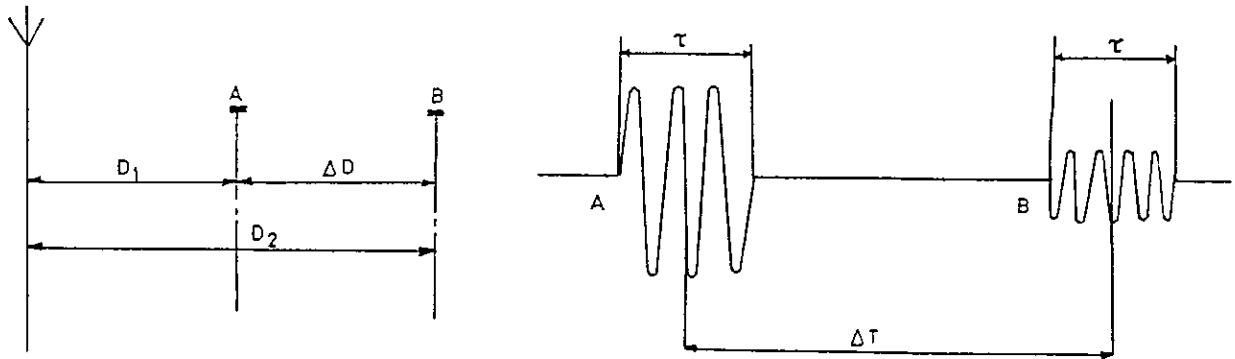
$$T = |T_1 - T_2| = 2|(D_1 - D_2)/C| = 2\Delta D/C$$

Así, si $\Delta T > \tau$, los ecos serán bien separados. Por otro lado, si $\Delta T < \tau$, los ecos se mezclarán formándose una señal compuesta, dentro de la cual, se vuelve imposible reconocer la presencia de los dos objetos. El radar no será capaz de distinguir los dos ecos y todo pasará como si existiese un único objeto.

Este es el caso práctico de todos los radares primarios en los cuales este tipo de señal es utilizado.

La resolución en distancia o distancia mínima, abajo de la cual no es posible separar dos objetos, será, entonces:

$$D = C \cdot \tau / 2.$$



(a)

(b)

Fig. 7-5 Resolución en distancia.

b. Resolución angular. La resolución angular depende de la naturaleza de la antena utilizada. La antena enfoca la energía dentro de un ángulo sólido preferencial, cuya abertura depende de las dimensiones de la antena utilizada.

Debe observarse que en el exterior del ángulo sólido preferencial, una cierta parte de la energía es emitida y puede formar una señal de retorno (ver fig. 7-6). Se toma en cuenta lo siguiente:

a. Que en el interior de la zona definida, los ecos de retorno son perceptibles.

b. Que en el exterior de esta zona estos mismos ecos se vuelven rápidamente muy débiles.

Esto no es evidentemente verdadero, a no ser dentro de una cierta banda de energía de ecos.

La resolución angular depende de las posibilidades de movimiento de la antena.

Por ejemplo el caso de una antena de barrido cónico, dentro de la cual el eje del radar puede ser deslizado en todas las direcciones, conforme se muestra en la fig. 7-7.

Si los dos objetos A y B están separados un ángulo sólido tal que ellos no puedan, en ningún caso, encontrarse simultáneamente dentro del ángulo sólido $\theta_{g.\theta_s}$, será admitido que ellos están separados angularmente. De una forma, por

b. Resolución angular. La resolución angular depende de la naturaleza de la antena utilizada. La antena enfoca la energía dentro de un ángulo sólido preferencial, cuya abertura depende de las dimensiones de la antena utilizada.

Debe observarse que en el exterior del ángulo sólido preferencial, una cierta parte de la energía es emitida y puede formar una señal de retorno (ver fig. 7-6). Se toma en cuenta lo siguiente:

a. Que en el interior de la zona definida, los ecos de retorno son perceptibles.

b. Que en el exterior de esta zona estos mismos ecos se vuelven rápidamente muy débiles.

Esto no es evidentemente verdadero, a no ser dentro de una cierta banda de energía de ecos.

La resolución angular depende de las posibilidades de movimiento de la antena.

Por ejemplo el caso de una antena de barrido cónico, dentro de la cual el eje del radar puede ser deslizado en todas las direcciones, conforme se muestra en la fig. 7-7.

Si los dos objetos A y B están separados un ángulo sólido tal que ellos no puedan, en ningún caso, encontrarse simultáneamente dentro del ángulo sólido θ_g , será admitido que ellos están separados angularmente. De una forma, por

de tamaño β° , la resolución en azimut del sistema, será:

$$\text{sen } \beta/2 = D/(2R)$$

$$D = 2R \text{ sen } (\beta/2).$$

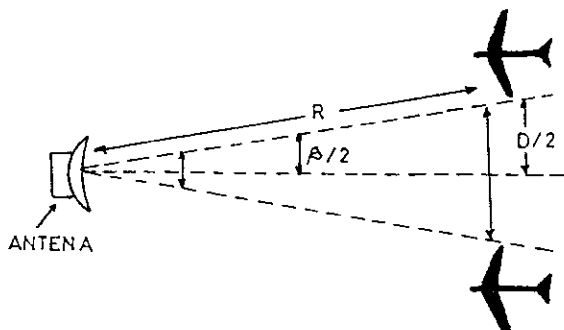


Fig. 7-8 Resolución en azimut.

11. Ecuación de propagación del radar.

a. Introducción. El alcance de un radar está determinado por la potencia de transmisión y por la sensibilidad de recepción de señales muy débiles. De esta forma, cuando el objeto está más alejado, disminuye la cantidad de energía que lo ilumina. Como los problemas de propagación son reversibles, menor será la cantidad de energía recibida por la antena del radar durante el retorno de la onda que fue reflejada por el objeto. Se puede calcular en función de los parámetros ligados al objeto y al radar, esta energía de retorno para establecer la ecuación de propagación del radar. Por otro lado, es bueno determinar el objetivo en las transmisiones de energía de la antena al objeto.

b. Objetivo de la antena del radar. La antena tiene por objetivo repartir la energía provista por el transmisor dentro de un dominio de espacio a ser observado y captar esta energía de retorno.

a. Noción de Ganancia.

La ganancia de una antena de radar está definida por la relación entre la energía emitida por esta antena dentro de una dirección dada y aquella que sería emitida dentro de esta dirección por una antena omnidireccional o isotrópica.

c. Reflexión de las ondas del radar por un objeto. Un objeto se comporta como una antena de forma compleja. Este intercepta una parte de la energía dentro de la cual éste está siendo iluminado, absorbe una cierta cantidad y vuelve a radiar la restante en todas las direcciones (ver fig. 7-9).

La energía reflejada por el objeto en la dirección del radar primario es extremadamente variable, ella depende enormemente de la orientación del objeto en relación al radar.

La frecuencia de la onda tiene igualmente importancia, ya que ciertas reflexiones pueden ser selectivas. El objetivo influye sobre la energía que es radiada nuevamente, los puntos angulosos, hélices, reactores, etc., proveen deflexiones.

d. Influencia de la polarización de una antena de radar en la superficie equivalente del objeto. La superficie equivalente de un objeto es función del tipo de polarización de la antena: polarización lineal, horizontal o vertical, polarización circular, a derecha o a izquierda. Estos valores son diferentes entre sí y dependen de la frecuencia emitida por la antena y del ángulo de elevación con el cual el objeto es iluminado.

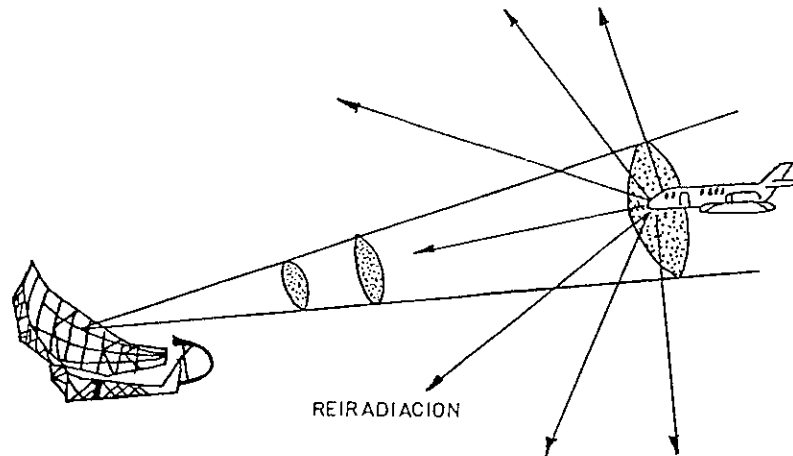


Fig. 7-9 Reflexión de las ondas de radar por un objeto.

(a) Ventajas y desventajas de la polarización circular de una antena en relación a la polarización vertical.

La utilización de la polarización circular es muy eficaz en la eliminación de nubes o de bruma y permite que el retorno del eco del objeto permanezca dentro del espacio de alcance ("scope"), existen dos desventajas principales:

1. Debilita el retorno del eco del objeto en aproximadamente 3 dB, por lo tanto reduce el alcance del radar.

2. Las nubes y la bruma no son totalmente cancelados, ya que no poseen una forma bien definida, por ejemplo: la gota de agua que forma las nubes es deformada por el viento, permaneciendo de esta forma una pequeña parte de estos objetos en la visualización del alcance (scope).

En la mayoría de las veces el radar (o cualquier otro equipo de radio) utiliza ondas con polarización lineal. Cuando existen condiciones meteorológicas

adversas, algunas veces el radar es accionado de tal forma que funcione con polarización circular. La onda polarizada circularmente es mostrada en la figura 7-10.

Debe observarse que siempre que una onda es reflejada a través de una superficie, su polarización es invertida.

La energía reflejada en una aeronave, conforme se muestra en la figura 7-11, es una mezcla de energía con un número impar de reflexiones y un número par de reflexiones. Entre tanto algunas de las energías reflejadas contra la antena serán polarizadas en el sentido horario y algunas serán polarizadas en el sentido antihorario.

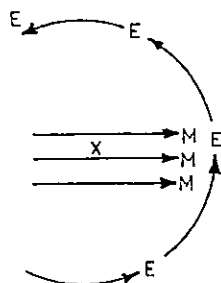


Fig. 7-10 Onda polarizada circularmente.

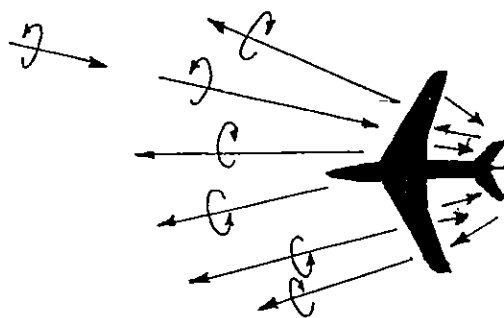


Fig. 7-11 Energía reflejada una aeronave.

e. Ecuación de propagación de la energía del radar. Después del establecimiento de las relaciones anteriores, se puede ahora, establecer la ecuación de propagación del radar.

Considere un radar cuyas características son las siguientes:

a. Ganancia de la antena (G);

b. Superficie equivalente de la antena, $A = \frac{G \lambda^2}{4\pi}$;

- c. Potencia de pico emitida (P_c);
- d. Duración del impulso emitido (τ);
- e. Un objeto de superficie equivalente a σ , colocado a una distancia D del radar.

La energía emitida a cada impulso por el radar es P_c . Si su antena es omnidireccional, esta energía será repartida uniformemente en todas direcciones.

A una distancia D del radar, la densidad de energía atravesando una superficie unitaria (dE/dS) será:

$$\left(\frac{dE}{dS}\right) = \frac{P_c \tau}{4\pi D^2}$$

La densidad de energía emitida en la dirección de la ganancia máxima será:

$$\left(\frac{dE}{dS}\right)_1 = \frac{P_c \tau}{4\pi D^2} \cdot G$$

Por hipótesis el objeto es de superficie equivalente σ , por lo tanto este capta σ veces la densidad de energía $(dE/dS)_1$; la energía captada por el objeto será:

$$E_c = \sigma \left(\frac{dE}{dS}\right)_1 = \frac{P_c \tau}{4\pi D^2} \cdot G \cdot \sigma$$

Y la densidad de energía radiada nuevamente por el objeto (al nivel de la antena del radar que se encuentra a una distancia D) será:

$$\left(\frac{dE}{dS}\right)_2 = \frac{E_c}{4\pi D^2} = \frac{P_c \tau}{4\pi D^2} \cdot G \cdot \sigma \cdot \frac{1}{4\pi D^2}$$

La antena del radar capta una energía:

$$E_r = A \left(\frac{dE}{dS}\right)_2 = \frac{G \lambda^2}{4\pi} \cdot \left(\frac{dE}{dS}\right)_2$$

o sea:

$$E_r = \frac{P_c \tau}{4\pi D^2} \cdot G \cdot \sigma \cdot \frac{1}{4\pi D^2} \cdot \frac{G \lambda^2}{4\pi}$$

$$E_r = \frac{P_c \tau G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 D^4}$$

En el análisis anteriormente realizado no fue supuesta la atenuación o las diversas deterioraciones sufridas por la señal del radar en el curso de su camino. En la práctica, es preciso tomar en cuenta:

1. Las pérdidas en la propagación de la señal.
2. Las pérdidas en el circuito de hiperfrecuencia del radar.
3. Las pérdidas debido al tratamiento de la señal en el receptor.
4. Las pérdidas de extracción de la señal y la visualización de la información.
5. Las pérdidas debido a los movimientos de la antena.

Es preciso ponderar el resultado obtenido por un coeficiente de pérdidas L , entonces, se tiene la siguiente ecuación:

$$E_r = \frac{P_c \tau G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 D^4 L}$$

L está comprendido entre 3 y 20, por lo que su influencia es considerable en el alcance del radar.

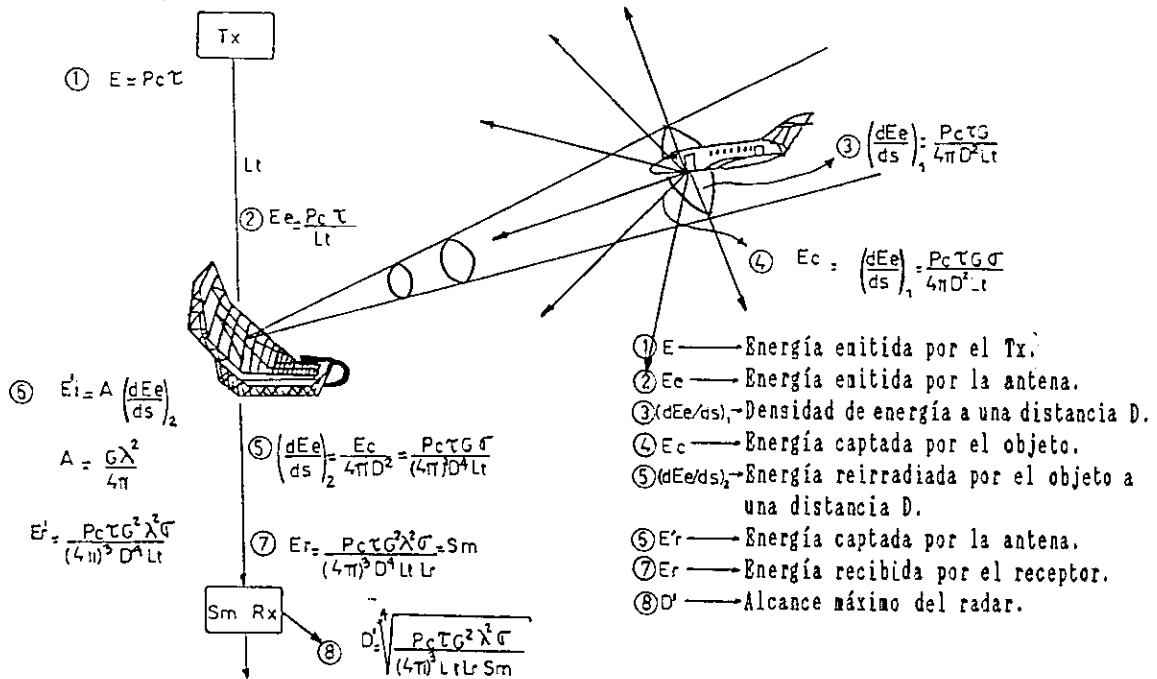
Haciendo $E_r = S_m$, donde S_m es la señal mínima que puede ser percibida por el radar, entonces:

$$D = \sqrt[4]{\frac{P_c \tau G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 L S_m}}$$

"Sensibilidad" es la capacidad del receptor de captar señales (ecos) muy débiles y amplificarlos. La sensibilidad de un receptor está íntimamente ligada con la relación señal-ruido.

El resumen de la deducción de la ecuación de la propagación del radar se ilustra en la figura 7-12.

La ecuación anteriormente indicada sirve para calcular el alcance máximo en el espacio libre. Por lo que, efectos de curvatura de la tierra y de su atmósfera modifican el alcance máximo de un sistema de radar. Existen tres efectos importantes que son los siguientes: Horizonte radar, Propagaciones anómalas y Atenuación Atmosférica.



SEÑAL MÍNIMA

Fig. 7-12 Propagación de la energía del radar.

1. Horizonte radar. Un sistema de radar que opere en la superficie de la tierra tiene, de inmediato, una desventaja de alcance en relación a la operación en el espacio libre, que es la curvatura de la tierra. Suponiéndose que la atmósfera no existiera, la energía del radar se propagaría en línea recta y, a una distancia y altitud, un objeto abajo del horizonte no podría ser visto por el radar (ver fig. 7-13).

El horizonte radar se extiende más allá del horizonte óptico debido a la presencia de la atmósfera. La atmósfera refracta el eje del radar hacia abajo, encurvándolo sobre el horizonte. Esta refracción se debe al hecho de que la presión atmosférica no es uniforme, decreciendo con la altitud. El efecto es debido a que la parte inferior del eje de radiación se propaga en un medio más denso que el de la parte superior, consecuentemente, la velocidad de propagación es menor en la parte inferior del eje y esta se atrasa en relación a la parte de arriba.

2. Propagación anómala. La mayoría de los casos de propagaciones anormales son debido a pequeñas alteraciones en las condiciones atmosféricas normales. Por ejemplo, la densidad atmosférica puede decrecer más rápido que lo normal con la altitud. Esto encurva más los rayos y aumenta el alcance; el caso contrario también es bastante común, pero en ambos casos la variación de la densidad atmosférica es bastante lineal y la anomalía deriva del cambio del valor normal del gradiente de la densidad con la altura.

Otro efecto más serio, llamado canalización, ocurre cuando la densidad atmosférica varía no linealmente con el aumento de la altura. Por ejemplo, al

revés de decrecer continuamente con la altitud, la densidad puede comenzar decreciendo normalmente. Súbitamente la variación puede disminuir por un pequeño intervalo y después la variación de la densidad puede continuar disminuyendo normalmente. Este fenómeno puede acontecer por varias razones metereológicas y el resultado final será una capa atmosférica relativamente densa en la altitud en que hubo variación anómala del gradiente de densidad. Esta brusca discontinuidad del medio de propagación representada por esta capa densa forma un ducto o canal.

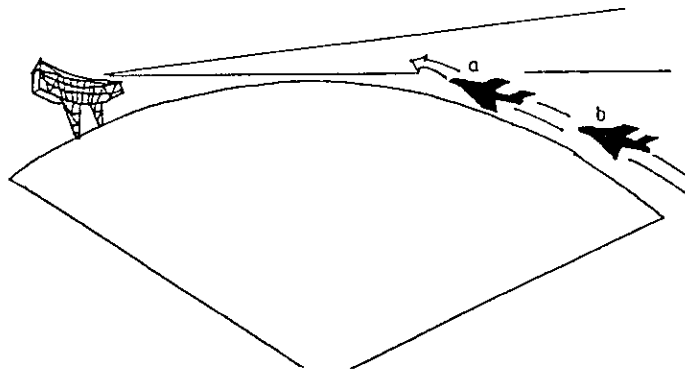


Fig. 7-13 Horizonte Radar.

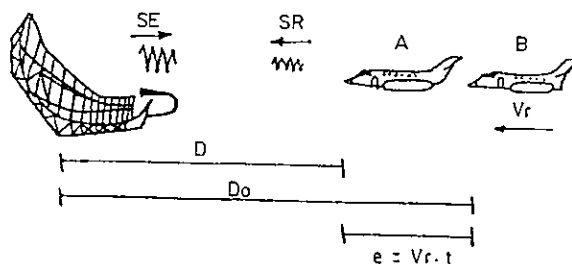
3. Atenuación atmosférica. Las pérdidas de energía electromagnética que se propagan entre dos puntos en el espacio, normalmente se deben solamente a la dispersión de esa energía después que ella sale de la fuente de radiación. En la banda de microondas estas pérdidas pueden ser ocasionadas por dos efectos atmosféricos: absorción y reflexión; cuando existe buen tiempo, la única atenuación importante es debida a la absorción de energía por los constituyentes gaseosos encontrados en la atmósfera, como vapor de agua y oxígeno. En cambio, condiciones atmosféricas adversas, en que hay lluvia, produce que las señales emitidas sean atenuadas, como en el caso óptico donde se tienen problemas de absorción y reflexión; la atenuación depende de la intensidad de la lluvia y de la frecuencia de operación.

f. El MTI y el efecto Doppler. La mayor parte de los radares operan dentro de un medio ambiente cubierto por objetos fijos o de velocidad lenta. Se procura entonces, eliminar los ecos de los objetos indeseables, normalmente percibidos por el radar, cuya presencia constituye un perjuicio para la detección de los objetos deseables.

Se puede utilizar varios procesos basados en las propiedades naturales de los objetos fijos: forma, distancia, elevación y evolución con el tiempo. Todos estos procesos requieren un tratamiento más o menos refinado de esos ecos producidos por los objetos fijos para no permitir que sean reproducidos en la pantalla del radar. Una de las formas que se usa para ello es intentar separar los ecos fijos de los ecos móviles basándose en el hecho de que sus velocidades radiales son diferentes y, entonces, ellas podrán ser distinguidas a través del efecto Doppler. El proceso correspondiente se basa en la separación de los dos objetos a través de sus frecuencias Doppler, permitiendo distinguir un objeto móvil en medio de objetos fijos.

La facultad de visualizar los ecos móviles es denominado Visualización de objetos móviles o MTI, cuyo resumen se muestra en la figura 7-14, donde SE es la señal emitida, SR es la señal reflejada, V_r es la velocidad relativa, y "e" es la separación entre las aeronaves A y B.

g. Ganancia variable a lo largo del tiempo. La finalidad del GVT (Ganancia Variable del Tiempo) es reducir la ganancia de los amplificadores de FI o atenuar las señales recibidas en función del retorno de los objetos más próximos que son más fuertes y aumentar la ganancia de los mismos



$$D = D_0 - V_r \times t$$

$$\begin{aligned} \text{Señal emitida} &= f(t) = A \cos(\omega t + \phi_0), \quad \omega = 2\pi f, \quad \phi_0 = 0 \\ &= f(t) = A \cos(2\pi f t) \end{aligned}$$

$$\text{Señal Recibida} = f(t) = B \cos(2\pi f(t - t_r))$$

$t_r = 2D/C$ = Tiempo de ida y vuelta de la onda electromagnética.

$t_r = 2D/C$ y $D = D_0 - V_r \times t$, entonces $t_r = 2D_0/C - (2V_r t)/C$

$$f(t) = B \cos(2\pi f(t - t_r)) = B \cos(2\pi f(t - (2D_0/C - 2V_r t/C)))$$

$$f(t) = B \cos(2\pi f(t - 2D_0/C + 2V_r t/C))$$

$$f(t) = B \cos(2\pi f(t(1 + 2V_r/C) - 2D_0/C)) \text{ donde } 2D_0/C = \text{constante}$$

$$C = \lambda f.$$

$$f(t) = B \cos(2\pi f t + 2\pi(2V_r/C)t - 2\pi(2D_0/C))$$

$$f(t) = B \cos(2\pi t(f + 2V_r/\lambda) - 4\pi D_0/\lambda), \text{ donde } 2V_r/\lambda = \text{frecuencia Doppler.}$$

$$4\pi D_0/\lambda = \text{fase Doppler.}$$

Para $B < A$,

$$B = E_r = \frac{P_c \tau G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 D^4 L}$$

Fig. 7-14 Visualización de objetos móviles.

amplificadores o atenuar menos los ecos de los objetos más distantes que son más débiles, manteniéndose así, la uniformidad en la presentación del video.

B. Principios de radar secundario.

1. Objetivo. Los radares secundarios permiten completar las informaciones dadas por los radares primarios. Ellos proveen en particular, la siguiente información:

- a. Identificación de las aeronaves.
- b. Altitud de las aeronaves.

- c. Eventuales anomalías de las aeronaves (emergencia).
- d. Falla en la comunicaciones.

2. Insuficiencia de los radares primarios. Los radares primarios permiten la detección de objetos pasivos y utilizan la propiedad de las ondas electromagnéticas de ser reflejadas por los objetos. Ellos permiten determinar las tres coordenadas del objetos (distancia, azimut y altitud) y, para esto, utilizan:

- a. La directividad de las antenas.
- b. Velocidad de propagación de las ondas electromagnéticas.

En virtud de su propio principio de funcionamiento, no tienen la posibilidad de identificar los objetos, que es una necesidad esencial en un sistema de control de seguridad aérea de una región.

La identificación de los objetos consiste en distinguir en la pantalla de visualización, por medio de símbolos particulares, detalles como:

- a. Las aeronaves amigas o enemigas.
- b. Las aeronaves de las diferentes empresas.
- c. Las aeronaves militares y sus tipos.
- d. Las aeronaves próximos al aterrizaje de aquellas en ruta.
- e. Las aeronaves que se encuentran dentro de una determinada región del espacio.
- f. Las aeronaves en situaciones de emergencia.

3. Principio del IFF. Desde su origen, los radares primarios se mostraron

insuficientes en el dominio del control del tráfico aéreo. En el campo militar se tenía la necesidad de diferenciar las aeronaves amigas de las enemigas por lo que se originó el equipo IFF (Identificación de amigo o enemigo). El principio del IFF evolucionó, dando origen a los radares secundarios.

Como la identificación de las aeronaves (objetos pasivos) era imposible, se adoptó otro medio de detección. Su principio consistía en volver al objeto activo, equipándolos con un transpondedor, que al ser accionado por el equipo de tierra, reenviaba, por ejemplo, dos pulsos en vez de uno.

Las aeronaves equipadas con un transpondedor aparecían entonces en la pantalla del operador como un eco doble y, sin el transpondedor, aparecían por medio de un eco simple.

4. Principios de radar secundario. El progreso volvió al sistema IFF muy limitado para resolver todos los problemas de control de tráfico aéreo, pero el principio del radar secundario se había encontrado. Este consistía primeramente en volver los objetos activos. En un sistema radar secundario existe un verdadero diálogo electrónico codificado entre el radar secundario posicionado en tierra (interrogador) y el transpondedor de las aeronaves.

El transmisor en el suelo emite, en la dirección de las aeronaves, trenes de pulsos, cuya estructura corresponde a una pregunta precisa (solicitud de la identificación, pedido de altitud, etc.).

Las aeronaves equipadas de un transpondedor captan esta pregunta y responde

mediante un mensaje codificado que puede ser un código de identificación (colocado por el piloto y que fue solicitado por el controlador), una altitud (proveniente de un altímetro), un código de emergencia, etc.

La antena del interrogador es mecánicamente solidaria a la antena de un radar primario y esto permite:

- a. Asociar los ecos primarios y secundarios correspondientes.
- b. Observar los ecos primarios de las aeronaves no equipadas de transpondedor.

Los radares secundarios de vigilancia escogen las informaciones complementarias por medio de un diálogo codificado entre los equipos de tierra y los de las aeronaves. En los radares primarios, la energía emitida se presenta en la forma de un único pulso. Este pulso es reflejado sobre los objetos y retornan al receptor. El tiempo que le toma al pulso ir y retornar indica la distancia de los objetos detectados. La posición de la antena directiva de transmisión y recepción proveen la dirección de los objetos detectados.

En los radares secundarios, la energía transmitida no se envía por un único pulso, sino mediante un tren de pulsos cuya estructura representa una pregunta. El receptor no está sintonizado con la misma frecuencia que el transmisor o sea, que la frecuencia de transmisión del equipo de tierra es la recepción del equipo de abordó y viceversa. Esto hace imposible la utilización de la energía reflejada por el objeto. Por otro lado, las aeronaves son equipadas con un transpondedor que es accionado por la energía proveniente del radar secundario y que emite una

respuesta codificada en una frecuencia diferente de la emitida por el radar secundario.

La determinación de la distancia y la dirección de los objetos se hace con el mismo principio del radar primario. La única diferencia es que la energía reflejada por las aeronaves es sustituida por la respuesta de estas.

En los radares primarios los objetos son pasivos, pues simplemente reflejan la energía a través de su superficie. En los radares secundarios los objetos son activos, pues emiten una respuesta a la pregunta que reciben. Un radar secundario provee teóricamente más información que un radar primario, lo que podría llevar a imaginar el uso único de los radares secundarios para el control del tráfico aéreo. En realidad, se asocia siempre un radar secundario a un radar primario. Para la operación solamente con un radar secundario, las aeronaves antiguas, desprovistas de transpondedor, serían invisibles en la pantalla del radar. En la mayoría de los casos donde se asocia un radar primario con uno secundario, los dos transmisores están sincronizados y las dos antenas están mecánicamente unidas.

5. Interrogaciones de los radares secundarios. El objetivo de los radares secundarios es el de poder interrogar a los objetos por medio de preguntas codificadas. Estas preguntas llamadas Modos de Interrogación son, por ejemplo: pedidos de identificación o de altitud. Los radares secundarios actuales tienen la posibilidad de realizar seis preguntas distintas.

Las preguntas son emitida periódicamente al ritmo de la PRF del radar. La

formación de los modos de interrogación y su entrelazamiento eventual constituye una codificación. Los modos de interrogación son definidos en el Anexo 10 de la OACI. Ellos están constituidos por un tren de pulsos como se muestra en la fig. 7-15.

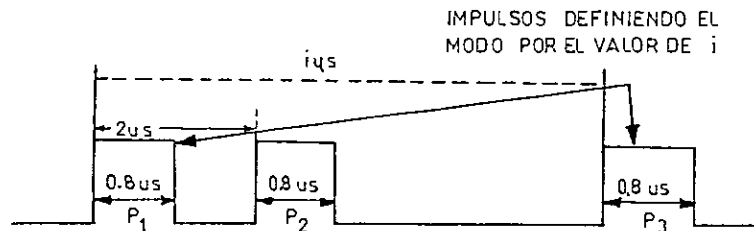


Fig. 7-15 Formación de los modos de interrogación.

Los dos pulsos extremos, llamados P1 y P3 están separados por un intervalo de tiempo "i" que define la pregunta hecha a las aeronaves; el tercer pulso P2 está siempre colocado después de P1.

En la fig. 7-16 se indican los valores de "i" para cada una de las seis preguntas que pueden ser hechas por el radar secundario. Los modos militares son representados por los números 1, 2 y 3; los modos civiles por las letras A, B y C. El modo militar 3 y el modo civil A son comunes; el modo C solicita la altitud de las aeronaves civiles y militares.

6. Respuestas de los transpondedores. Todas las respuestas son construídas sobre un mismo modelo. Dos pulsos de encuadramiento F1 y F2 están separados por un tiempo fijo de 20.30 μ s. En el interior de esos dos pulsos se puede encontrar hasta doce pulsos regularmente espaciados de 1.45 μ s, cuya presencia o ausencia permite obtener un código binario de $2^{12} = 4096$

combinaciones diferentes.


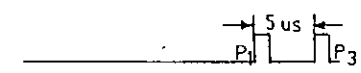
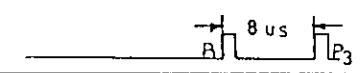
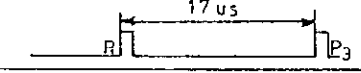
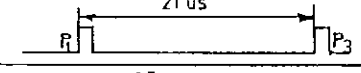
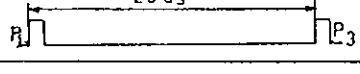
MODO	REPRESENTACION EN EL TIEMPO	VALOR DE i	NATURALEZA DE LA PREGUNTA	CIVIL O MILITAR
1		3 us	Código de la Misión	MILITAR
2		5 us	Código de la Aeronave	MILITAR
3/A		8 us	Código de Identificación	CIVIL Y MILITAR
B		17 us	Código de Identificación	CIVIL
C		21 us	Código de Altitud	CIVIL Y MILITAR
D		25 us	Expansión no Posible	—

Fig. 7-16 Preguntas posibles del radar secundario.

Existe un pulso suplementario llamado Pulso especial de identificación (SPI) que sólo es emitido cuando el piloto presiona un botón reservado para este fin. Este permite seleccionar una aeronave que el controlador desea identificar, individualmente, entre otras. El pulso de SPI está situado a 4.35 μ s después de F2. La fig. 7-17 presenta la configuración de un código donde todos los pulsos de la información están presentes.

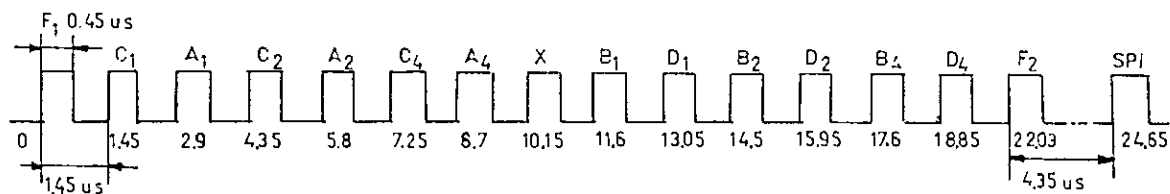


Fig. 7-17 Pulsos que forman las respuestas del transpondedor.

El pulso X, cuyo posicionamiento está situado en medio del tren de pulsos,

no es utilizado dentro del código. Esta posición está reservada para una expansión futura.

Los doce pulsos constituyen la parte útil del código. Ellos están repartidos en cuatro grupos de tres pulsos. Cada grupo está designado por la letra del grupo al cual pertenece, seguido del valor de su posición.

7. Fuentes de error en la interpretación de las respuestas. Las respuestas de los transpondedores a las interrogaciones de los radares secundarios sólo pueden ser decodificadas en el caso en que sus transmisiones no estén erradas ni ambiguas. Las cuatro causas posibles de error son: Las respuestas duplicadas por los ecos del suelo, las respuestas asíncronas, las respuestas a los lóbulos secundarios de radiación y las respuestas mezcladas.

a. Respuestas duplicadas por los ecos del suelo. Las respuestas codificadas del transpondedor pueden sufrir una reflexión por obstáculos naturales, los que pueden provocar, al nivel del receptor, una doble respuesta. Es en este sentido donde la influencia del suelo puede ser perjudicial.

Entre tanto, los niveles de las señales de esas dos respuestas son bien diferentes, ya que, aquella que sufre la reflexión es fuertemente atenuada. Asimismo, es fácil hacer una discriminación del nivel entre esas dos respuestas.

b. Respuestas asíncronas. Todos los radares secundarios trabajan en una frecuencia de transmisión de 1030 MHz y los transpondedores responden

a las preguntas de modo omnidireccional en una frecuencia de 1090 MHz. Esta respuesta puede ser captada por todos los receptores de los radares secundarios situados dentro de la zona de radiación del transmisor de abordó. De esta forma, el receptor de una estación B podrá detectar una respuesta de una interrogación de la estación A, desde que el objeto C esté dentro de la zona de cubrimiento de las coberturas de A y de B, como se muestra en la fig. 7-18.

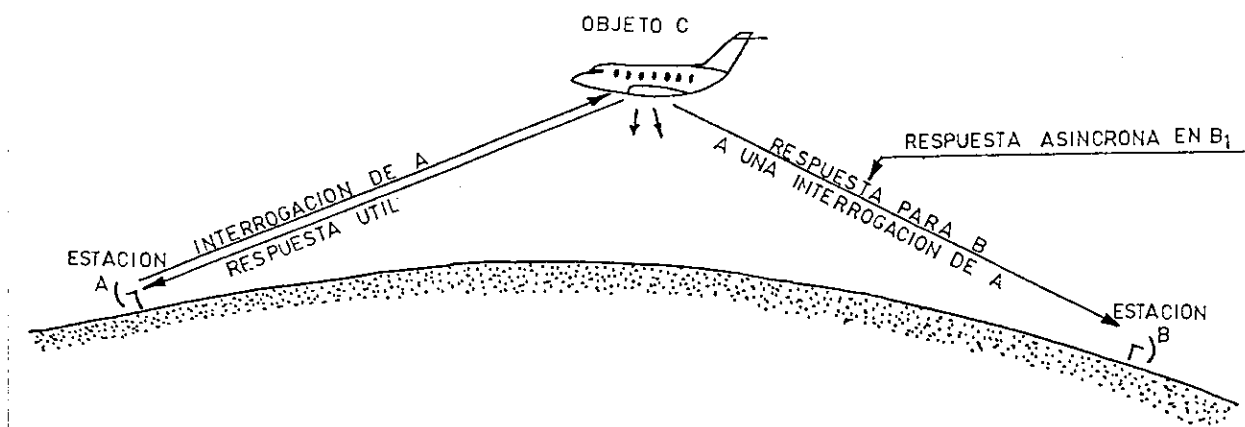


Fig. 7-18 Respuestas asíncronas.

La respuesta que no tiene relación con las interrogaciones sucesivas de la estación B es llamada "respuesta asíncrona" o "fruit". Esto constituye el mayor inconveniente de utilizar, en diferentes estaciones, frecuencias fijas para la transmisión y la recepción.

Para eliminar las respuestas asíncronas, es necesario hacer una observación del video durante dos o más mediciones sucesivas y comparar las señales correspondientes a cada una de esas mediciones. Si hay correlación entre varias observaciones, la respuesta está correcta y será decodificada; caso contrario, se dice que la respuesta es asíncrona y su paso hacia el decodificador es bloqueado.

c. Respuestas a los lóbulos laterales. El uso de una antena directiva en el plano horizontal, produce la formación de un lóbulo principal y de lóbulos secundarios. Se sabe que cuando más se aumenta la directividad de una antena, el nivel de los lóbulos secundarios es elevado. La atenuación del primer lóbulo secundario en relación al lóbulo principal, es importante ya que, su intervención puede ocurrir dos veces: una en la transmisión y otra en la recepción. En el radar secundario, esta dificultad ocurre debido al hecho de la participación activa del objeto. De esta forma si el objeto está suficientemente próximo al radar, la potencia radiada por los lóbulos secundarios puede ser suficiente para accionar el transpondedor. Este, entonces, emite una respuesta que es radiada con toda potencia, como si la aeronave estuviera dentro del lóbulo principal y, asimismo, el receptor del radar detecta una respuesta en una dirección errada.

En los sistemas de radar secundario se necesitan protecciones suplementares imperativas, siendo una de ellas la Supresión de los Lóbulos Laterales. Para la aplicación de este recurso se utiliza el hecho de que el objeto es activo. El método consiste en colocar a la disposición del transpondedor, una potencia de referencia idéntica a aquella radiada por el lóbulo principal de la antena directiva y comparar la potencia recibida con esta potencia de referencia. Si el receptor de abordó recibe una potencia igual a la potencia de referencia, entonces emite una respuesta (se trata entonces de una interrogación del lóbulo principal); si, por el contrario, la potencia recibida es inferior a la de referencia, el transpondedor no responde, ya que, entonces se trata de una interrogación de un lóbulo secundario. Este proceso en realidad no permite la supresión de los lóbulos secundarios, pero asegura la supresión de los efectos

perjudiciales, evitando las respuestas que ellos podrían provocar.

d. Respuestas mezcladas. La transmisión de las respuestas entre el transpondedor y el radar dura un cierto tiempo, aproximadamente de 24.65 ms. Asimismo, cuando el tráfico se vuelve muy intenso, se puede llegar a un punto en que la distancia entre dos aeronaves A y B se vuelve muy pequeña con lo que las respuestas de ambas se mezclan. Al nivel de la decodificación de las respuestas, se vuelve imposible saber si la información que es detectada pertenece a la respuesta de A o de B. Esto se produce en particular cuando dos aeronaves se cruzan, pasando una encima de la otra. De igual forma donde se evitan los problemas de respuesta asíncronas, la separación de las respuestas mezcladas no es efectuada por el radar secundario. Ese tratamiento es hecho después del receptor, durante la extracción del video.

VIII. CRITERIOS PARA ELEGIR EL SITIO DE FUNCIONAMIENTO DE LAS RADIOAYUDAS Y CALCULO DE LA COBERTURA DE ESTOS SISTEMAS.

A. Sistema NDB.

1. Parámetros y exactitud del sistema.

Por su capacidad de operar en las bandas LF y MF, el sistema NDB no tiene limitaciones de trayectoria óptica. Sin embargo, para el uso aeronáutico la cobertura utilizable se considera situada en cualquier punto donde la razón de la onda terrestre polarizada verticalmente sobre la potencia total de la onda reflejada sea de 10 dB o mayor. La OACI recomienda que dentro del área nominal de cobertura del NDB, la intensidad de la señal no sea menor de 70 $\mu\text{V/m}$, salvo en regiones tropicales donde se prefiere una intensidad de 120 $\mu\text{V/m}$. Los requisitos específicos dependen de factores tales como la conductividad de la superficie y el ruido de fondo de las áreas urbanas.

La exactitud de rumbo del equipo de avión debidamente calibrado es del orden de $\pm 3^\circ$. Dentro del radio utilizable del NDB, los errores a corto plazo debidos a efectos topográficos y de propagación no deben exceder de $\pm 10^\circ$.

2. Requerimientos del sitio. Para escoger el sitio debe considerarse primero que exista facilidad de acceso, tendidos de alta tensión y líneas telefónicas. Idealmente el sitio debe localizarse a más de una longitud de onda de cualquier torre de metal que soporte líneas de alta tensión, de torres de agua

y antenas verticales para evitar interacciones y distorsión del patrón de radiación de la antena. Sin embargo, no siempre es posible obtener una separación ideal. No deben existir obstáculos en un radio de 500 pies de la antena NDB. Atrás de este radio de 500 pies, el máximo ángulo de elevación de cualquier torre de acero, líneas de tensión, construcciones metálicas, etc. no debe subtender un ángulo de elevación mayor de 3° , medidos desde la base de la antena.

Es improbable que la conductividad del suelo dentro del área varíe apreciablemente. Un suelo claro y razonablemente nivelado es deseado para realizar una fácil instalación y es preferible tener una capa superficial de arena o grava sobre los radiales del suelo. Terreno con inclinaciones es tolerado, pero pueden presentar dificultades en el funcionamiento del equipo. Un suelo inestable debe evitarse en lo posible.

La elevación del sitio no es muy importante, siempre y cuando el sitio no esté rodeado de colinas que ocasionen sombras al patrón de radiación.

3. Cobertura efectiva. La cobertura efectiva es la zona que rodea un NDB dentro de la cual puede obtenerse, en un momento determinado, información útil para la operación de que se trate. Por lo tanto es la medida de la actuación de un NDB en las condiciones prevalecientes.

La cobertura efectiva está limitada por la relación de la intensidad de la señal constante (sin desvanecimiento) recibida del NDB al "ruido" total interceptado por el receptor ADF. Cuando esta relación es menor que el valor límite no se obtiene marcaciones útiles. También debería observarse que la

cobertura efectiva de un NDB puede limitarse en algunos casos al alcance de la señal de identificación utilizable.

La intensidad de la señal recibida del NDB depende de:

- 1) la potencia suministrada a la antena del NDB;
- 2) la eficacia de radiación de la antena, que varía según la altura de la misma y otras características del sistema radiante;
- 3) la conductividad de la trayectoria entre el NDB y el receptor, que puede variar considerablemente entre un sitio y otro, y cuya variación es siempre menor sobre tierra que sobre mar;
- 4) la radiofrecuencia de trabajo;

El ruido admitido por el receptor depende de:

- 1) el ancho de banda del receptor;
- 2) el nivel del ruido atmosférico que varia según la zona geográfica donde se trate, la hora del día y la estación del año y que puede llegar a niveles muy altos durante tormentas locales;
- 3) el nivel de la interferencia producida por otras emisiones de radio en la misma frecuencia o en frecuencias adyacentes, que dependen en gran parte de la cantidad de NDB en la zona de que se trate y de la eficacia del planeamiento regional;
- 4) el nivel de ruido debido al ruido eléctrico en la aeronave o al ruido industrial cuando la cobertura del NDB abarca áreas industriales.

Vemos por consiguiente que la cobertura efectiva del NDB depende de tantos factores, algunos de los cuales son variables, que es imposible especificar la

cobertura efectiva de un NDB de una manera simple. De hecho, la cobertura efectiva de todo NDB varía según la hora del día y la estación del año.

Por consiguiente, todo intento de especificar una cobertura efectiva obtenible a cualquier hora del día o del año, da como resultado o bien una cifra de cobertura tan pequeña (ya que sería la cobertura obtenida en las peores condiciones de ruido atmosférico, etc.) que dará una idea errónea de la eficacia del NDB, o bien traerá consigo una instalación de potencia tan elevada y de sistemas de antena tan costosos (para suministrar la cobertura requerida en las peores condiciones) que la instalación de dicho NDB quedaría excluida generalmente al considerar los costos de instalación y operación. No puede darse una fórmula específica para determinar qué cobertura nominal sería equivalente a una cobertura efectiva deseada y la relación debe determinarse regionalmente.

La cobertura nominal es un modo de designar la actuación real del NDB, en forma mensurable, que depende de la frecuencia, de la potencia radiada y de la conductividad de la trayectoria entre el NDB y un punto en el límite en que se especifica el valor mínimo de intensidad de campo.

Se mostrará a continuación un estudio del anexo 10, sobre la cobertura del sistema NDB para relaciones señal/ruido dadas. Hay que señalar especialmente las hipótesis que hicieron. Al hacer uso de esta información, debería examinarse detenidamente la validez de la hipótesis respecto a las condiciones particulares que se estén considerando y debería tomarse nota, especialmente, de que las relaciones señal/ruido supuestas requieren mucho más estudio antes de que puedan aceptarse como representativas de las relaciones que limitan la recepción útil.

HIPOTESIS:

1. Frecuencia de trabajo: 300 KHz. Sin embargo, cuando se estima apropiado se mencionan frecuencias de 200 y 400 KHz.

2.

a. Conductividad media del suelo: $\sigma = 10^{-13}$ e.m.u.

b. Conductividad media, agua del mar: $\sigma = 4 \cdot 10^{-11}$ e.m.u.

3. El nivel de ruido atmosférico (RMS) que es probable que predomine: 1) de día, 2) de noche, sobre masas de tierra, dentro de los márgenes de latitud mencionados.

4. Potencias de entrada a la antena del NDB de:

a) 5 KW

c) 500 W

e) 50 W

b) 1 KW

d) 100 W

f) 10 W

5. Los siguientes valores medios de eficiencia de radiación de la antena, es decir: Potencia radiada/Potencia de entrada a la antena.

Potencia de entrada a la antena.

Eficiencia de radiación de la antena.

a) 5 KW

20 % (- 7 dB)

b) 5 KW

10 % (- 10 dB)

c) 1 KW

8 % (- 11 dB)

d) 500 W

5 % (- 13 dB)

e) 100 W

3 % (- 15 dB)

f) 50 W

2 % (- 17 dB)

g) 10 W

1 % (- 20 dB)

h) 10 W

0.3 % (- 25 dB)

1) la cifra correspondiente a a) se incluye porque es posible conseguir esa eficiencia mediante el uso de un sistema de antena más perfeccionado que el que corrientemente se emplea.

2) La cifra correspondiente a h) se incluye porque muchos NDB de poca potencia utilizan antenas muy ineficientes.

6. Una banda de admisión del receptor de ADF de 6 KHz.

7. Relaciones requeridas de señal a ruido (RMS) de:

a) 15 dB de día;

b) 15 dB de noche.

RESULTADO DE LOS ESTUDIOS:

A.- Intensidades mínimas de campo requeridas en el límite de la cobertura nominal:

<i>Latitud</i>	<i>Durante el día para una relación S/R de 15 dB</i>	<i>Durante la noche para una relación S/R de 15 dB</i>
5°N - 5°S	320 $\mu\text{V/m}$ (+ 50 dB)	900 $\mu\text{V/m}$ (+ 59 dB)
5° - 15°N y S	85 $\mu\text{V/m}$ (+ 39 dB)	700 $\mu\text{V/m}$ (+ 57 dB)
15° - 25°N y S	40 $\mu\text{V/m}$ (+ 32 dB)	320 $\mu\text{V/m}$ (+ 50 dB)
25° - 35°N y S	18 $\star\mu\text{V/m}$ (+ 25 dB)	120 $\mu\text{V/m}$ (+ 42 dB)
>35°N y S	18 $\star\mu\text{V/m}$ (+ 25 dB)	50 $\mu\text{V/m}$ (+ 35 dB)

El asterisco al lado de una cifra indica que puede ser necesario un valor mayor de intensidad de campo - probablemente 2 ó 3 veces los valores indicados (+ 6 a + 10 dB) - en presencia de gran ruido de aeronaves o industrial, o ambos.

B.- Cobertura de NDB (expresada en función del radio de un círculo, en kilómetros, en cuyo centro se halla el NDB), que puede preverse de conformidad con las suposiciones hechas:

1) De día, sobre tierra y para un relación S/R de 15 dB en el límite de la cobertura:

Latitud	Potencia de entrada a la antena				Potencia de entrada a la antena			
	(a)	(b)	(c)	(d)	(e)	(f)	(g)	(h)
	5 kW	5 kW	1 kW	500 W	100 W	50 W	10 W	10 W
5°N - 5°S	320	300	170	120	50	30	10	<10
5° - 15°N y S	510	470	320	250	150	90	40	10
15° - 25°N y S	>600	600	450	350	220	160	70	45
25° - 35°N y S	>600*	>600*	600*	500*	330*	250*	130*	80*
>35°N y S	>600*	>600*	>600*	500*	330*	250*	130*	100*

2) Durante la noche, sobre tierra y para una relación S/R de 15 dB en el límite de la cobertura:

Latitud	Potencia de entrada a la antena				Potencia de entrada a la antena			
	(a)	(b)	(c)	(d)	(e)	(f)	(g)	(h)
	5 kW	5 kW	1 kW	500 W	100 W	50 W	10 W	10 W
5°N - 5°S	190	150	85	50	20	<10	<10	<10
5° - 15°N y S	210	180	110	70	25	15	<10	<10
15° - 25°N y S	320	300	170	120	50	30	10	<10
25° - 35°N y S	390	390	280	200	100	70	25	15
>35°N y S	390	390	390	310	180	120	50	30

En todos los resultados anteriores debe observarse que las distancias se indican en kilómetros; las cifras de las últimas columnas, con encabezamiento de 10 W, están calculadas sobre la hipótesis de que el NDB de baja potencia emplea una antena muy poco eficiente; un asterisco junto a una cifra indica que la

cobertura puede reducirse por el ruido de las aeronaves y el industrial.

Por análisis prácticos se ha determinado que, si por ejemplo, se establecen la cobertura de un sistema NDB que opera con una frecuencia de 300 KHz, y este valor de frecuencia se cambia a 200 KHz, este cambio no afecta apreciablemente a la cobertura de los NDB de corto alcance y baja potencia, pero aumenta la cobertura de los radiofaros de mayor alcance y mayor potencia (por ejemplo, los que tienen un alcance de 150 Km o más). Ahora si se utiliza una frecuencia de 400 KHz en vez de la de 300 KHz, esto no afecta apreciablemente a la cobertura de los NDB de corto alcance y baja potencia, pero disminuye la cobertura de los radiofaros de mayor potencia y alcance.

Se ha concluido también que el uso de un receptor ADF con una banda más estrecha proporciona una cobertura más amplia para la misma potencia radiada del NDB, o para la misma cobertura, una relación efectiva señal/ruido mejorada.

Por ejemplo si se emplea una banda de admisión de 1 KHz en lugar de 6 KHz, la cobertura podría aumentarse hasta en un 30% para la misma potencia radiada, o alternativamente, la relación efectiva señal/ruido puede aumentarse en 8 dB.

Además, si un sector de la cobertura de un NDB está sobre el mar, puede esperarse una mayor cobertura dentro de dicho sector, debido a:

- 1) mejor propagación de la onda terrestre sobre el mar, que sobre tierra;
- 2) el nivel de ruido que es máximo sobre la tierra, a menudo disminuye muy acentuadamente al aumentar la distancia desde tierra.

B. Sistema DME.

Debe observarse que un DME siempre trabaja asociado a un equipo VOR, ILS o MLS. Cuando el DME esté asociado con un VOR, la cobertura será por lo menos la del VOR, en la medida de lo posible.

Cuando el DME esté asociado, ya sea con un ILS o un MLS, la cobertura correspondiente será por lo menos la del ILS respectivo o la de los sectores de cobertura de guía angular azimut MLS.

C. Sistema VOR.

1. Criterios de ubicación VOR C/D. Como hemos visto existen dos tipos de VOR utilizados en la actualidad, el CVOR o VOR convencional el cual utiliza un arreglo de 4 antenas, y el DVOR o VOR Doppler el cual utiliza un arreglo de 48, 50 o 52 antenas periféricas y una antena central especialmente diseñado para sitios difíciles. Se debe recordar que la calidad de las señales de un VOR, depende de los efectos del terreno y de las obstrucciones dentro de la línea de vista de las antenas.

El DVOR es un sistema compatible con el convencional, es decir, utiliza el mismo receptor abordo del avión y está basado en sustituir la modulación espacial por el efecto Doppler obtenido desde una antena giratoria. El error del sistema se reduce a 0.5° en lugar de los 2° de error del VOR convencional. El uso de CVOR conduce a errores considerables de ubicación cuando se instala la estación en las proximidades de obstáculos o cuando se requiere que el avión vuele sobre terreno montañoso usando la estación.

a. Características de diseño. Todos los VOR deben cumplir las siguientes tolerancias especificadas para que se puedan clasificar como "sin restricciones":

1. La intensidad de campo o densidad de energía radiada en el espacio deberá ser de $90 \mu\text{V/m}$ (-107 dBW/m^2), basándose en la siguiente consideración:
 - sensibilidad del receptor de abordó: $- 117 \text{ dBW}$
 - pérdidas en la línea de transmisión: $+ 7 \text{ dBW}$
2. El nivel de señal recibido a la entrada del receptor de abordó del avión deberá ser de $5 \mu\text{V}$ como mínimo.
3. La desviación máxima permisible del rumbo causada por los efectos de polarización vertical es de 2° .
4. La cobertura mínima deberá ser de 40 millas náuticas a la altura mínima.
5. La alineación de todos los radiales debe estar dentro de 3° del azimut magnético correcto.
6. La sensibilidad del rumbo debe ser de $20 \pm 2^\circ$.

La componente vertical de polarización de la antena introduce errores y es debida al balanceo que experimenta la nave durante el vuelo, lo mismo que a la hora de efectuar virajes o cambiar de altitud de vuelo. En la fig. 8-1 se muestra la relación entre la potencia transmitida por el VOR, la distancia efectiva y la altitud de vuelo posible (estos son los valores nominales de la potencia efectiva radiada para obtener una intensidad de campo de $90 \mu\text{V/m}$).

Para coberturas donde el terreno origine dificultades, puede ser necesario efectuar aumentos convenientes de la potencia efectiva radiada (ERP); la ERP es la potencia real radiada al espacio tomando en cuenta la potencia del transmisor,

la ganancia de la antena respecto a una antena isotrópica y la pérdida en la línea de transmisión terrestre. Inversamente, la experiencia ha demostrado que en condiciones de emplazamiento favorables, y en condiciones menos pesimistas que con frecuencia se encuentran en la práctica, se obtiene un funcionamiento satisfactorio del sistema con una ERP más baja.

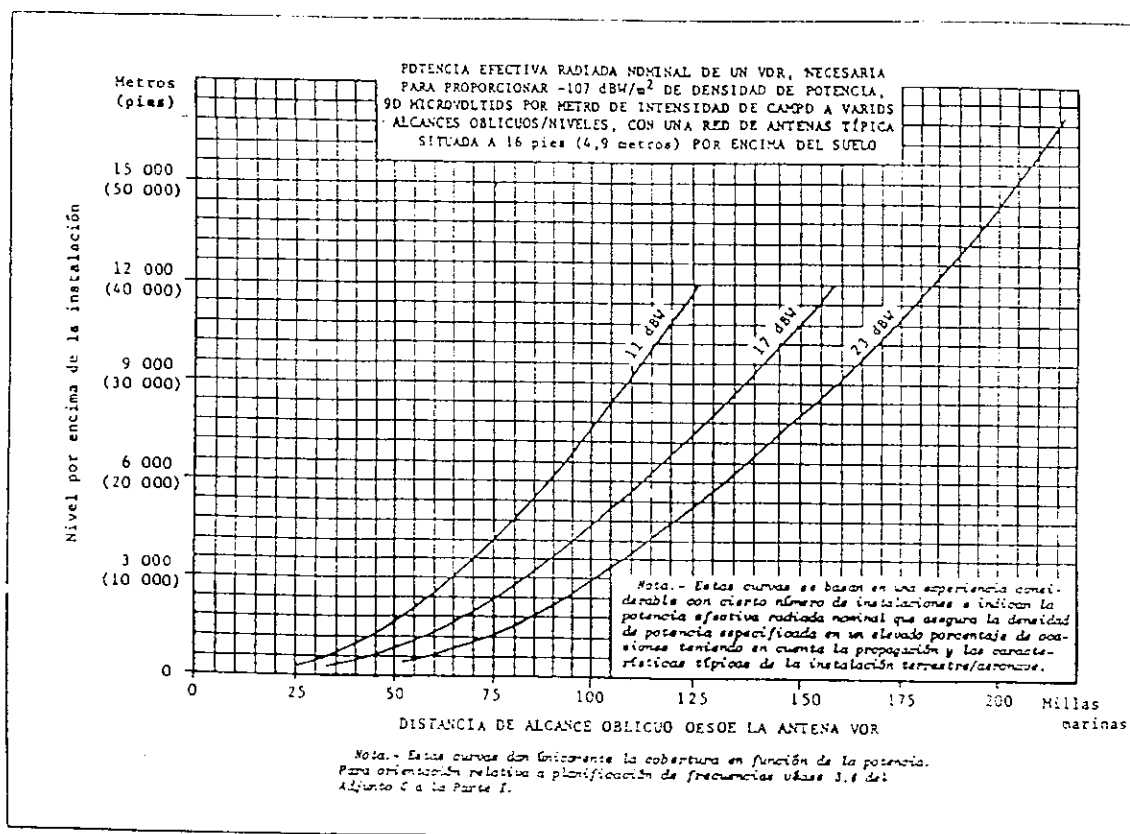


Fig. 8-1 Potencia efectiva radiada nominal de un VOR.

El uso de la fig. 8-1 se muestra con los siguientes ejemplos. Si se quiere alcanzar la intensidad de campo necesaria a 185 millas marinas (12000 metros), 162 millas marinas (12000 metros) y 90 millas marinas (6000 metros), harán falta potencias efectivas radiadas nominales de + 23 dBW, + 17 dBW y + 11 dBW.

El siguiente ejemplo ilustra la relación que podría existir entre la ERP y las potencias de salida del transmisor:

	Ejemplo 1	Ejemplo 2
- Potencia del transmisor:	+ 23 dBW	+ 18 dBW
- Pérdida en la línea de transmisión terrestre:	- 2 dB	- 1 dB
- Ganancia de antena respecto a una antena isotrópica:	<u>+ 2 dB</u>	<u>+ 6 dB</u>
ERP	+ 23 dBW	+ 23 dBW

b. Características del terreno. Todos los sitios donde se instalan sistemas VOR/DME son elegidos para proveer la mejor cobertura de las rutas. Esto se realiza estudiando mapas del área que rodea cada sitio complementado con un viaje al sitio seleccionado. Además, para seleccionar un sitio que provea una máxima cobertura deben considerarse otros factores importantes como la accesibilidad al sitio y la disponibilidad de energía eléctrica.

Precisamente las características que presenta el sitio elegido, determina el tipo de VOR a adquirir; en cualquier caso, la ubicación de la estación VOR deberá estar lo más alejada posible de líneas de transmisión eléctrica, cercas de alambre, techos y estructuras metálicas.

No debe quedar dentro de la línea visual de aproximadamente 2° sobre el plano inferior de la antena, algún terreno, grupo de árboles, edificaciones,

etc., que obstaculicen o desvíen la señal. Es importante señalar también que en los primeros 100 metros alrededor de la estación el suelo deberá ser lo más plano posible, sin grietas, hondonadas, etc. Todas estas consideraciones se encuentran esquematizadas en las figuras 8-2 y 8-3, tanto para el VOR convencional como para el VOR Doppler.

El emplazamiento debería estar en la parte más alta del terreno de las cercanías, a fin de obtener la mayor línea visual posible, y debería estar a nivel o en declive respecto a la estación (con una pendiente descendente no mayor del 4%) hasta una distancia de por lo menos 300 m, y de preferencia 600 m a partir de la estación. Las curvas de nivel del emplazamiento deberían ser circulares respecto al sistema de antenas, hasta un radio de por lo menos 300 m. El emplazamiento debería estar lo más alejado posible de líneas y cercas alámbricas. La altura de las líneas y cercas alámbricas no deberían subtender un ángulo vertical superior a 1.5° ni extenderse más de 0.5° por encima de la horizontal, medidos desde el sistema de antenas. Pueden aumentarse estos límites en un 50% para cercas o líneas alámbricas que esencialmente sean radios respecto al sistema de antena o que subtiendan un ángulo horizontal no superior a 10° . Pueden tolerarse a más de 150 m árboles aislados de tamaño moderado, de hasta 9 m de altura. Ningún grupo de árboles debería subtender un ángulo vertical superior a 2° o estar a menos de 300 m de la estación. Deberían tomarse medidas para suprimir los árboles hasta una distancia de 600 m si fuera necesario. Ninguna construcción debería subtender un ángulo vertical superior a 1.2° o encontrarse a menos de 150 m de la estación. Pueden subtender ángulos verticales de hasta 2.5° las construcciones de madera con partes metálicas despreciables, donde haya pocas probabilidades de que en el futuro se añadan elementos metálicos.

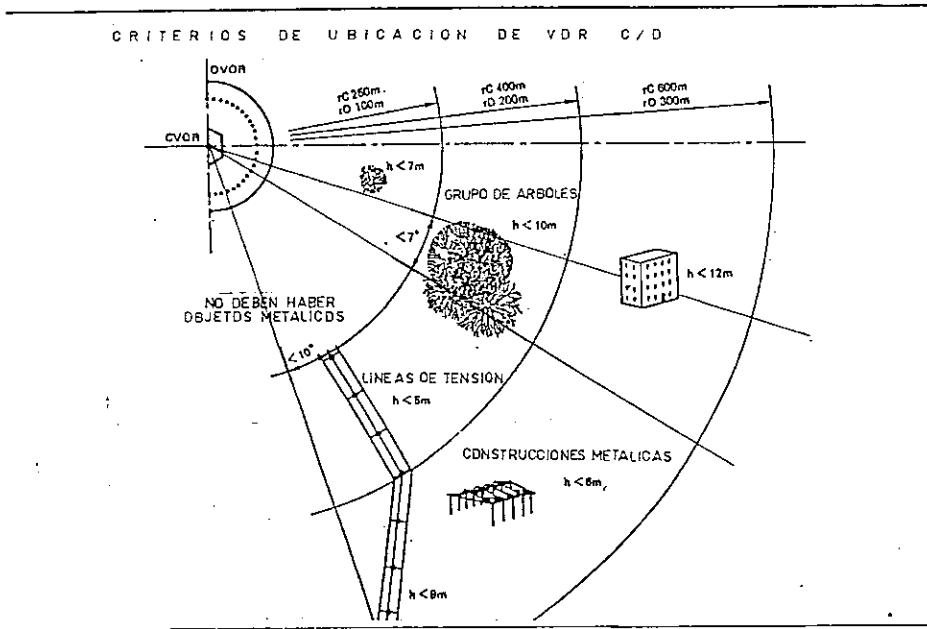


Fig. 8-2 Criterios de ubicación - C/D VOR.

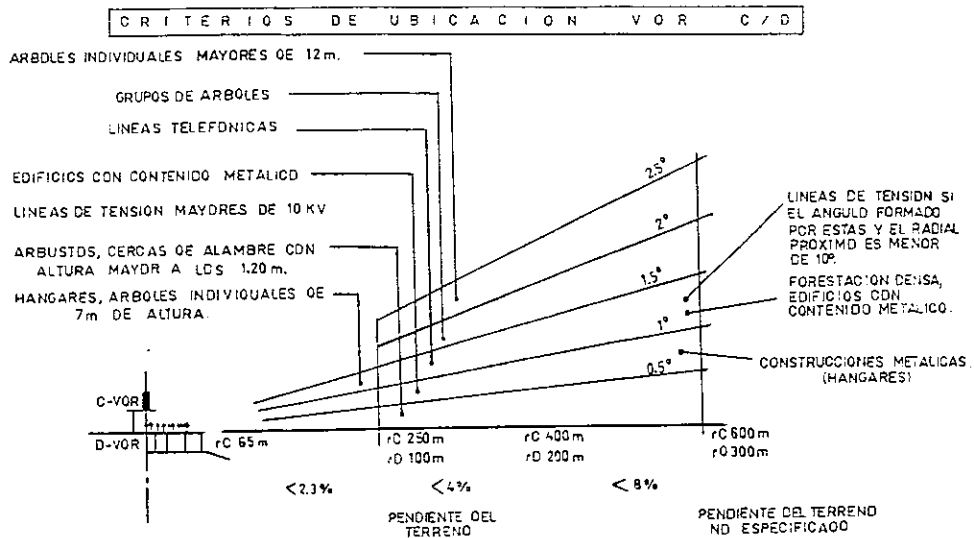


Fig. 8-3 Criterios de ubicación - C/D VOR.

En terreno montañoso será a menudo preferible que el emplazamiento se haga en la cima de una montaña. Es recomendable que el emplazamiento se realice en la parte más alta accesible de una colina o de una montaña, cuya cima debe explanarse en un radio de por lo menos de 45 m. Se recomienda instalar el sistema de antenas aproximadamente a media longitud de onda sobre el nivel del terreno, en el centro del área explanada, y el edificio del transmisor debe construirse fuera del área explanada, bastante abajo de la falda de la montaña para que quede por debajo de la línea visual desde el sistema de antena. No debe quedar dentro de la línea visual desde el sistema de antena ningún terreno, árboles, líneas de transmisión de energía, edificios, etc., a una distancia comprendida entre 45 m y 360 m.

VUELO DE CHEQUEO DE LAS FACILIDADES: Como prueba final de aceptación de los sitios propuestos y antes de la construcción de las facilidades, cada sitio debe ser chequeado utilizando un equipo VOR móvil para confirmar la cobertura esperada.

2. Cobertura del sistema VOR. Existen tres tipos de VOR que dependiendo de su empleo están clasificados como: VOR de terminal, VOR de ruta y VOR de tipo militar (TACAN).

Un VOR de ruta tendrá un alcance mayor de 160 NM cuando tenga las siguientes características:

- una potencia radiada de 100 W
- una altura de contrantena de 3.5 m.

- una altura de la antena sobre la contrantena de 1.5 m.
- un nivel de 35 000 pies arriba de la estación
- pérdida en la línea de transmisión de la aeronave de 7 dB.

Un equipo terminal (con una potencia radiada de 25 W) tiene un alcance aproximado, con las mismas condiciones, de 100 NM.

Esta cobertura proporcionada por los sistemas VOR ha permitido el establecimiento de las aerovías llamadas VICTOR que son las empleadas por todas las compañías de aviación en sus vuelos internacionales y las cuales aparecen en todas las cartas de navegación publicadas por la Agencia Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA).

Es importante señalar también que en este control de rutas, la Organización Internacional de Aviación Civil (OACI), asigna en cada caso solicitado, las frecuencias de operación para todas aquellas ayudas que sean puestas en servicio por sus estados miembros.

La cobertura del sistema VOR permitida en la práctica depende de muchos factores incluyendo:

- potencia del transmisor
- características de la antena de tierra
- altura de la contrantena arriba del suelo
- altura de la antena arriba de la contrantena
- condiciones del sitio
- altitud de la aeronave

- características de la antena de la aeronave
- pérdidas entre la antena de la aeronave y la entrada al receptor
- sensibilidad del receptor

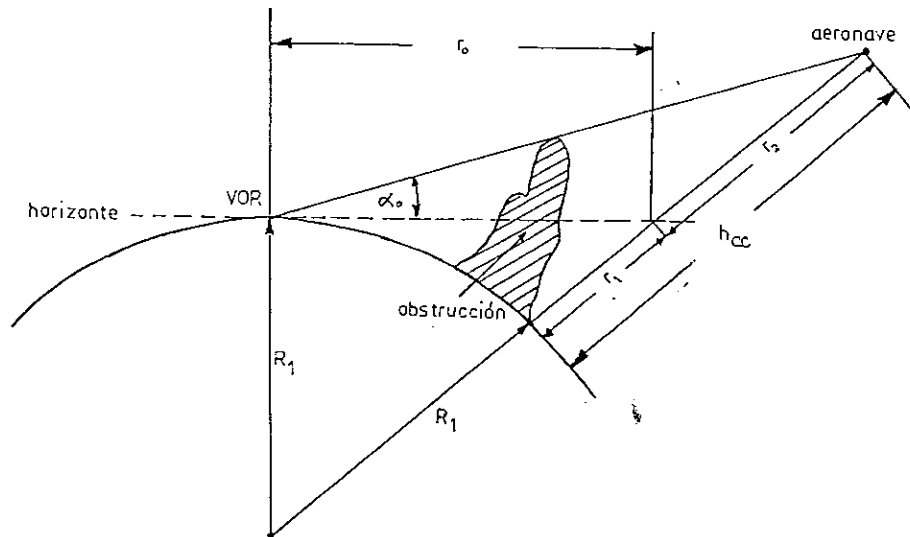
El VOR debe proveer señales que permitan la operación satisfactoria de una aeronave típica a los niveles y distancias requeridas por motivos operacionales, y por encima de un ángulo de elevación de 40° .

a. Cálculo teórico de la cobertura del VOR. Los cálculos que se muestran a continuación detallan la forma de establecer teóricamente la cobertura de un VOR, posteriormente durante el vuelo de comisión, se grafica el alcance efectivo de ésta radioayuda.

Como ya sabemos, un sistema VOR trabaja en el rango de frecuencia VHF, y por lo tanto la cobertura de las señales que este sistema radia es limitada por la cobertura óptica.

Además la propagación de la energía de radio en el rango de frecuencias VHF/UHF es afectada por la capa atmosférica más baja (troposfera), específicamente, por las variaciones en el índice refractivo de la troposfera. El terreno de la vecindad de la trayectoria circular entre el transmisor y el receptor juega un rol muy importante. Por ejemplo, obstrucciones como las montañas ponen limitaciones adicionales en la cobertura.

La fig. 8-4 muestra los efectos que producen las obstrucciones y las relaciones de los factores asociados con las líneas de vista óptica y de radio.

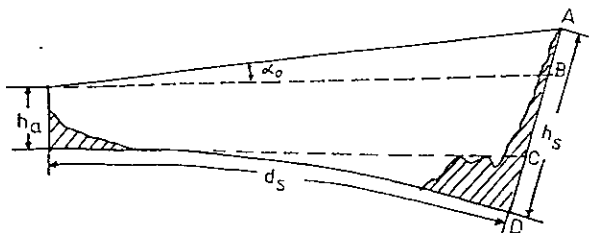


α_0 = Angulo de proyección (grados).
 r_0 = distancia límite de detección aeronave-VOR.
 h_{ac} = altura de la aeronave (pies).
 R_1 = radio de la tierra (3440 NM).

Fig. 8-4 Relaciones de línea de vista.

De la fig. 8-4 podemos observar que " r_0 " es la distancia entre el VOR y la aeronave a la cual, para un nivel de vuelo, representado en la figura por h_{ac} , es la distancia límite a la que la aeronave detecta la señal VOR. Así mismo el ángulo α_0 es el ángulo de proyección que el obstáculo forma sobre la aeronave, por lo que si ésta se encuentra por debajo de α_0 , no detectará la señal VOR debido a los efectos de "sombra" del obstáculo.

Con esto obtendremos una ecuación que mostrará la relación que existe entre el nivel de vuelo de la aeronave, h_{ac} , el ángulo de proyección, α_0 , y la distancia límite de detección aeronave-VOR, r_0 .



h_s = altura del obstáculo
 h_a = altura de la antena + altura del sitio
 d_s = distancia de la antena al obstáculo
 α_0 = ángulo de elevación.

Fig. 8-5 Ángulo de elevación para una onda directa.

Para ello necesitamos conocer el ángulo α_0 . Si nos referimos a la fig. 8-5 podemos notar que α_0 está dado por:

$$\alpha_0 = \tan^{-1} \frac{AB}{d_s} = \tan^{-1} \frac{h_s - h_a - CD}{d_s} \quad (8.1)$$

donde:

h_s = altura del obstáculo

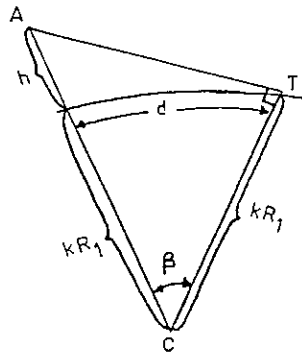
h_a = altura de la antena sobre el nivel del mar

d_s = distancia antena-obstáculo

α_0 = ángulo de proyección

Si observamos la fig. 8-6 podemos determinar la distancia hacia el horizonte (d), dato que utilizaremos posteriormente. De la figura 8-6 notamos que el segmento CT viene dado por:

$$CT = AC \cos \beta = (kR_1 + h) \cos \beta = kR_1 \quad (8.2)$$



d = distancia al horizonte
 k = factor para obtener el radio efectivo de la tierra
 R_1 = radio de la tierra
 h = altura de la antena

Fig. 8-6 Cálculo de la distancia máxima hacia el horizonte.

de donde:

$$\cos \beta = kR_1 / (kR_1 + h)$$

entonces:

$$h \cos \beta = kR_1 (1 - \cos \beta) = kR_1 (2 \operatorname{sen}^2 \beta/2)$$

por definición de arco:

$$\beta = d / (kR_1) \quad (8.3)$$

que es una relación muy pequeña, por lo tanto,

$$\cos \beta \approx 1 \quad \text{y} \quad \operatorname{sen} \beta/2 \approx \beta/2$$

de lo anterior:

$$h \cos \beta = h = (kR_1) 2 (d/(2kR_1))^2$$

entonces

$$d = \sqrt{(2kR_1 h)} \quad (8.4)$$

de la ecuación 8.4 el segmento CD de la figura 8-5 equivale a:

$$CD = \frac{ds^2}{2kR_1}$$

entonces:

$$\alpha_0 = \tan^{-1} \frac{hs - ha - ds^2/2kR_1}{ds}$$

Para valores de α_0 pequeños,

$$\alpha_0 = \frac{hs - ha - ds^2/2kR_1}{ds}$$

$$\alpha_0 = \frac{hs - ha}{ds} - \frac{ds}{2kR_1} \quad (\text{radianes}) \quad (8.5)$$

Utilizando hs y ha en pies y ds en NM, y convirtiendo a grados la ecuación (8.5) se convierte en:

$$\alpha_0 = \frac{hs - ha}{106 ds} - \frac{ds}{160} \quad (8.6)$$

Observando la fig. 8-4 tenemos que:

$$hac = r_1 + r_2 \quad (8.7)$$

del triángulo rectángulo formado por R_1 , r_0 y $R_1 + r_1$ encontramos que:

$$(r_1 + R_1)^2 = r_0^2 + R_1^2 \quad (8.8)$$

de donde:

$$r_1 = \sqrt{(r_0^2 + R_1^2)} - R_1 \quad (8.9)$$

Además, del triángulo rectángulo superior que contiene a α_0 , tenemos que el lado opuesto a α_0 es igual a $r_0 \tan \alpha_0$, y para valores pequeños de α_0 ($\alpha_0 < 6^\circ$), r_2 tiende a aproximarse a $r_0 \tan \alpha_0$, entonces:

$$r_2 = r_0 \tan \alpha_0 \quad (8.10)$$

Por otro lado desarrollaremos el primer término de r_1 utilizando el teorema del binomio:

$$(1 + x)^n = 1 + \frac{nx}{1!} + \frac{n(n-1)x^2}{2!} + \dots$$

por lo que el primer término de r_1 es desarrollado de la siguiente forma:

$$\begin{aligned} (r_0^2 + R_1^2)^{\frac{1}{2}} &= [R_1^2 (1 + (r_0/R_1)^2)]^{\frac{1}{2}} = R_1 (1 + (r_0/R_1)^2)^{\frac{1}{2}} \\ &= R_1 [1 + \frac{1}{2} (r_0/R_1)^2 - \frac{1}{8} (r_0/R_1)^4 + \dots] \quad (8.11) \end{aligned}$$

Como la relación $(r_0/R_1)^4$ tiende a cero, éste y los términos siguientes los despreciamos. Debe verse que el valor de R_1 es de 3440 NM, en cambio el valor de r_0 , por ejemplo para una aeronave que lleva un nivel de vuelo de 20 000 pies, varía de 80 a 100 NM, por lo que esta relación elevada a la cuarta potencia es ya despreciable.

Sustituyendo la ecuación (8.11) en (8.9) tenemos:

$$\begin{aligned} r_1 &= R_1 + \frac{1}{2} (r_0/R_1)^2 R_1 - R_1 \\ r_1 &= \frac{1}{2} \frac{r_0^2}{R_1} \quad (8.12) \end{aligned}$$

Sustituyendo (8.12) y (8.10) en (8.7) obtenemos:

$$\begin{aligned} \text{hac} &= \frac{1}{2} \frac{r_0^2}{R_1} + r_0 \tan \alpha_0 \\ \text{hac} &= r_0 \left(\frac{r_0}{2R_1} + \tan \alpha_0 \right) \quad (8.13) \end{aligned}$$

Si tenemos el valor de ha en pies, R_1 y r_0 en NM, entonces debemos

multiplicar (8.13) por una constante, que para este caso es 6076, que representa la cantidad de pies que hay en una NM, entonces:

$$\text{hac} = 6076 r_0 \left(\frac{r_0}{2R_1} + \tan \alpha_0 \right) \quad (8.14)$$

Debido a la refracción de las ondas de propagación de VHF a través de la atmósfera sobre la tierra, se asume que el radio de la tierra se extiende a $4/3 R_1$. Conociendo el radio de la tierra de 3440 NM, sustituimos este nuevo valor en (8.14) para obtener:

$$\text{hac} = 0.662 r_0^2 + 6076 r_0 \tan \alpha_0 \quad (8.15)$$

Despejando r_0 de esta última ecuación podemos encontrar la distancia teórica de cobertura:

$$r_0 = \frac{-6076 \tan \alpha_0 \pm \sqrt{((6076 \times \tan \alpha_0)^2 - 4(0.662)(-\text{hac}))}}{2(0.662)} \quad (8.16)$$

Para este desarrollo se asumió que el sistema VOR se encuentra ubicado sobre el nivel del mar, pero cuando éste se instala en un sitio elevado, el valor de hac realmente es la diferencia de alturas entre el nivel de vuelo de la aeronave y la elevación del sitio, a este último se le suma la altura de la antena VOR.

D. Sistema ILS.

1. Objetos reflectores. Un factor muy importante a considerar es la

presencia de objetos reflectores que puedan afectar el diagrama de radiación, ya que las ondas de radio en las bandas de VHF y UHF se propagan en líneas rectas y están sujetas al efecto de reflexión como las ondas luminosas. Las señales reflejadas recibidas por una aeronave en aproximación recorren

caminos más largos que las directas y la fase relativa entre estas señales dependerá de la diferencia entre los dos cursos y de la longitud de onda de radiofrecuencia utilizada. Dependiendo de la fase con que será recibida, la señal reflejada puede reforzar o debilitar la señal directa. Los efectos resultantes se presentan como curvaturas en la trayectoria, puntos de mayor recepción de señal, fluctuaciones erráticas del puntero indicador y la aparente pérdida de señal en uno o más puntos a lo largo de la trayectoria.

La cantidad de energía reflejada y recibida por una aeronave depende de la naturaleza y de las dimensiones de la superficie reflectora, de su distancia a las antenas y a la aeronave, de su orientación respecto de las antenas transmisoras y la línea de curso del localizador. En la determinación del área de instalación, esta última consideración es la más importante. De entre los materiales más comunes en la construcción civil, pueden ser citados en orden creciente por efecto de deflexión: madera, ladrillos, concreto y metales. La cantidad de energía reflejada depende también de la cantidad de señal directa recibida por la superficie reflectora, esta cantidad varía con la función inversa del cuadrado de la distancia que separa la superficie de la fuente de señal.

Como en la transmisión de las señales se adopta la polarización horizontal, se debe investigar qué objetos poseen considerables dimensiones horizontales que estén situados adelante de la estructura del curso. Por lo tanto, cercas e instalaciones eléctricas que tienen hilos horizontales deben ser evitadas. Los hilos dispuestos radialmente como las antenas presentan efectos menores. Los objetos delgados y verticales, como postes de metal, etc., tienen poca influencia en la operación del sistema. También deben ser evitadas las posiciones inclinadas

como los cabos de amarre. Las montañas y colinas reflejan y esparcen la energía de radiofrecuencia. Hileras de árboles o vegetación densa tiene efectos de esparcimiento, pero como están compuestas de innumerables superficies es difícil predecir o analizar sus efectos.

La fig. 8-7 representa un diagrama horizontal de un sistema de antenas. Obsérvese que el objeto reflector que se encuentra en la posición 1 recibirá una cantidad menor de señal que aquellos que se encuentran en las posiciones 2 y 3. La orientación del objeto reflector afectará la dirección de las señales reflejadas, ilustrado en la fig. 8-8. De todos los objetos reflectores son las estructuras de metal y las líneas de transmisión de energía las que más comúnmente traen problemas. De manera general no debe ser permitido el tráfico de vehículos y la presencia de cualquier objeto reflector dentro de los primeros 150 m adelante de las antenas; de ahí hasta 300 m el área debe estar libre de líneas de transmisión, estructuras, árboles, etc., siendo tolerados pequeños objetos como bodegas de madera y árboles esparcidos con alturas menores de 6 m. En el extremo de esta área se toleran edificaciones y grupos densos de árboles. En la parte posterior de las antenas y dentro de un radio aproximado de 180 m, no deben existir objetos más altos que una casa. Observe que estos criterios son aproximados. Existe una tolerancia para edificaciones y líneas de transmisión que están a aproximadamente 150 m. de las antenas y en el área de baja radiación, por ejemplo, el punto 1 de la fig. 8-7. Esencialmente, el principal factor a ser recordado cuando se analiza la selección de las áreas es la localización de objetos que no puedan ser removidos o la presencia de estructuras permanentes (posibles puntos de reflexión). Debe determinarse también, para la exacta orientación de estas superficies, si las señales reflejadas retornarían al curso

y si así fuera, qué parte del curso es la que se encontraría comprometida. En el análisis final la aceptabilidad de una trayectoria de planeo perjudicada por señales reflejadas sólo puede ser definida por la inspección en vuelo.

2. Efecto de la topografía y declividad del terreno. El efecto de contorno y declive del terreno son especialmente importantes en la región directamente en frente de las antenas, porque las reflexiones en esta área son de fundamental importancia en la determinación del ángulo de trayectoria. El terreno en esta área debe ser plano, nivelado y libre de obstrucciones o vegetación densa. Cualquier declive longitudinal o transversal del terreno en esta área, resultará en una alteración indeseable del ángulo deseado de la trayectoria de planeo.

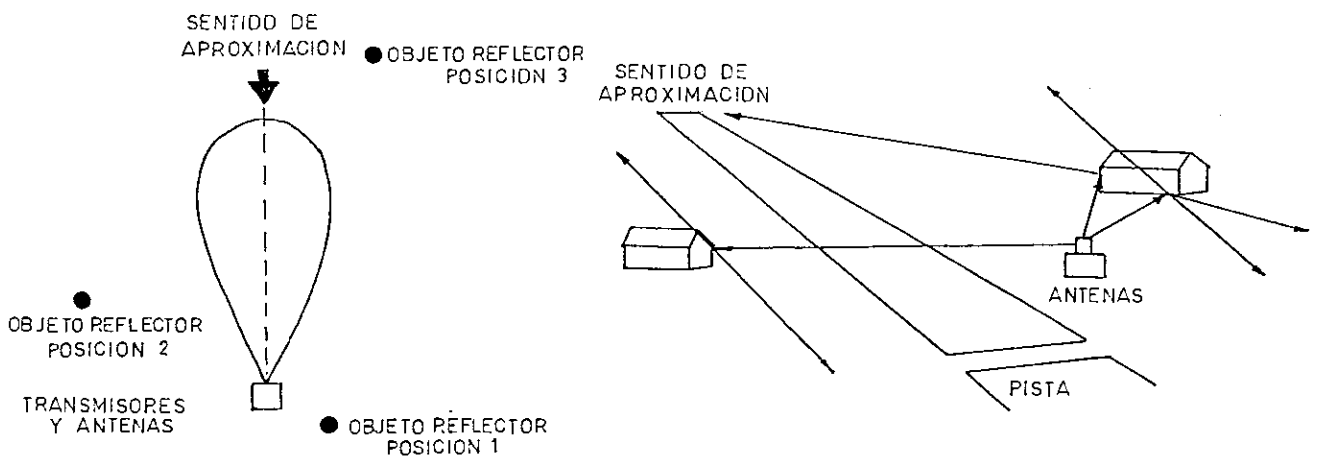


Fig. 8-7 Objetos reflectores. Fig. 8-8 Orientación de objetos reflectores.

3. Requisitos del plano de reflexión para la trayectoria de planeo. En la fig. 8-9, se representan los requisitos generales de emplazamientos para los tres tipos de trayectoria de descenso y la longitud requerida del plano de

reflexión, así como las máximas alturas de los obstáculos más altos del mismo.

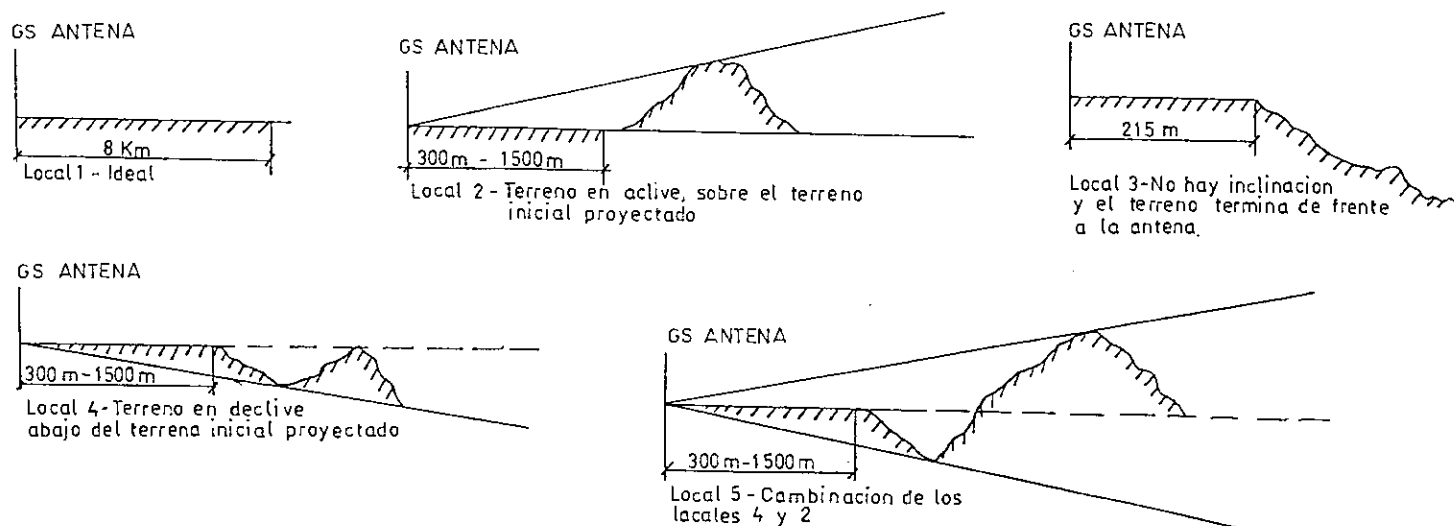
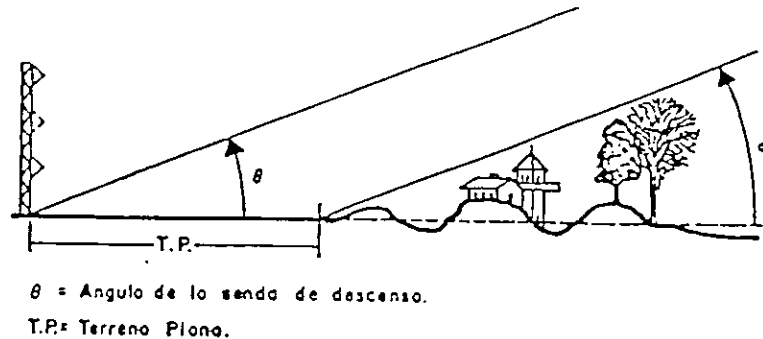


Fig. 8-9 Condiciones del terreno para el sistema "Glide Slope".

Debe recordarse que las antenas se instalan a un lado del eje de la pista a una distancia que varía entre 76 y 200 m. La distancia entre las antenas y la línea que contiene la cabecera de aproximación debe fijarse en torno al 15% de la longitud de la pista de aterrizaje, pero no debe ser menor que 230 m, ni mayor que 380 m; esto se debe al hecho de que la aeronave al utilizar el auxilio toque la pista a aproximadamente 90 m adelante de las antenas. Esta distancia depende de la altura residual entre la antena receptora de la aeronave y el piso de la pista y del ángulo adoptado para la trayectoria de planeo.

En la fig. 8-10 se presenta la aplicación de los diversos tipos de trayectoria de planeo en función de las diferentes condiciones del terreno.



SISTEMA	TERRENO PLANO	α MAXIMO
REFERENCIA NULA	450 a 650 m.	$\theta / 5$
REFERENCIA DE BANDA LATERAL	240 m.	$\theta / 4$
EFEECTO CAPTURA O BIFRECUENCIA	365 m.	$\theta / 3$

Todos los valores son típicos.

Fig. 8-10 Requisitos en el emplazamiento de la trayectoria de descenso.

E. Ubicación del sistema DVOR/DME del aeropuerto "La Aurora".

En la siguiente figura se muestra la ubicación del VOR Doppler situado en el aeropuerto "La Aurora", el cual está rodeado por hangares, los cuales están dispuestos alrededor del ala este y que de una u otra forma obstaculizan el paso de las señales VOR. Puede verse en esta figura que las restricciones que se muestran en las figuras 8-2 y 8-3 no se cumplen para este sistema, por lo que éste puede presentar problemas en su funcionamiento.

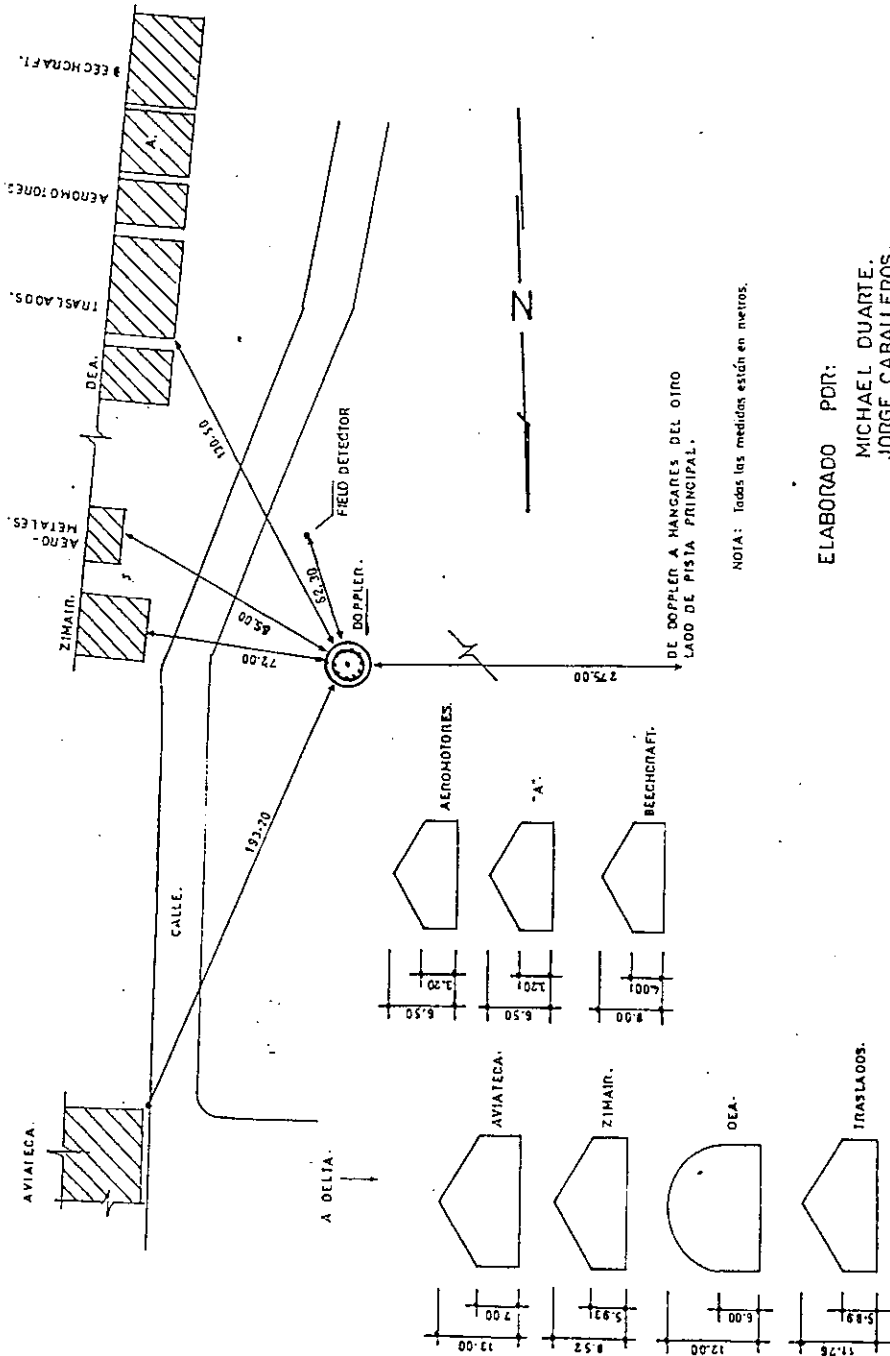


Fig. 8-11 Ubicación del sistema DVOR/DME del Aeropuerto "La Aurora".

IX. TENDENCIA DE LOS SISTEMAS DE NAVEGACION AEREA.

Con el avance de la tecnología, el mejoramiento de los sistemas de navegación aérea aumenta a grandes pasos con el objetivo de ofrecer una mayor seguridad a la aviación.

Debido a la necesidad de aumentar el nivel de seguridad en la navegación aérea, OACI ha adoptado el concepto de sistema mundial de comunicaciones, navegación y vigilancia (CNS) y de organización del tránsito aéreo (ATM) a base de satélites, conocido también como sistema de navegación aérea del futuro (FANS).

Mediante la combinación de satélites de comunicaciones y navegación con los sistemas actuales basados en tierra (entre los sistemas actuales que complementarán la tecnología de satélites cabe citar los siguientes: las radiocomunicaciones en muy altas frecuencias (VHF), el radar secundario de vigilancia (SSR) y el sistema de aterrizaje por microondas) para el suministro de servicios CNS avanzados a escala mundial, el sistema de navegación aérea del futuro (FANS) introducirá una nueva era en materia de servicios de transporte aéreo seguros y eficientes. A diferencia de muchos sistemas que pretenden ser una "visión del futuro", el concepto FANS está firmemente anclado en la tecnología actual y la mayoría de sus componentes ya han hecho sus pruebas. Quedan naturalmente muchos retos en materia de ejecución pero el concepto global es plenamente factible y no parece haber alguna barrera de carácter técnico.

Uno de los principales beneficios que reportará FANS es la integración "fluida" de la guía de navegación en ruta y terminal del sistema mundial de navegación por satélite (GNSS) con la guía de aproximación de precisión a la pista que aporta el sistema de aterrizaje por microondas (MLS), el cual ha sido adoptado por la OACI en sustitución del actual sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS). El carácter complementario de los dos sistemas significa que la precisión incomparable del GNSS tanto en ruta como en el área terminal, cuando se combina con la capacidad intrínseca de Categoría III con que cuenta el MLS, ofrecerá a todos los usuarios del espacio aéreo guía segura, predecible y eficiente en cualquier parte del mundo, y ofrecerá asimismo la posibilidad de efectuar aproximaciones para el aterrizaje prácticamente en todas las condiciones meteorológicas.

En un principio el GNSS estará constituido por el sistema mundial de determinación de la posición (GPS) de Estados Unidos y por el sistema mundial de navegación por satélite (GLONASS) desarrollado por la antigua Unión Soviética. Ambos son sistemas militares que deberán ponerse gratuitamente a la disposición de la comunidad mundial de aviación durante 10 y 15 años, respectivamente. Al final de esos plazos de tiempo cabría contar con diversas opciones posibles. Por ejemplo, los propietarios de los sistemas acaso continúen suministrando el servicio gratuitamente o con arreglo a una estructura de derechos impuesto a los usuarios, o tal vez ambos sistemas podrían ser comprados y explotados por un organismo internacional civil. Otra posibilidad sería la introducción de un sistema por satélite totalmente nuevo, concebido expresamente para satisfacer las necesidades aéreas y de superficie de carácter civil. Este nuevo sistema podría en un comienzo suplementar, y después reemplazar a los sistemas anteriores.

Los sistemas GPS y GLONASS son bastante similares, previéndose que cada uno de ellos con 24 satélites en órbita suministrará la posición en tres dimensiones (latitud, longitud y altitud) con una precisión horizontal de 100 m (330 pies) prácticamente en cualquier punto de la superficie terrestre o del espacio. A principios de 1992, el GPS disponía de 12 satélites de trabajo en órbita, además de otros 5 satélites de prueba lanzados anteriormente, mientras que GLONASS contaba con unos 11 satélites en órbita. A pesar de este limitado número de satélites, se han realizado numerosas tareas de investigación que abarcan desde levantamiento topográfico de muy elevada precisión (habiéndose medido distancias cortas con una precisión de centímetros mediante el uso de técnicas especiales), hasta pruebas efectuadas en vuelo de largo alcance con un Boeing 747 a cuyo efecto se emplearon, conjuntamente, el GPS y el GLONASS para proporcionar información de navegación en ruta.

La necesidad de unir ambos sistemas GPS y GLONASS radica en lo siguiente: en el GNSS, para suministrar la referencia de posición en tres dimensiones, se precisan cuatro satélites que deben estar situados simultáneamente sobre el horizontal local y la redundancia sólo se logra si hay otros satélites que se encuentran también simultáneamente a la vista del receptor y en una "geometría" equivalente. Aunque ni el GPS ni el GLONASS dispondrán cada uno de ellos de suficientes satélites para suministrar niveles de redundancia aceptables a efecto de servir de "único medio" de navegación a escala mundial y de manera continuada, si se combinan ambos sistemas para constituir el GNSS existiría ciertamente la redundancia necesaria y por ello el Comité FANS ha recomendado que se utilicen los dos sistemas conjuntamente, formando una constelación de 48 satélites. La redundancia de satélites es particularmente crítica cuando se trata del

aterrizaje porque si bien en el caso de falla completa del ILS o del MLS se vería afectada una pista y las aproximaciones correspondientes, en el caso de falla de un satélite se verían afectadas muchas aproximaciones en una amplia zona.

Las enormes posibilidades que ofrece la navegación por satélite ha captado la imaginación tanto de los fabricantes como de los usuarios. Sin embargo, se ha creado a raíz de ello la impresión en algunos círculos de que ya no se necesitan el ILS o el MLS para proporcionar guía de aterrizaje de precisión. En verdad la navegación universal por satélite es una idea atractiva, a saber: una caja negra única que podría dirigir la aeronave con una gran precisión hacia cualquier lugar de la tierra y luego proporcionarle guía para que efectúe un aterrizaje seguro incluso en condiciones de muy mala visibilidad; todo ello sería el sueño de cualquier piloto.

Por otra parte, aunque el Comité FANS recibió el encargo de mirar hacia el futuro, también fue encargado de asegurar que la transición a los nuevos sistemas y conceptos no provocaría una reducción de los niveles actuales de servicio proporcionados a la aviación. Por el ejemplo, el ILS ofrece en la actualidad guía de aterrizaje en todo el mundo, tanto desde la Categoría I básica hasta la Categoría III de nivel más exigente y es obvio que hay que mantener estos niveles de servicio. Además, al examinar las ayudas para el aterrizaje, la 10a. Conferencia de navegación aérea de la OACI afirmó en su informe que, con arreglo a lo comunicado a la conferencia, si bien todavía se estaban efectuando estudios y pruebas cabía esperar que un sistema GPS/GLONASS mejorado suministraría información de guía adecuada para prestar servicio a las aproximaciones que no fueran de precisión y, posiblemente, a las aproximaciones de precisión casi de

Categoría I. Habida cuenta de las limitaciones intrínsecas del GPS/GLONASS se consideró, sin embargo, poco probable que se pudieran lograr servicios de Categoría II y de Categoría III. En el informe se llegó a la conclusión de que el ILS y el MLS debían seguir siendo utilizados para las aproximaciones y aterrizajes de precisión de conformidad con el plan de transición de la OACI.

No obstante, se continúa formulando la sugerencia siguiente: habida cuenta de que los avances en materia de tecnología de satélites podrían un día permitir que se proporcione una guía completa de aproximación de precisión de Categoría III, debería mantenerse el ILS hasta entonces de manera que no sea necesario efectuar la transición al MLS. Sin embargo, el reemplazo del ILS es ahora urgente en razón a dos factores distintos, a saber: el primer factor lo constituye el limitado número de "canales" de frecuencias del sistema, lo que restringirá excesivamente la posibilidad de construir instalaciones para nuevas pistas en el año 2000; y el segundo factor lo constituye la rápida proliferación de las estaciones de radiodifusión comercial FM de alta potencia que transmiten en bandas cercanas al ILS y que se prevé ocasionarán cada vez interferencias más graves en las señales de guía del sistema a medida que avance el decenio de 1990. Al parecer no hay soluciones prácticas para estos asuntos, excepto proceder a la introducción de un sistema de reemplazo a mediados o finales del decenio de 1990.

En su plan de navegación por satélite publicado en febrero de 1992, la Administración Federal de Aviación (FAA) de Estados Unidos expuso un programa amplio y decidido, cuya finalidad era alcanzar muchos de los objetivos que interesan a los usuarios civiles del GNSS, incluyendo entre dichos objetivos la evaluación de la capacidad en materia de aproximación de precisión. De dicho

documento se deduce claramente que no será práctico recurrir a la guía de aproximación por satélite para todas las categorías de operaciones hasta bien entrado el siglo XXI, o quizás nunca.

La FAA pronostica que para el 2005 se dispondrá en Estados Unidos de instalaciones listas para las operaciones de Categoría I. Por lo que respecta a las Categorías II y III, la FAA pronostica que hasta el 2000 no será posible ni siquiera determinar si el concepto es viable, pero no hace alguna predicción respecto a una fecha de disponibilidad operacional. Con todo, incluso suponiendo que estas fechas pronosticadas sean efectivamente alcanzadas, la experiencia ha demostrado que los trámites que acompañan a la elaboración de normas internacionales para su implantación a escala mundial son tareas prolijas. Pocos sistemas importantes de la aviación civil, si acaso alguno (incluido el MLS) han entrado en servicio operacional en las fechas originalmente previstas.

Por lo que respecta al GNSS, hay que llevar a cabo muchos más trabajos de desarrollo si se desea demostrar que el sistema puede de hecho satisfacer plenamente los requisitos de la aviación civil internacional en materia de seguridad. La OACI ha establecido lo que son probablemente las normas de seguridad más amplias de cualquier industria del mundo.

Respecto al cambio necesario del sistema ILS, se ha propuesto una solución alternativa al tema de la guía para el aterrizaje. Idealmente, la aeronave debería aterrizar en un aeropuerto adecuado en todas las condiciones meteorológicas salvo las más extremas, y el aterrizaje no debería verse restringido por las limitaciones inherentes a las ayudas con que cuenta el

aeropuerto para la aproximación. Por ello se ha sugerido que con las nuevas tecnologías, los pilotos podrían eventualmente "ver" la pista, fueran cuales fueran las condiciones meteorológicas y efectuar un vuelo prácticamente visual durante la aproximación sin necesidad de guía ILS o MLS. Los medios utilizados en esta técnica serían una variedad de los actuales colimadores de pilotaje (HUD).

Se ha demostrado que los HUD ofrecen notables beneficios en condiciones de mala visibilidad para el aterrizaje. La información presentada normalmente en los instrumentos de vuelo del puesto de pilotaje, que el piloto tiene que mirar "doblando" la cabeza, aparecen proyectados en una pantalla transparente frente al parabrisas, de manera que el piloto puede efectuar una aproximación por instrumentos al tiempo que ve por el parabrisas lo que ocurre fuera de la aeronave.

El ahorro más importante realizado por el explotador con los HUD es el costo que supondría instalar equipos adicionales de piloto automático y de aterrizaje automático, y que de otro modo serían precisos para llevar a cabo los aterrizajes automáticos en condiciones de mala visibilidad. Según se ha comprobado con arreglo a la experiencia adquirida por los transportistas aéreos, los HUD son un complemento valioso del ILS en las operaciones de Categoría III.

En la actualidad se ha formulado la propuesta de utilizar la pantalla del HUD para presentar imágenes "sintéticas" o "mejoradas" de la pista, obtenidas a partir de un sensor de infrarrojos (IR) y de un radar de ondas milimétricas (MMW) instalados en la aeronave. En este caso el piloto manejaría la aeronave

"visualmente" hasta el umbral sirviéndose de la imagen de la pista proyectada en la pantalla y, en consecuencia, no requeriría guía ILS o MLS más allá posiblemente de la altura de decisión de la Categoría I. Habría que contar con los dos sensores, a saber: IR y MMW, ya que el radar tendría que penetrar la lluvia o la niebla, elementos ambos que reducen la performance del sistema IR. Se cree que un sistema de ese tipo podría incluso permitir que se continuaran "visiblemente" las aproximaciones hasta en mínimas en Categoría III, cuando de otro modo la aproximación se habría certificado como aproximación por instrumentos de Categoría I o acaso como aproximación que no es de precisión. Aunque el concepto es sin duda interesante, la aprobación de la certificación plantearía algunas dificultades. Por otra parte, los costos de equipamiento estimados recientemente para un sistema combinado IR/MMW relegaría más bien esta opción a las aeronaves de mayor tamaño, mientras que el desarrollo de un sistema certificable para uso civil de Categoría III se considera improbable hasta dentro de muchos años.

X. CALCULO DE LA COBERTURA DE LOS SISTEMAS VOR INSTALADOS ACTUALMENTE EN GUATEMALA Y DE OTROS SISTEMAS CUYA INSTALACION SE DISCUTE EN ESTE TRABAJO.

A. Ubicación y descripción de las radioayudas instaladas en el país.

En la tabla 10.1 se muestra todas las radioayudas que se encuentran instaladas actualmente en Guatemala; se da una descripción del equipo indicando marca, modelo, frecuencia de funcionamiento, potencia de funcionamiento, identificación, ubicación y coordenadas.

Todas las radioayudas que se describen se encuentran actualmente en buen funcionamiento, por lo que cualquier aeronave con equipo receptor abordo debe recibir las señales de todos estos equipos cuando sobrevuele el área que las radioayudas cubren.

B. Determinación de la cobertura de los sistemas VOR.

Para determinar la cobertura máxima que proporciona un equipo VOR, cuando no existe alguna clase de obstáculos en el lugar considerado, nos referiremos a la gráfica "DISTANCIA DE ALCANCE OBLICUO DESDE LA ANTENA VOR vrs NIVEL POR ENCIMA DE LA INSTALACION", fig. 8-1, la cual muestra el alcance máximo obtenible a un nivel de vuelo específico para distintos niveles de potencia del transmisor VOR.

Esta gráfica indica el mayor alcance para el cual la densidad de potencia radiada por una antena típica VOR es considerada dentro de sus valores admisibles. Tomando en consideración que los cuatro sistemas VOR instalados

actualmente en Guatemala funcionan a 50 W, la curva que utilizaremos será la de 17 dBW. Conociendo además los niveles de vuelo para los que haremos el análisis y la elevación de cada uno de los sitios donde están ubicados los VOR o donde podrían ubicarse nuevos sistemas, podremos, mediante la sustracción de los valores anteriores, encontrar el "Nivel por encima de la instalación", y con ello determinaremos cuál es la "Distancia de alcance oblicuo desde la antena VOR".

En la tabla 10.2 se indica para cada sitio, la elevación a la que estos se encuentran sobre el nivel del mar, y el alcance máximo de la señal VOR en millas náuticas para los niveles de vuelo de 10, 15 y 20 mil pies sobre el nivel del mar.

Tomando en cuenta los datos de la tabla 10.2, sabemos cuál es el alcance máximo de la señal VOR para cada equipo; más allá de esta distancia la señal VOR es muy débil y por lo tanto ocasiona lecturas erróneas.

Con estos datos se procede a realizar los diagramas de cobertura para cada sitio ya especificado; en las tablas 10.3 a la 10.10 se muestran los cálculos realizados para obtener tales diagramas; en cada tabla se observan 10 columnas, de las cuales las primeras cinco columnas son datos obtenidos del mapa de Guatemala en el que se ubica el sitio a estudiar y de éste se hace un barrido de 360°, determinando los obstáculos más próximos y de mayor importancia en la cobertura del sistema; se toma la altura de esos obstáculos y la distancia de

TABLA 10-1. RADIOAYUDAS INSTALADAS EN GUATEMALA.

RADIOAYUDAS	MARCA	FRECUENCIA	IDEN	MODELO	POTENCIA	COORDENADAS	UBICACION
DVOR	Raytheon	114.5 MHz	AUR	Prototipo	50 W	14°34'57''N 90°31'55''W	La Aurora
DME	Raytheon	CANAL 92X TX=1179MHZ RX=1116MHZ	AUR	Prototipo	1 KW	14°34'57''N 90°31'55''W	La Aurora
NDB	Aerocom	375 KHz	TGE	5032	1 KW	14°35'01''N 90°31'09''W	La Aurora
CVOR	Wilcox	113.3 MHz	FLS	585B	50 W	16°54'07''N 89°51'09''W	Sta Elena
DME	Thompson	CANAL 80X TX=1167MHZ	FLS	721	1 KW	16°54'07''N 89°51'09''W	Sta Elena
NDB	Wilcox	385 KHz		100	25 W	16°54'07''N 89°51'09''W	Sta Elena
DVOR	Thompson	116.1 MHz	RAB	512D	50 W	15°01'07''N 90°28'00''W	Rabinal
DME	Thompson	CANAL 108X TX=1195MHZ RX=1132MHZ	RAB	721	1 KW	15°01'07''N 90°28'00''W	Rabinal

TABLA 10-1 (Cont.) RADIOAYUDAS INSTALADAS EN GUATEMALA.

RADIOAYUDAS	MARCA	FRECUENCIA	IDEN	MODELO	POTENCIA	COORDENADAS	UBICACION
NDB	Telerad	313 KHz	RBN	RBT 200	50 W	15°01'07''N 90°28'00''W	Rabinal
CVOR	Thompson	114.1 MHz	SJO	512C	50 W	13°56'01''N 90°51'08''W	Pt San José
DME	Thompson	CANAL 88X TX=1175MHZ RX=1112MHZ	SJO	721	1 KW	13°56'01''N 90°51'08''W	Pt San José
NDB	AEROCOM	425 KHz	SGA	5033	1 KW	13°55'52''N 90°50'06''W	Pt San José
Localizador	Wilcox	109.9 MHz	IORA	MARK 1/D	15 W	14°35'42''N 90°31'36''W	La Aurora
DME	Wilcox	CANAL 36X TX=997 MHz RX=1060MHZ	IORA	596B	1 KW	14°35'42''N 90°31'36''W	La Aurora
NDB	Telerad	363 KHz	POP	RBT 200	200 W	16°19'00''N 89°25'00''W	Poptún
NDB	Telerad	347 KHz	BAR	RBT 200	200 W	15°44'00''N 88°35'15''W	Pto Barrios

TABLA 10.2

Alcance máximo obtenible por la señal VOR para niveles de vuelo (FL) de 10, 15 y 20 mil pies sobre el nivel del mar.

SITIO	ELEVACION EN PIES	ALCANCE MAXIMO FL 100 (NM)	ALCANCE MAXIMO FL 150 (NM)	ALCANCE MAXIMO FL 200 (NM)
Aurora	4952	62	82	96
Rabinal	6266	55	76	92
Pto S José	46	82	95	110
Sta Elena	420	80	94	108
Barrios	33	82	95	110
Retalhuleu	656	80	94	108
Coban	4199	65	83	96
Huehuetenango.	6134	55	76	92

NOTA:

Los datos de elevación sobre el nivel del mar de los sitios considerados fueron proporcionados por el departamento de telecomunicaciones y ayudas de seguridad para la navegación aérea de la Dirección General de Aeronáutica Civil.

estos al sitio en cuestión, los cuales deben de convertirse a pies y millas náuticas respectivamente para utilizarlos en las ecuaciones del cálculo de cobertura teórica del sistema VOR. En el capítulo VIII se muestra el desarrollo de la ecuación de la que se obtiene la distancia teórica de cobertura (ecuación 8.16) en la cual aparecen como variables el ángulo de proyección (en grados) y la altura h_{ac} , que es la diferencia de alturas entre el nivel de vuelo de la aeronave y la suma de la elevación del sitio en cuestión y de la altura de la antena VOR. Tanto el nivel de vuelo de la aeronave, la elevación del sitio como la altura de la antena VOR, son valores que permanecen constantes en el cálculo de la máxima distancia visual para cada nivel de vuelo especificado. El único valor que cambia con las características de cada obstáculo es el ángulo de proyección que se obtiene a partir de la ecuación 8-6 y el cual depende de la altura del obstáculo y la distancia de éste al sitio, estos datos se observan en las primeras columnas. En las últimas tres columnas se obtiene la máxima distancia visual para niveles de vuelo de 10, 15 y 20 mil pies, debe notarse que este valor ya toma en cuenta los efectos de curvatura de la tierra; para plotear estos resultados y obtener los diagramas de cobertura deben de tomarse en cuenta únicamente los valores que se encuentran dentro del alcance máximo obtenido para cada sitio en la tabla 10-1. O sea que si algún valor de la octava columna, por

ejemplo, para un nivel de vuelo de 10 mil pies del sitio "La Aurora" es mayor que 62 millas náuticas, no debe ser tomado en cuenta, en otras palabras, el obstáculo al que corresponde este valor no afecta la cobertura del sistema y el "radial" en el que está ese obstáculo presenta cobertura máxima. Con los datos de las últimas tres columnas se dibujan tres diagramas de cobertura para cada sitio, representando la cobertura de los tres distintos niveles de vuelo en consideración. En las figuras 10-1 a la 10-24, se muestran los resultados obtenidos, en la que cada división representa una distancia de 15 millas náuticas y en la que el alcance máximo depende de cada sistema y de cada nivel de vuelo considerado (mostrado en la tabla 10-1). Para tener una visión más amplia de estos resultados cada diagrama de cobertura de un nivel de vuelo específico se sobrepone en el mapa de Guatemala, determinando así la cobertura de los sistema VOR. Estos resultados se muestran en dos grupos, el primero formado por los sitios: La Aurora, Rabinal, Sta Elena y Puerto San José, que son los sistemas VOR que están funcionando en la actualidad y en otro grupo están los sitios: Puerto Barrios, Cobán, Retalhuleu y Huehuetenango que son los sistemas propuestos para obtener una mayor cobertura del territorio nacional (ver figuras 10-25 a la 10-30).

C. Presentación de los cálculos y resultados obtenidos, tanto para los sistemas actualmente instalados como para los que se discuten en este trabajo.

A continuación se presentan las tablas y gráficas obtenidas como resultado del análisis realizado en el capítulo VIII aplicado a los sistema VOR que se encuentran instalados en Guatemala y de otros sistemas propuestos.

TABLA 10.3

ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE LA AURORA

UBICACION VOR: LA AURORA, GUATEMALA
 COORDENADAS: 14°34'57''N - 90°31'55''W
 ELEVACION EN PIES: 4952
 POTENCIA VOR EN WATTS: 50

ALTURA DE ANTENA EN PIES: 16.072

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN KMS	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN NM	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN METROS	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN PIES	ANGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ANGULO DE PROYECCION EN RADIANTES	FL EN PIES:	FL EN PIES:	FL EN PIES:
							10000	15000	20000
							MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
D	48.8	26.3	1938	6356.6	0.333	D.005820561	64.47	99.25	126.33
4	47.5	25.6	2124	6966.7	0.575	D.D10041523	52.53	85.36	111.49
5	47.5	25.6	2000	6560.0	0.426	0.007429068	59.52	93.64	120.40
8	81.3	43.8	2051	6727.3	0.104	0.001822978	79.22	115.02	142.55
10	47.5	25.6	2000	6560.0	0.426	0.007429068	59.52	93.64	120.40
13	48.5	26.2	2342	7681.8	0.815	0.D14216125	43.65	74.08	98.96
15	47.5	25.6	2000	6560.0	0.426	0.007429068	59.52	93.64	120.40
16	48.5	26.2	2200	7216.0	0.647	0.011286127	49.61	81.76	107.55
18	48.5	26.2	2200	7216.0	0.647	0.D11286127	49.61	81.76	107.55
19	50.0	27.0	2110	6920.8	0.514	0.008972257	55.24	88.63	115.04
20	96.3	51.9	2432	7977.0	0.222	0.003871807	71.21	106.61	133.96
23	94.5	51.0	2535	8314.8	0.300	0.005242207	66.39	101.37	128.54
24	75.8	40.9	2305	7560.4	D.343	0.D05982013	63.95	98.67	125.72
25	71.8	38.7	2000	6560.0	0.146	D.D02545567	76.28	111.97	139.46
27	69.5	37.5	2104	6901.1	0.252	0.004394682	69.32	104.57	131.86
29	75.8	40.9	2332	7649.0	0.363	0.006338712	62.82	97.40	124.38
32	11.5	6.2	1633	5356.2	0.551	0.009621391	53.57	86.63	112.87
34	62.5	33.7	1944	6376.3	0.183	0.003195305	73.75	109.31	136.74
36	81.3	43.8	2156	7071.7	0.179	0.003116241	74.05	109.63	137.06
39	81.3	43.8	2237	7337.4	0.236	0.004113900	70.33	105.66	132.99
40	70.5	38.0	2500	8200.0	0.564	0.D09836616	53.04	85.97	112.16
43	71.5	38.6	2643	8669.0	0.664	0.011583605	48.95	80.93	106.63
45	91.8	49.5	2638	8652.6	0.393	0.006851404	61.24	95.61	122.49
46	99.5	53.7	2992	9813.8	0.516	0.009001245	55.17	88.54	114.94
47	88.3	47.6	2962	9715.4	D.643	0.011217482	49.77	81.95	107.76
47.5	102.8	55.5	2905	9528.4	D.429	0.007492600	59.33	93.43	120.18
49	91.0	49.1	2803	9193.8	0.505	0.008811064	55.67	89.14	115.58
52	108.3	58.4	3015	9889.2	0.430	0.007497730	59.32	93.41	120.16
52.5	94.5	51.0	2740	8987.2	0.425	0.007413122	59.57	93.70	120.46
55	110.0	59.4	2520	8265.6	0.153	0.D02670722	75.79	111.45	138.93
56	116.3	62.7	2467	8091.8	0.078	0.D01354811	81.19	117.04	144.60
56.5	118.8	64.1	2612	8567.4	0.129	0.002257000	77.44	113.18	140.69
59	118.3	63.8	2023	6635.4	-0.152	-0.00265911	100.24	135.91	163.38

TABLA 10.3 (cont.)

ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE LA AURORA

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION		ALTURA DE LA OBSTRUCCION		ANGULO DE PROYECCION		FL EN PIES:	FL EN PIES:	FL EN PIES:
	EN RMS	EN NM	EN METROS	EN PIES	EN GRADOS	EN RADIANTES	10000	15000	20000
							MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
66	30.8	16.6	2008	6586.2	D.816	0.014245356	43.60	74.01	98.88
71	26.3	14.2	2025	6642.0	1.026	0.017910742	37.62	65.82	89.45
73	20.0	10.8	2200	7216.0	1.897	0.033115146	23.23	43.59	62.03
78	20.5	11.1	2300	7544.0	2.127	0.037130962	21.00	39.80	57.05
79	20.5	11.1	2300	7544.0	2.127	0.037130962	21.00	39.80	57.05
80	21.0	11.3	2475	8118.0	2.551	0.044528215	17.81	34.20	49.53
85	19.5	10.5	2300	7544.0	2.243	0.039155870	20.02	38.11	54.80
87	19.8	10.7	2300	7544.0	2.207	0.038527546	20.32	38.62	55.48
95	19.3	10.4	2200	7216.0	1.971	0.034400124	22.47	42.31	60.36
96	23.5	12.7	2571	8432.9	2.498	0.043600610	18.16	34.82	50.37
100	9.3	5.0	2028	6651.8	3.151	0.054993110	14.62	28.40	41.53
102	19.8	10.7	2100	6888.0	1.628	0.018419072	26.45	48.91	68.86
104	20.0	10.8	2000	6560.0	1.324	0.023107758	31.23	56.43	78.21
107	32.3	17.4	2037	6681.4	0.820	0.014310172	43.48	73.85	98.70
110	17.8	9.6	1750	5740.0	0.700	0.012223694	47.57	79.18	104.69
115	5.5	3.0	1800	5904.0	2.956	0.051595266	15.53	30.07	43.85
120	7.5	4.0	1900	6232.0	2.921	0.050975636	15.71	30.39	44.30
125	6.5	3.5	1900	6232.0	3.377	0.058944835	13.69	26.67	39.10
126	43.3	23.3	2172	7124.2	0.726	0.012663876	46.66	78.01	103.39
131	6.5	3.5	1974	6474.7	4.030	0.071337862	11.55	22.64	33.39
135	7.8	4.2	1900	6232.0	2.825	0.049302301	16.20	31.30	45.56
140	8.3	4.5	1900	6232.0	2.650	0.046257198	17.19	33.09	48.02
145	8.0	4.3	1800	5904.0	2.018	0.035223394	22.00	41.52	59.33
150	6.8	3.6	1900	6232.0	3.251	0.055732804	14.20	27.61	40.43
155	6.8	3.6	1800	5904.0	2.401	0.041907043	18.83	36.01	51.98
160	10.0	5.4	1800	5904.0	1.602	0.007966789	26.81	49.48	69.58
165	48.3	26.0	1945	6379.6	0.349	0.006085236	63.62	98.30	125.33
170	8.0	4.3	1600	5248.0	0.585	0.010204923	52.13	84.88	110.96
176	42.5	22.9	1954	6409.1	0.449	0.007843236	58.33	92.26	118.93
180	19.3	10.4	1915	6281.2	1.128	0.019679236	35.21	62.36	85.36
185	19.3	10.4	1600	5248.0	0.189	0.003303509	73.35	108.87	136.29
190	21.5	11.6	1700	5576.0	0.422	0.007361345	59.72	93.87	120.65
195	22.0	11.9	2300	7544.0	1.973	0.034423721	22.45	42.28	60.32
197	24.3	13.1	2552	8370.6	2.371	0.041381116	19.05	36.39	52.50
205	23.5	13.7	2000	6560.0	1.105	0.019284785	35.73	63.11	86.25
210	23.0	12.4	1600	5248.0	0.135	0.002359373	77.03	112.75	140.25
225	18.8	10.1	1800	5904.0	0.809	0.014125803	43.82	74.30	99.21
230	19.0	10.3	1900	6232.0	1.099	0.019177744	35.87	63.31	86.49
235	26.3	14.2	3200	10496.0	3.593	0.062705720	12.90	25.19	37.02
240	26.3	14.2	3760	12332.8	4.816	0.084054816	9.71	19.12	28.33
245	26.3	14.2	2500	8200.0	2.064	0.035019350	21.57	40.79	58.36
250	39.5	21.3	3000	9840.0	2.023	0.035306126	21.96	41.45	59.22
252	39.8	21.5	3763	12342.6	3.109	0.054263884	14.81	28.74	42.01

TABLA 10.3 (cont.)

ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE LA AURORA

ANGULO	DISTANCIA A	DISTANCIA A	ALTURA DE LA	ALTURA DE LA	ANGULO DE	ANGULO DE	FL EN PIRS:	FL EN PIRS:	FL EN PIRS:
	LA OBSTRUCCION EN KMS	LA OBSTRUCCION EN NM	OBSTRUCCION EN METROS	OBSTRUCCION EN PIRS	PROYECCION EN GRADOS	PROYECCION EN RADIANES	10000 MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	15000 MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	20000 MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
255	38.5	20.8	3976	13041.3	3.536	0.061711814	13.10	25.57	37.55
259	38.0	20.5	2600	8528.0	1.510	0.026345787	28.15	51.63	72.28
266	27.8	15.0	2110	6920.8	1.137	0.019836988	35.01	62.07	85.01
270	14.3	7.7	3537	11601.4	8.061	0.140685324	5.82	11.56	17.24
271	11.8	6.4	3158	10358.2	7.945	0.138674684	5.91	11.72	17.49
272	11.3	6.1	2661	8728.1	5.779	0.100856105	8.11	16.04	23.83
278	11.8	6.3	2150	7052.0	3.061	0.053420069	15.03	29.15	42.57
280	19.8	10.7	2498	8193.4	2.788	0.048663702	16.40	31.66	46.05
281	11.8	6.4	2200	7216.0	3.290	0.057428258	14.03	27.31	40.00
285	12.8	6.9	2276	7465.3	3.331	0.059006795	13.67	26.64	39.06
289	11.8	6.4	2200	7216.0	3.290	0.057428258	14.03	27.31	40.00
290	11.8	6.4	2100	6888.0	2.804	0.048947420	16.31	31.50	45.83
291	11.8	6.4	2100	6888.0	2.804	0.048947420	16.31	31.50	45.83
295	14.0	7.6	2263	7422.6	3.018	0.052668473	15.23	29.52	43.09
298	13.0	7.0	2100	6888.0	2.538	0.044294433	17.90	34.35	49.74
300	18.3	9.8	2248	7373.4	2.242	0.039138569	20.03	38.12	54.82
305	18.5	10.0	2100	6888.0	1.752	0.030574524	24.87	46.34	65.57
310	15.3	8.2	2261	7416.1	2.755	0.048079001	16.59	32.00	46.52
313	20.8	11.2	2100	6888.0	1.543	0.026937864	27.65	50.83	71.23
315	16.0	8.6	2100	6888.0	2.044	0.035669130	21.76	41.11	58.78
320	15.8	8.5	2000	6560.0	1.714	0.029911077	25.34	47.10	66.56
325	17.5	9.4	2000	6560.0	1.531	0.026724232	27.83	51.12	71.64
326	16.5	8.9	1900	6232.0	1.283	0.022400103	31.99	57.58	79.61
328	16.5	8.9	1900	6232.0	1.283	0.022400103	31.99	57.58	79.61
333	65.5	35.3	2253	7339.8	0.425	0.007424876	59.53	93.66	120.42
334	16.5	8.9	1700	5576.0	0.588	0.010269935	51.98	84.68	110.76
336	47.0	25.4	2209	7245.5	0.689	0.012017376	48.01	79.74	105.31
340	55.8	30.1	2504	8213.1	0.829	0.014477279	43.17	73.45	98.24
342	54.0	29.1	2441	8006.5	0.801	0.013988299	44.07	74.64	99.60
345	77.5	41.8	2617	8583.8	0.554	0.009672003	53.45	86.47	112.70
346	50.5	27.3	2335	7822.8	0.818	0.014274414	43.54	73.94	98.80
349	47.3	25.5	2422	7944.2	0.942	0.016435703	39.85	68.94	93.03
354	48.0	25.9	1900	6232.0	0.298	0.005208248	66.50	101.50	128.67
355	46.5	25.1	1907	6255.0	0.327	0.005706358	64.84	99.67	126.76

TABLA 10.4

ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE RABINAL

UBICACION VOR: COORONADAS: ELEVACION POTENCIA VOR
 RABINAL, 15°01'07''N - 90°28'00''W BN PIBS: 6266 EN WATTS:
 SAJA VERAPAZ 50

ALTURA DE ANTENA
 EN PIBS:
 16.072

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN KMS	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN MM	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN METROS	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN PIBS	ANGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ANGULO DE PROYECCION EN RADIANTES	FL EN PIBS:		
							10000	15000	20000
							MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM
9	33.5	18.1	2051	6727.3	0.119	0.002082669	65.99	105.60	134.71
13	40.0	21.6	2185	7166.8	0.252	0.004393601	57.44	96.35	125.19
18	34.0	18.3	2251	7383.3	0.452	0.007880305	47.05	84.16	112.26
25	40.3	21.7	2000	6560.0	-0.015	-0.00026825	76.18	115.99	145.19
29.5	42.5	22.9	2645	8675.6	0.841	0.014630996	33.40	65.70	91.56
31	42.8	23.1	2000	6560.0	-0.031	-0.00053833	77.45	117.25	146.44
35	51.3	27.7	2432	7977.0	0.405	0.007073063	49.21	85.80	115.11
37	26.0	14.0	2062	6763.4	0.236	0.004117213	58.39	97.41	126.29
37.5	38.0	20.5	2384	7819.5	0.579	0.010107225	41.75	77.39	104.85
39	50.5	27.3	2535	8314.8	0.533	0.009308178	43.54	79.73	107.44
45	60.0	32.4	2525	8282.0	0.380	0.006637642	50.43	88.27	116.68
50	33.0	17.8	2305	7560.4	0.566	0.009876195	42.26	78.06	105.59
59	36.8	19.8	2332	7649.0	0.526	0.009184670	43.83	80.10	107.84
63	30.3	16.3	2104	6901.1	0.256	0.004462987	57.21	96.99	124.92
70	47.5	25.6	2156	7071.7	0.130	0.002275584	65.22	104.79	133.89
76	50.0	27.0	2237	7337.4	0.200	0.003496019	60.60	99.83	128.80
76.5	69.3	37.4	2992	9813.8	0.658	0.011483361	38.92	73.58	100.59
77	6.8	3.7	2000	6560.0	0.692	0.012059805	37.80	72.03	98.85
79	6.0	3.2	2000	6560.0	0.790	0.013779582	34.82	67.79	93.99
82	5.8	3.1	2000	6560.0	0.818	0.014278693	34.02	66.62	92.63
82.5	5.8	3.1	2000	6560.0	0.818	0.014278693	34.02	66.62	92.63
83	5.8	3.1	2000	6560.0	0.818	0.014278693	34.02	66.62	92.63
84	5.8	3.1	2000	6560.0	0.818	0.014278693	34.02	66.62	92.63
84.5	5.8	3.1	2000	6560.0	0.818	0.014278693	34.02	66.62	92.63
85	5.5	3.0	2000	6560.0	0.865	0.015093815	32.78	64.77	90.48
90	5.8	3.1	2342	7681.8	4.236	0.073930975	8.16	13.85	29.23
92	11.3	6.1	2110	6920.8	0.955	0.016660222	30.60	61.43	86.54
109	5.0	2.7	2000	6560.0	0.955	0.016665008	30.60	61.42	86.52
110	2.5	1.3	2000	6560.0	1.935	0.033771530	17.16	37.85	56.52
114	6.3	3.4	2000	6560.0	0.750	0.013088931	35.97	69.46	95.91
115	2.8	1.5	2100	6888.0	3.842	0.067063799	8.98	20.67	31.96
122	2.5	1.3	2000	6560.0	1.935	0.033771530	17.16	37.85	56.52
129	3.3	1.8	2000	6560.0	1.484	0.025899986	21.65	46.35	67.81
134	59.5	32.1	2022	6632.2	-0.098	-0.00170749	83.19	122.86	152.00
137	52.8	28.5	2111	6924.1	0.035	0.000608035	72.20	112.00	141.19

TABLA 10.4 (cont.)

ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE RABINAL

ANGULO	DISTANCIA A	DISTANCIA A	ALTURA DE LA	ALTURA DE LA	ANGULO DE	ANGULO DE	FL EN PIES:	FL EN PIES:	FL EN PIES:
	LA OBSTRUCCION	LA OBSTRUCCION	OBSTRUCCION	OBSTRUCCION	PROYBCCION	PROYBCCION	10000	15000	20000
EN KMS	EN NM	EN METROS	EN PIES	EN GRADOS	EN RADIANTES	MAXIMA	MAXIMA	MAXIMA	MAXIMA
						DISTANCIA	DISTANCIA	DISTANCIA	DISTANCIA
						EN NM	EN NM	EN NM	EN NM
142	64.D	34.5	2669	8754.3	0.459	0.008018222	46.69	83.71	111.78
146	63.8	34.4	2709	8885.5	0.499	0.008707072	44.97	81.56	109.44
147	58.8	31.7	2079	6819.1	-0.038	-0.00066949	78.08	117.87	147.06
148	41.5	22.4	2008	6586.2	-0.012	-0.00020682	75.90	115.71	144.90
153	43.3	23.3	2025	6642.0	0.000	-0.00000697	74.97	114.79	143.98
153.5	60.0	32.4	2162	7091.4	0.033	0.000583172	72.31	112.11	141.30
156	49.3	26.6	2202	7222.6	0.168	0.002927047	62.70	102.11	131.14
157	46.D	24.8	2475	8118.0	0.543	0.009469179	43.17	79.25	106.91
160.5	56.3	30.4	2359	7737.5	0.263	0.004583090	56.80	95.64	124.45
177	49.0	26.4	2028	6651.8	-0.033	-0.00058215	77.66	117.46	146.65
182	51.3	27.7	1974	6474.7	-0.107	-0.00187012	84.01	123.66	152.79
188	69.5	37.5	2100	6888.0	-0.082	-0.00143134	81.80	121.51	150.67
190	70.8	38.2	2552	8370.6	0.277	0.004841488	55.95	94.67	123.44
200	50.0	27.0	2150	7052.0	0.101	0.001754733	67.32	106.99	136.12
201	48.3	26.0	2276	7465.3	0.266	0.004641480	56.61	95.42	124.22
203	67.0	36.2	3000	9840.0	0.702	0.012257843	37.45	71.55	98.30
203.5	65.8	35.5	3000	9840.0	0.723	0.012623963	36.79	70.62	97.24
204	66.5	35.9	3700	12136.0	1.315	0.022943190	23.94	50.44	73.05
204.5	67.0	36.2	3760	12332.8	1.353	0.023609508	23.39	49.47	71.81
205.5	67.0	36.2	3000	9840.0	0.702	0.012257843	37.45	71.55	98.30
208.5	50.8	27.4	2498	8193.4	0.487	0.008503360	45.47	82.19	110.12
213.5	73.5	39.7	3000	9840.0	0.598	0.010442367	41.03	76.44	103.80
214.5	73.8	39.8	3763	12342.6	1.188	0.020730992	25.97	53.92	77.41
216	71.3	38.5	3976	13041.3	1.418	0.024749583	22.49	47.87	69.72
216.5	70.5	38.0	3000	9840.0	0.644	0.011247448	39.38	74.21	101.31
218	46.8	25.2	2001	6563.3	-0.053	-0.00091685	79.27	119.04	148.22
221	63.8	34.4	2643	8669.0	0.440	0.007671013	47.59	84.83	112.99
226	65.0	35.1	2661	8728.1	0.439	0.007654866	47.64	84.88	113.05
230	66.0	35.6	2122	6960.2	-0.043	-0.00075066	78.47	118.25	147.44
231	72.5	39.1	2745	9003.6	0.412	0.007185108	48.90	86.43	114.71
232.5	54.8	29.5	2292	7517.8	0.210	0.003663030	59.99	99.17	128.12
234.5	77.0	41.6	2656	8711.7	0.292	0.005094167	55.13	93.74	122.46
235	66.0	35.6	2297	7534.2	0.109	0.001902812	66.72	106.36	135.48
237	90.0	48.6	3000	9840.0	0.388	0.006763354	50.08	87.84	116.22
237.5	90.5	48.8	3537	11601.4	0.722	0.012605367	36.82	70.66	97.29
238.5	91.0	49.1	3000	9840.0	0.377	0.006571941	50.62	88.49	116.92
239	62.8	33.9	2574	8442.7	0.390	0.006811521	49.94	87.68	116.05
239.5	89.3	48.2	3158	10358.2	0.497	0.008680478	45.03	81.64	109.52
242.5	38.3	20.6	2170	7117.6	0.253	0.004412921	57.38	96.28	125.12
244	12.8	6.9	2300	7544.0	1.680	0.029326048	19.45	42.27	62.47
244.5	13.0	7.0	2300	7544.0	1.653	0.028851512	19.73	42.80	63.17
246	13.0	7.0	2300	7544.0	1.653	0.028851512	19.73	42.80	63.17
248	13.0	7.0	2300	7544.0	1.653	0.028851512	19.73	42.80	63.17

TABLA 10.4 (cont.)

ANÁLISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE RABINAL

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION		ALTURA DE LA OBSTRUCCION		ANGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ANGULO DE PROYECCION EN RADIANTES	FL EN PIBS:	FL EN PIBS:	FL EN PIBS:
	EN KMS	EN NM	EN METROS	EN PIBS			10000	15000	20000
							MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
248.5	13.0	7.0	2300	7544.0	1.653	0.028851512	19.73	42.80	63.17
249	13.0	7.0	2300	7544.0	1.653	0.028851512	19.73	42.80	63.17
250	13.0	7.0	2300	7544.0	1.653	0.028851512	19.73	42.80	63.17
252	13.0	7.0	2300	7544.0	1.653	0.028851512	19.73	42.80	63.17
254	13.3	7.2	2300	7544.0	1.614	0.028165803	20.15	43.58	64.20
254.5	13.3	7.2	2300	7544.0	1.614	0.028165803	20.15	43.58	64.20
255	13.3	7.2	2300	7544.0	1.614	0.028165803	20.15	43.58	64.20
256.5	13.3	7.2	2300	7544.0	1.614	0.028165803	20.15	43.58	64.20
257	12.8	6.9	2200	7216.0	1.232	0.021507776	25.22	52.66	75.83
257.5	12.8	6.9	2200	7216.0	1.232	0.021507776	25.22	52.66	75.83
260.5	13.5	7.3	2300	7544.0	1.589	0.027725159	20.43	44.10	64.88
261	13.5	7.3	2300	7544.0	1.589	0.027725159	20.43	44.10	64.88
263	13.3	7.2	2300	7544.0	1.614	0.028165803	20.15	43.58	64.20
266	14.3	7.7	2422	7944.2	1.991	0.034747690	16.73	36.99	55.35
269	11.8	6.4	2200	7216.0	1.344	0.023453194	23.52	49.70	72.10
270	3.5	1.9	2000	6560.0	1.376	0.024021604	23.06	48.88	71.07
271	4.3	2.3	2124	6956.7	2.802	0.048900014	12.17	27.62	42.17
273	3.3	1.8	2000	6560.0	1.461	0.025501720	21.93	46.87	68.48
275.5	17.5	9.4	2385	7822.8	1.480	0.025831587	21.70	46.44	67.93
276	3.5	1.9	2000	6560.0	1.376	0.024021604	23.06	48.88	71.07
277	3.5	1.9	2000	6560.0	1.376	0.024021604	23.06	48.88	71.07
278	3.3	1.8	2000	6560.0	1.461	0.025501720	21.93	46.87	68.48
279.5	22.8	12.3	2441	8036.5	1.248	0.02187012	24.96	52.21	75.28
281	25.0	13.5	2504	8213.1	1.266	0.022095056	24.69	51.73	74.67
286	2.0	1.1	2000	6560.0	2.423	0.042280639	13.96	31.38	47.54
288.5	2.3	1.2	2000	6560.0	2.152	0.037554992	15.58	34.70	52.19
289.5	2.3	1.2	2000	6560.0	2.105	0.036732756	15.90	35.34	53.08
291	2.3	1.2	2000	6560.0	2.105	0.036732756	15.90	35.34	53.08
293	2.3	1.2	2000	6560.0	2.105	0.036732756	15.90	35.34	53.08
293.5	2.5	1.3	2000	6560.0	1.935	0.033771530	17.16	37.85	56.52
294	2.5	1.3	2000	6560.0	1.935	0.033771530	17.16	37.85	56.52
295	2.5	1.3	2000	6560.0	1.935	0.033771530	17.16	37.85	56.52
296	2.5	1.3	2000	6560.0	1.935	0.033771530	17.16	37.85	56.52
297	2.5	1.3	2000	6560.0	1.935	0.033771530	17.16	37.85	56.52
298	2.5	1.3	2000	6560.0	1.935	0.033771530	17.16	37.85	56.52
299.5	2.5	1.3	2000	6560.0	1.935	0.033771530	17.16	37.85	56.52
303	61.3	33.1	2329	7639.1	0.181	0.003154146	61.85	101.19	130.20
305	100.5	54.2	3317	10879.8	0.461	0.008041638	46.63	83.64	111.70
306.5	56.3	30.4	2263	7422.6	0.165	0.002875162	62.90	102.32	131.36
309	62.0	33.5	2800	9124.0	0.609	0.010630610	40.64	75.91	103.21
310	61.8	33.3	2948	9659.4	0.751	0.013101675	35.95	69.43	95.88
310.5	61.3	33.1	2800	9184.0	0.621	0.010834890	40.21	75.34	102.57
312.5	38.5	20.8	2300	7544.0	0.443	0.007734046	47.43	84.63	112.77

TABLA 10.4 (cont.)

ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE RABINAL

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION		ALTURA DE LA OBSTRUCCION		ANGULO DE PROYECCION		FL EN PIES:		FL EN PIES:		FL EN PIES:	
	EN KMS	EN NM	EN METROS	EN PIES	EN GRADOS	EN RADIANES	10000	15000	20000	10000	15000	20000
							MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM			
313	38.5	20.8	2400	7872.0	0.592	0.010333367	41.26	76.75	104.14			
316.5	37.5	20.2	2617	8583.8	0.946	0.016519173	30.79	61.72	86.88			
318	35.5	19.2	2218	7275.0	0.369	0.006444196	50.99	88.93	117.38			
322	58.5	31.6	2500	8200.0	0.376	0.006559041	50.66	88.54	116.96			
323	63.0	34.0	2613	8570.6	0.423	0.007374621	48.39	85.80	114.03			
324	61.8	33.3	2318	7603.0	0.166	0.002891707	62.84	102.25	131.29			
332	58.3	31.4	2227	7304.6	0.110	0.001926531	66.62	106.26	135.38			
340.5	31.5	17.0	2032	6665.0	0.106	0.001854230	66.91	106.56	135.69			
343	44.3	23.9	2220	7281.6	0.246	0.004286810	57.81	96.76	125.62			
355	50.5	27.3	2002	6566.6	-0.072	-0.00125407	80.92	120.66	149.82			

TABLA 10.5
 ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DEL PUERTO SAN JOSE

UBICACION VOR: COORDENADAS: ELEVACION POTENCIA VOR
 PTO SAN JOSE, 13°56'01''N - 90°51'08''W EN PIES: EN WATTS:
 ESCUINTLA 46 50

ALTURA DE ANTENA
 EN PIES:
 16.072

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION		ALTURA DE LA OBSTRUCCION		ANGULO DE PROYECCION		FL EN PIES:		
	EN KMS	EN NM	EN METROS	EN PIES	EN GRADOS	EN RADIANS	10000	15000	20000
							MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
0	62.0	33.5	1700	5576.0	1.346	0.023484317	55.40	77.10	96.50
3	71.0	38.3	2110	6920.8	1.449	0.025293876	52.69	73.75	92.70
5	59.3	32.0	1700	5576.0	1.427	0.024905597	53.25	74.45	93.49
8	60.0	32.4	3760	12332.8	3.373	0.058865227	26.46	38.92	50.89
10	60.5	32.6	2500	8200.0	2.147	0.037478278	39.16	56.34	72.32
13	65.5	35.3	2294	7524.3	1.771	0.030903764	45.59	64.75	82.28
14	65.0	35.1	2200	7216.0	1.705	0.029753358	46.90	66.44	84.26
19	53.5	28.9	1571	5152.9	1.483	0.025882736	51.86	72.71	91.51
20	53.8	29.0	1500	4920.0	1.397	0.024382508	54.03	75.41	94.59
25	55.8	30.1	2100	6888.0	1.952	0.03407438	42.27	60.45	77.21
27	55.8	30.1	2552	8370.6	2.417	0.042187993	35.49	51.42	66.37
28	56.5	30.5	1700	5576.0	1.515	0.026449471	51.08	71.74	90.39
31	47.8	25.8	1448	4749.4	1.553	0.027105161	50.20	70.63	89.12
34	91.5	49.4	2475	8118.0	1.230	0.021475733	58.68	81.10	101.01
40	90.3	48.7	2359	7737.5	1.182	0.020635103	60.15	82.87	103.00
43	46.8	25.3	1200	3936.0	1.289	0.022500265	56.97	79.02	98.67
44	46.8	25.3	1400	4592.0	1.534	0.026776927	50.64	71.18	89.75
48	44.8	24.2	1800	5904.0	2.128	0.037148223	39.45	56.72	72.77
49	46.0	24.8	1954	6409.1	2.257	0.039389998	37.59	54.25	69.80
54	81.3	43.8	2172	7124.2	1.245	0.021735917	58.24	80.56	100.41
59	49.8	26.8	1945	6379.6	2.052	0.035814991	40.63	58.29	74.64
65	64.3	34.7	1400	4592.0	1.015	0.017709259	65.75	89.52	110.36
66	63.0	34.0	1500	4920.0	1.135	0.019817799	61.64	84.65	104.98
67	65.5	35.3	1690	5543.2	1.242	0.021675577	58.34	80.69	100.55
69	65.0	35.1	1000	3280.0	0.646	0.011278179	81.25	107.12	129.34
76	92.8	50.1	1097	3598.2	0.354	0.005172004	97.43	124.54	147.52
81	81.0	43.7	1702	5582.6	0.918	0.016025726	69.35	93.71	114.94
85	78.0	42.1	1000	3280.0	0.458	0.007995453	91.21	117.94	140.69
90	89.0	48.0	656	2151.7	0.110	0.001924157	114.01	141.65	164.94
300	107.0	57.7	102	334.6	-0.316	-0.00552193	150.46	177.68	200.73
306	70.0	37.8	105	344.4	-0.166	-0.00289022	136.50	164.06	187.31
311	64.3	34.7	162	531.4	-0.089	-0.00155378	129.86	157.52	180.82
315	169.3	91.3	4220	13841.6	0.852	0.014876586	71.99	96.73	118.22
318	119.3	64.4	2500	8200.0	0.791	0.013800985	74.59	99.68	121.40
318.5	129.5	69.9	3367	11043.8	1.046	0.018249515	64.66	88.23	108.94

TABLA 10.5
ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DEL PUERTO SAN JOSE

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION		ALTURA DE LA OBSTRUCCION		ANGULO DE PROYECCION		FL EN PIES: 10000		FL EN PIES: 15000		FL EN PIES: 20000	
	EN KMS	EN NM	EN METROS	EN PIES	EN GRADOS	EN RADIANTES	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
319	144.8	78.1	3789	12427.9	1.005	0.017543475	66.09	89.92	110.80			
320	111.8	60.3	3325	10906.0	1.319	0.023027888	56.12	77.98	97.50			
322	113.5	61.3	3353	10997.8	1.301	0.022715260	56.62	78.59	98.19			
324	112.5	60.7	3322	10896.2	1.304	0.022759674	56.55	78.50	98.10			
325	92.5	49.9	2840	9315.2	1.437	0.025075325	53.01	74.14	93.15			
328	92.5	49.9	2995	9823.6	1.533	0.026752238	50.67	71.22	89.80			
331	81.8	44.1	3537	11601.4	2.192	0.038253871	38.51	55.48	71.28			
336	82.5	44.5	2231	7317.7	1.259	0.021976208	57.83	80.07	99.86			
342	79.3	42.8	2656	8711.7	1.641	0.028634670	48.25	68.16	86.26			
346	75.8	40.9	2745	9003.6	1.808	0.031555108	44.87	63.83	81.20			
350	59.5	32.1	1800	5904.0	1.516	0.026453493	51.07	71.73	90.38			
354	60.0	32.4	3763	12342.6	3.376	0.058915264	26.44	38.89	50.86			
355	63.0	34.0	3976	13041.3	3.389	0.059148425	26.34	38.75	50.69			
357	63.0	34.0	2800	9184.0	2.319	0.040467966	36.76	53.12	68.44			

TABLA 10.6
ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE SANTA ELENA

UBICACION VOR: COORDENADAS: ELEVACION POTENCIA VOR
 STA ELENA, PBRN. 16°54'07''N - 89°51'09''W EN PIES: EN WATTS:
 420 50

ALTURA DE ANTENA
 EN PIES:
 16.072

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN KMS	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN NM	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN METROS	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN PIES	ANGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ANGULO DE PROYECCION EN RADIANTES	FL EN PIES:		
							10000	15000	20000
							MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
0.5	48.3	26.0	325	1066.0	0.065	0.001142878	115.07	143.17	166.74
4.5	38.5	20.8	380	1246.4	0.238	0.004155224	102.63	130.48	153.89
7	26.0	14.0	301	987.3	0.283	0.004937706	99.65	127.38	150.74
9.5	69.3	37.4	370	1213.6	-0.037	-0.00065098	123.22	151.34	174.92
10	42.8	23.1	350	1148.0	0.147	0.002564350	109.00	137.02	160.54
16	44.3	23.9	455	1492.4	0.268	0.004678446	100.63	128.40	151.77
18.5	65.0	35.1	405	1328.4	0.021	0.000362052	118.55	146.67	170.26
22	88.0	47.5	420	1377.6	-0.110	-0.00191606	129.31	157.38	180.93
26	51.0	27.5	350	1148.0	0.072	0.001256764	114.57	142.67	166.24
30	35.8	19.3	375	1230.0	0.268	0.004671122	100.66	128.43	151.80
34.5	20.5	11.1	320	1049.6	0.454	0.00792439	89.21	116.35	139.35
38	58.0	31.3	310	1016.8	-0.021	-0.00035950	121.86	149.98	173.57
41	29.8	16.1	300	984.0	0.222	0.003867982	103.75	131.63	155.07
45	22.3	12.0	300	984.0	0.355	0.006203646	95.05	122.56	145.78
49	20.0	10.8	300	984.0	0.411	0.007181365	91.68	118.98	142.08
55	18.3	9.8	300	984.0	0.463	0.008085907	88.69	115.79	138.76
60	19.3	10.4	350	1148.0	0.582	0.010150503	82.32	108.88	131.53
65	24.5	13.2	300	984.0	0.303	0.005381180	98.01	125.67	148.98
70	32.5	17.5	400	1312.0	0.362	0.00630981	94.68	122.17	145.37
75	46.0	24.8	270	885.6	0.016	0.000273630	118.95	147.07	170.66
78	57.3	30.9	375	1230.0	0.049	0.000860879	116.31	144.43	168.00
80	41.0	22.1	291	954.5	0.083	0.001444153	113.75	141.84	165.41
84.5	137.0	73.9	945	3099.6	-0.122	-0.00213320	130.38	158.44	181.98
87	49.3	26.6	475	1558.0	0.232	0.004051067	103.03	130.89	154.32
90	76.8	41.4	440	1443.2	-0.029	-0.00051452	122.58	150.70	174.29
98	29.8	16.1	375	1230.0	0.366	0.006390853	94.39	121.87	145.06
99.5	24.5	13.2	380	1246.4	0.496	0.008648898	86.89	113.85	136.74
110	22.3	12.0	390	1279.2	0.587	0.010251578	82.03	108.56	131.18
115	11.3	6.1	250	820.0	0.556	0.009700956	83.66	110.34	133.06
120	6.3	3.4	250	820.0	1.044	0.018222415	62.80	86.64	107.54
125	5.0	2.7	250	820.0	1.325	0.023133199	54.20	76.23	95.88
130	3.8	2.1	250	820.0	1.753	0.030602011	44.40	63.81	81.53
135	3.8	2.1	250	820.0	1.753	0.030602011	44.40	63.81	81.53
140	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.24
145	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.24

TABLA 10.7
ANÁLISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE PUERTO BARRIOS

UBICACION VOR: COORDENADAS: ELEVACION POTENCIA VDR
 PUERTO BARRIOS, 15°44'00''N - 88°35'15''W EN PIBS: EN WATTS:
 ZABAL 33 50

ALTURA DE ANTENA
 EN PIBS:
 16.072

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION		ALTURA DE LA OBSTRUCCION		ANGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ANGULO DE PROYECCION EN RADIANOS	FL BN PIBS:	FL BN PIBS:	FL BN PIBS:
	EN KMS	EN NM	EN METROS	EN PIBS			10000	15000	20000
							MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
65	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
70	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
75	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
80	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
85	2.3	1.2	50	164.0	0.885	0.015451952	70.72	95.26	116.61
90	2.0	1.1	50	164.0	0.998	0.01741472	66.43	90.29	111.19
95	2.0	1.1	50	164.0	0.998	0.01741472	66.43	90.29	111.19
100	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
110	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
120	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
130	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
140	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
150	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
160	2.5	1.3	50	164.0	0.795	0.013878794	74.47	99.53	121.22
162.5	9.5	5.1	213	698.6	1.163	0.020302366	60.81	83.64	103.85
166	27.5	14.8	814	2669.9	1.573	0.027458552	49.79	70.10	88.49
168.5	30.5	16.5	808	2650.2	1.388	0.024225005	54.32	75.75	94.97
169	8.0	4.3	200	656.0	1.299	0.022676020	56.74	78.72	98.33
175	8.0	4.3	200	656.0	1.299	0.022676020	56.74	78.72	98.33
179	9.3	5.0	200	656.0	1.116	0.019474466	62.34	85.47	105.88
180	9.3	5.0	200	656.0	1.116	0.019474466	62.34	85.47	105.88
185	7.3	3.9	200	656.0	1.439	0.025114686	53.01	74.12	93.11
186	28.3	15.2	410	1344.8	0.707	0.012330983	78.44	103.99	126.00
189	11.5	6.2	302	990.6	1.392	0.024301370	54.21	75.61	94.80
190	46.5	25.1	1077	3532.6	1.153	0.020119045	61.15	84.04	104.29
192	38.5	20.8	1019	3342.3	1.365	0.023831772	54.92	76.49	95.80
194	43.5	23.5	1322	4336.2	1.576	0.027508300	49.73	70.02	88.40
200	14.0	7.6	277	908.6	1.026	0.017906745	65.42	89.10	109.89
204	9.5	5.1	200	656.0	1.085	0.018932934	63.38	86.70	107.24
205	9.5	5.1	200	656.0	1.085	0.018932934	63.38	86.70	107.24
208	78.3	42.2	2285	7494.8	1.399	0.024425068	54.02	75.38	94.54
210	10.8	5.8	333	1092.2	1.660	0.028974049	47.89	67.68	85.69
211	20.0	10.8	495	1623.6	1.309	0.022842318	56.48	78.40	97.96
213	12.3	6.6	300	984.0	1.293	0.022564546	56.92	78.94	98.58
215	12.5	6.7	400	1312.0	1.724	0.030090026	46.56	65.99	83.72

TABLA 10.6 (cont.)

ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE STA ELBNA, PETEN

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION		ALTURA DE LA OBSTRUCCION		ANGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ANGULO DE PROYECCION EN RADIANTES	FL EN PIRS:	FL EN PIRS:	FL EN PIRS:
	EN KMS	EN MM	EN METROS	EN PIES			10000	15000	20000
							MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM
150	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
155	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
160	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
165	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
170	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
175	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
180	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
185	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
190	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
195	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
200	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
205	3.5	1.9	250	820.0	1.906	0.033261876	41.63	60.18	77.2
210	6.0	3.2	250	820.0	1.098	0.019169740	60.97	84.47	105.1
215	6.0	3.2	250	820.0	1.098	0.019169740	60.97	84.47	105.1
220	6.0	3.2	250	820.0	1.098	0.019169740	60.97	84.47	105.1
225	6.0	3.2	250	820.0	1.098	0.019169740	60.97	84.47	105.1
230	6.0	3.2	250	820.0	1.098	0.019169740	60.97	84.47	105.1
234	39.0	21.0	241	790.5	0.027	0.000476724	118.03	146.15	169.7
245	42.3	22.8	280	918.4	0.057	0.000995885	115.71	143.82	167.4
250	80.3	43.3	268	879.0	-0.174	-0.00304006	134.95	162.93	186.4
255	38.5	20.8	285	934.8	0.097	0.001685868	112.71	140.79	164.3
260	53.8	29.0	313	1026.6	0.011	0.000188090	119.34	147.46	171.0
265	46.8	25.2	200	656.0	-0.075	-0.00131678	126.39	154.49	178.0
270	21.8	11.7	200	656.0	0.103	0.001804705	112.20	140.27	163.8
275	63.8	34.4	224	734.7	-0.133	-0.00232354	131.33	159.37	182.9
285	72.5	39.1	280	918.4	-0.128	-0.00223816	130.91	158.95	182.4
290	22.0	11.9	200	656.0	0.101	0.001754930	112.41	140.49	164.0
295	20.0	10.8	200	656.0	0.125	0.002177670	110.62	138.67	162.2
300	17.5	9.4	200	656.0	0.161	0.002804132	108.01	136.01	159.5
305	17.5	9.4	200	656.0	0.161	0.002804132	108.01	136.01	159.5
310	16.3	8.8	200	656.0	0.182	0.003172666	106.51	134.48	157.9
315	17.5	9.4	200	656.0	0.161	0.002804132	108.01	136.01	159.5
320	15.8	8.5	265	869.2	0.428	0.007463222	90.73	117.98	141.0
325	15.0	8.1	200	656.0	0.206	0.003590358	104.84	132.76	156.2
330	15.0	8.1	200	656.0	0.206	0.003590358	104.84	132.76	156.2
336	42.5	22.9	295	967.6	0.075	0.001313881	114.32	142.42	165.9
340	37.5	20.2	250	820.0	0.052	0.000916108	116.07	144.18	167.7
345	41.3	22.3	268	879.0	0.049	0.000848068	116.37	144.48	168.0
351	66.0	35.6	298	977.4	-0.079	-0.00138268	126.71	154.80	178.3
354	81.5	44.0	320	1049.6	-0.143	-0.00250096	132.22	160.24	183.7
358	54.3	29.3	370	1213.6	0.068	0.001179227	114.91	143.01	166.5

TABLA 10.7 (cont.)

ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE PUERTO BARRIOS

ANGULO	DISTANCIA A	DISTANCIA A	ALTURA DE LA	ALTURA DE LA	ANGULO DE	ANGULO DE	FL BN PIRS:	FL BN PIRS:	FL BN PIRS:
	LA OBSTRUCCION	LA OBSTRUCCION	OBSTRUCCION	OBSTRUCCION	PROYECCION	PROYECCION	10000	15000	20000
EN KMS	EN NM	EN METROS	EN PIRS	EN GRADOS	EN RADIANTES	MAXIMA	MAXIMA	MAXIMA	MAXIMA
						DISTANCIA	DISTANCIA	DISTANCIA	DISTANCIA
						VISUAL EN NM	VISUAL EN NM	VISUAL EN NM	VISUAL EN NM
220	11.8	6.3	400	1312.0	1.839	0.032101787	44.33	63.11	80.35
224	11.8	6.3	500	1640.0	2.327	0.040618713	36.69	53.01	68.29
225.5	15.3	8.2	525	1722.0	1.866	0.032572150	43.84	62.47	79.59
230	12.5	6.7	700	2296.0	3.100	0.054107759	28.59	41.90	54.62
235	13.0	7.0	800	2624.0	3.419	0.059666946	26.17	38.49	50.34
240	17.3	9.3	1042	3417.8	3.356	0.058567005	26.62	39.12	51.14
245	18.3	9.8	900	2952.0	2.719	0.047456772	32.12	46.79	60.69
250	18.8	10.1	1000	3280.0	2.949	0.051470449	29.90	43.72	56.89
252	22.8	12.3	1267	4155.8	3.079	0.053736090	28.77	42.15	54.93
256	23.0	12.4	900	2952.0	2.129	0.037154416	39.49	56.76	72.80
260	24.0	13.0	500	1640.0	1.078	0.018812051	63.61	86.98	107.55
265.5	59.3	32.0	1019	3342.3	0.772	0.013470376	75.49	100.68	122.46
266	19.8	10.7	290	951.2	0.732	0.012773665	77.27	102.69	124.61
266.5	79.3	42.8	1095	3591.6	0.514	0.008973004	88.15	114.64	137.24
272	68.5	37.0	852	2794.6	0.470	0.008196093	90.63	117.30	140.02
277	73.8	39.8	518	1699.0	0.142	0.002484366	111.73	139.31	162.57
280	83.8	45.2	396	1298.9	-0.022	-0.00037714	124.35	152.02	175.34
284	41.3	22.3	310	1016.8	0.271	0.004729425	102.81	130.14	153.25
286	19.8	10.7	268	879.0	0.668	0.011658918	80.26	106.02	128.15
289	29.0	15.7	245	803.6	0.357	0.006231058	97.30	124.38	147.35
291	40.0	21.6	385	1262.8	0.396	0.006903076	94.95	121.90	144.79
292	39.0	21.0	402	1318.6	0.437	0.007635543	92.47	119.27	142.06
306	102.3	55.2	703	2305.8	0.041	0.000714669	119.37	147.04	170.35
316	93.0	50.2	775	2542.0	0.155	0.002703743	110.82	138.38	161.64
321	57.0	30.8	290	951.2	0.084	0.001473314	116.03	143.67	166.97

TABLA 10.6
ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE RSTALHULEU

USICACION VOR: RSTALHULEU		COORDENADAS: 14°31'13''N - 91°41'49''W		ELBACION EN PIES: 656		POTENCIA VOR EN WATTS: 50				
ALTURA DE ANTENA EN PIES: 16.072										
		FL EN PIES:			FL EN PIES:			FL EN PIES:		
		10000			15000			20000		
		MAXIMA			MAXIMA			MAXIMA		
		DISTANCIA			DISTANCIA			DISTANCIA		
ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN KMS	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN NM	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN METROS	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN PIES	ANGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ANGULO DE PROYECCION EN RADIANS	VISUAL EN NM	VISUAL EN NM	VISUAL EN NM	VISUAL EN NM
0	36.3	19.6	3000	9840.0	4.299	0.075029199	19.85	30.06	40.00	
4	35.0	18.9	3118	10227.0	4.654	0.081232532	18.40	27.92	37.22	
5	36.0	19.4	3000	9840.0	4.330	0.075579772	19.71	29.86	39.74	
10	28.5	15.4	2500	8200.0	4.521	0.078911576	18.92	28.69	38.22	
15	33.3	17.9	3367	11043.8	5.341	0.093213645	16.12	24.52	32.78	
20	35.8	19.3	3000	9840.0	4.362	0.076137839	19.58	29.66	39.47	
25	29.5	15.9	2500	8200.0	4.351	0.076120866	19.58	29.65	39.48	
31	30.3	16.3	3789	12427.9	6.692	0.116789419	12.93	19.74	26.46	
35	29.0	15.7	2500	8200.0	4.440	0.077492671	19.25	29.17	38.85	
39	51.5	27.8	3004	9853.1	2.943	0.051359893	28.18	42.11	55.38	
46	38.0	20.5	3353	10997.8	4.622	0.080668949	18.53	28.10	37.46	
48	32.8	17.7	3325	10906.0	5.352	0.093412681	16.09	24.47	32.71	
53	63.0	34.0	3316	10876.5	2.619	0.045710319	31.24	46.42	60.75	
55	38.0	20.5	2500	8200.0	3.335	0.058204995	25.16	37.80	49.93	
60	49.3	26.6	2500	8200.0	2.506	0.04373618	32.46	48.12	62.85	
65	38.0	20.5	1500	4920.0	1.826	0.031869762	42.10	61.18	78.64	
67	39.3	21.2	1883	6176.2	2.319	0.040475146	34.67	51.18	66.61	
71	49.0	26.4	2995	9823.6	3.100	0.054098337	26.90	40.28	53.08	
73.5	44.3	23.9	2840	9315.2	3.265	0.056989356	25.65	38.50	50.82	
79	55.8	30.1	3158	10358.2	2.849	0.049727630	29.01	43.28	56.84	
80	56.0	30.2	2600	8528.0	2.263	0.039504615	35.39	52.16	67.81	
83	55.5	30.0	3537	11601.4	3.255	0.056815003	25.72	38.61	50.96	
85	55.3	29.8	1900	6232.0	1.573	0.027450734	47.11	67.70	86.30	
90	88.3	47.6	3500	11480.0	1.843	0.032170698	41.79	60.77	78.16	
90.5	88.8	47.9	3976	13041.3	2.137	0.037298095	37.12	54.52	70.67	
92	88.8	47.9	3763	12342.6	1.999	0.034896322	39.18	57.30	74.02	
95	86.8	46.8	2000	6560.0	0.894	0.015601254	67.02	92.01	113.66	
97	119.8	64.6	2552	8370.6	0.720	0.012564995	74.30	100.35	122.67	
328	81.0	43.7	4093	13425.0	2.479	0.043268363	32.76	48.54	63.37	
331	68.8	37.1	2482	8141.0	1.667	0.029098726	45.12	65.13	83.31	
332	64.3	34.7	2223	7291.4	1.584	0.027651032	46.86	67.38	85.93	
333	82.5	44.5	3371	11056.9	1.922	0.033548685	40.44	58.97	76.02	
337	40.0	21.6	2000	6560.0	2.438	0.042555923	33.23	49.19	64.17	
340	62.0	33.5	4220	13841.6	3.504	0.061157687	24.04	36.18	47.87	
345	44.0	23.7	3293	10801.0	3.876	0.067645739	21.89	33.05	43.86	

TABLA 10.8 (cont.)

ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE RETALHOLBU

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION		ALTURA DE LA OBSTRUCCION		ANGULO DE PROYECCION		FL EN PIES:		
	EN KMS	EN NM	EN METROS	EN PIES	EN GRADOS	EN RADIANTES	10000 MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	15000 MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	20000 MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
347	56.0	30.2	3622	11880.2	3.310	0.057768099	25.34	38.05	50.25
351	57.0	30.8	3068	10063.0	2.688	0.046911440	30.54	45.44	59.53
356	53.3	28.7	3047	9994.2	2.881	0.050277464	28.72	42.88	56.34
358	36.3	19.6	2500	8200.0	3.508	0.061225904	24.02	36.14	47.83

TABLA 10.9
ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE CDBAN

UBICACION VOR: COBAN		COORDENADAS: 15°18'36''N - 89°53'56''W		ELEVACION EN PIES: 4199		POTENCIA VOR EN WATTS: 50			
ALTURA DE ANTENA EN PIES: 16.072						FL EN PIES: 10000	FL EN PIES: 15000	FL EN PIES: 20000	
ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN KMS	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN NM	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN METROS	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN PIES	ANGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ANGULO DE PROYECCION EN RADIANES	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
5	2.0	1.1	1500	4920.0	6.155	0.107420196	8.75	16.20	23.53
10	2.3	1.2	1500	4920.0	5.469	0.095456820	9.83	18.16	26.34
15	2.5	1.3	1500	4920.0	4.921	0.085883176	10.91	20.11	29.10
20	2.8	1.5	1500	4920.0	4.472	0.078047518	11.97	22.02	31.81
25	3.0	1.6	1500	4920.0	4.098	0.071515350	13.03	23.91	34.46
30	4.3	2.3	1500	4920.0	2.885	0.050355895	18.18	32.88	46.81
35	4.5	2.4	1500	4920.0	2.723	0.047529729	19.17	34.58	49.10
40	19.3	10.4	1500	4920.0	0.575	0.010039556	58.14	89.52	115.07
45	18.8	10.1	1500	4920.0	0.594	0.010365931	57.31	88.64	114.00
47	20.3	10.9	1805	5920.4	1.404	0.024501803	33.78	57.65	78.57
50	18.3	9.8	1500	4920.0	0.614	0.010710631	56.46	87.62	112.90
55	21.0	11.3	1500	4920.0	0.516	0.009005472	60.88	92.83	118.52
60	21.3	11.5	1500	4920.0	0.508	0.008870264	61.25	93.26	118.98
61	12.3	6.6	1540	5051.2	1.152	0.020103794	39.08	65.23	87.61
62	29.3	15.8	1826	5989.3	0.962	0.016784655	44.10	72.05	95.53
65	28.3	15.2	1500	4920.0	0.341	0.005950273	70.08	103.22	129.51
90	16.8	9.0	1500	4920.0	0.679	0.011854305	53.76	84.35	109.32
92.5	15.8	8.5	1586	5202.1	1.042	0.018192785	41.84	69.03	92.05
95	15.0	8.1	1500	4920.0	0.771	0.013455365	50.28	80.04	104.55
100	13.0	7.0	1500	4920.0	0.904	0.015779308	45.83	74.33	98.14
103.5	37.0	20.0	2525	8232.0	1.797	0.031357303	27.69	48.44	67.16
104	46.3	25.0	2038	6684.6	0.777	0.013568654	50.05	79.75	104.23
105	28.0	15.1	2000	6560.0	1.370	0.023903303	34.42	58.60	79.71
111	24.0	13.0	2432	7977.0	2.659	0.046410679	19.60	35.30	50.06
114.5	27.5	14.8	2535	8314.8	2.513	0.043866232	20.63	37.03	52.38
115	80.0	43.2	3015	9889.2	0.970	0.016930471	43.85	71.73	95.16
120	16.8	9.0	2000	6560.0	2.391	0.041727107	21.59	38.62	54.48
125	18.8	10.1	2000	6560.0	2.123	0.037053300	23.99	42.56	59.63
130	17.0	9.2	2000	6560.0	2.354	0.041084255	21.89	39.12	55.14
134	20.3	10.9	2645	8675.6	3.782	0.066013933	14.08	25.76	37.04
140	18.0	9.7	2000	6560.0	2.217	0.038687330	23.10	41.10	57.74
141	26.8	14.4	2384	7819.5	2.265	0.039536636	22.66	40.38	56.79
145	17.0	9.2	2000	6560.0	2.354	0.041084255	21.89	39.12	55.14
147	35.0	18.9	2305	7560.4	1.553	0.027101625	31.21	53.83	73.89
150	37.0	20.0	2000	6560.0	0.983	0.01715823	43.48	71.23	94.59

TABLA 10.9 (cont.)

ANÁLISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE COBAN

ÁNGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION		ALTURA DE LA OBSTRUCCION		ÁNGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ÁNGULO DE PROYECCION EN RADIANTES	FL EN PIES: 10000		FL EN PIES: 15000		FL EN PIES: 20000	
	EN KMS	EN NM	EN METROS	EN PIES			MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
	156	14.3	7.7	2185			7166.8	3.573	0.062359861	14.86	27.14	38.96
161	21.3	11.5	2251	7383.3	2.535	0.044237553	20.48	36.77	52.03			
165	21.0	11.3	1900	6232.0	1.608	0.028067164	30.34	52.52	72.27			
170	10.8	5.8	1500	4920.0	1.110	0.019374222	40.10	66.64	89.27			
175	12.0	6.5	1500	4920.0	0.986	0.017216568	43.39	71.10	94.44			
180	11.8	6.3	1500	4920.0	1.009	0.017612625	42.75	70.25	93.46			
185	13.0	7.0	1500	4920.0	0.904	0.015779008	45.83	74.33	98.14			
189	26.3	14.2	1662	5451.4	0.735	0.012824060	51.61	81.70	106.40			
189.5	122.5	66.1	2552	8370.6	0.180	0.003138447	80.18	114.05	140.68			
192	15.3	8.2	1500	4920.0	0.757	0.013205593	50.80	80.69	105.28			
195	16.8	9.0	1500	4920.0	0.679	0.011854305	53.76	84.35	109.32			
198.5	117.3	63.3	3760	12332.8	0.815	0.014221315	48.74	78.09	102.38			
200	30.0	16.2	1837	6025.4	0.954	0.016644777	44.33	72.36	95.89			
201	34.3	18.5	1884	6179.5	0.887	0.015483308	46.36	75.03	98.92			
202	56.5	30.5	2442	8009.8	0.984	0.017165475	43.47	71.21	94.57			
205	122.0	65.8	3763	12342.6	0.753	0.013143862	50.93	80.85	105.46			
205.5	118.8	64.1	3976	13041.3	0.899	0.015886479	46.00	74.55	98.38			
206	55.5	30.0	2385	7822.8	0.949	0.016565774	44.47	72.54	96.09			
211	20.0	10.8	1858	6094.2	1.575	0.027489651	30.85	53.30	73.23			
215	56.5	30.5	2504	8213.1	1.046	0.018263631	41.74	68.88	91.88			
217.5	27.0	14.6	2032	6665.0	1.495	0.026094589	32.16	55.26	75.65			
219	12.0	6.5	1500	4920.0	0.986	0.017216568	43.39	71.10	94.44			
220	12.0	6.5	1500	4920.0	0.986	0.017216568	43.39	71.10	94.44			
221	12.0	6.5	1500	4920.0	0.986	0.017216568	43.39	71.10	94.44			
222	12.3	6.6	1500	4920.0	0.965	0.016836076	44.01	71.93	95.40			
224.5	12.3	6.6	1500	4920.0	0.965	0.016836076	44.01	71.93	95.40			
227.5	12.3	6.6	1500	4920.0	0.965	0.016836076	44.01	71.93	95.40			
230	6.8	3.6	1500	4920.0	1.803	0.03146573	27.61	48.31	67.00			
232	39.3	21.2	2218	7275.0	1.230	0.021475566	37.28	62.70	84.63			
234	111.8	60.3	3316	10876.5	0.665	0.011608642	54.32	85.03	110.07			
234.5	15.5	8.4	2000	6560.0	2.592	0.045245301	20.06	36.07	51.10			
235	7.0	3.8	1500	4920.0	1.737	0.030313045	28.48	49.67	69.71			
240	17.0	9.2	2000	6560.0	2.354	0.041084255	21.89	39.12	55.14			
244	17.0	9.2	2000	6560.0	2.354	0.041084255	21.89	39.12	55.14			
245	6.5	3.5	1500	4920.0	1.874	0.032705950	26.72	46.92	65.23			
246	20.3	10.9	2220	7281.6	2.579	0.045010772	20.16	36.23	51.31			
250	5.8	3.1	1500	4920.0	2.124	0.037366005	23.98	42.55	59.61			
251	54.0	29.1	2263	7422.6	0.856	0.014944064	47.36	76.31	100.38			
255	6.0	3.2	1500	4920.0	2.034	0.035492767	24.91	44.04	61.54			
258	44.0	23.7	2737	8977.4	1.744	0.030432288	28.39	49.53	68.53			
260	6.0	3.2	1500	4920.0	2.034	0.035492767	24.91	44.04	61.54			
261	42.8	23.1	2500	8200.0	1.495	0.025923488	32.33	55.51	75.95			
265	6.5	3.5	1500	4920.0	1.874	0.032705950	26.72	46.92	65.23			

TABLA 10.9 (cont.)

ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE CODEN

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION		ALTURA DE LA OBSTRUCCION		ANGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ANGULO DE PROYECCION EN RADIANES	FL EN PIES:		FL EN PIES:		FL EN PIES:				
	EN NM		EN METROS				10000	15000	20000	10000	15000	20000	10000	15000	20000
	BN	RMS	BN	NM			BN	PBS	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN NM
266	9.0		4.9		2902	6566.6	4.537	0.079186493	11.81	21.72	31.39				
270	6.5		3.5		1500	4920.0	1.874	0.032705950	26.72	46.92	65.23				
272	6.3		3.4		1500	4920.0	1.951	0.034044211	25.82	45.50	63.42				
275	4.5		2.4		1500	4920.0	2.723	0.047529729	19.17	34.58	49.10				
280	4.3		2.3		1500	4920.0	2.885	0.050355895	18.18	32.88	46.81				
285	4.3		2.3		1500	4920.0	2.885	0.050355895	18.18	32.88	46.81				
290	2.8		1.5		1500	4920.0	4.472	0.078047518	11.97	22.02	31.81				
295	2.5		1.3		1500	4920.0	4.921	0.085883176	10.91	20.11	29.10				
300	2.3		1.2		1500	4920.0	5.469	0.095456820	9.83	18.16	26.34				
305	2.0		1.1		1500	4920.0	6.155	0.107420196	8.75	16.20	23.53				
310	1.8		0.9		1500	4920.0	7.036	0.122797476	7.66	14.20	20.67				
315	1.8		0.9		1500	4920.0	7.036	0.122797476	7.66	14.20	20.67				
320	1.5		0.8		1500	4920.0	8.210	0.143295609	6.57	12.19	17.77				
325	1.5		0.8		1500	4920.0	8.210	0.143295609	6.57	12.19	17.77				
330	1.5		0.8		1500	4920.0	8.210	0.143295609	6.57	12.19	17.77				
335	1.5		0.8		1500	4920.0	8.210	0.143295609	6.57	12.19	17.77				
340	1.8		0.9		1500	4920.0	7.036	0.122797476	7.66	14.20	20.67				
345	5.0		2.7		1904	6245.1	7.081	0.123580531	7.61	14.12	20.54				
350	1.8		0.9		1500	4920.0	7.036	0.122797476	7.66	14.20	20.67				
355	1.8		0.9		1500	4920.0	7.036	0.122797476	7.66	14.20	20.67				

TABLA 1D.10
ANALISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE HUEHUETENANGO

UBICACION VOR: HUEHUETENANGO
COORDENADAS: 15°18'36"N - 91°27'36"W
ELEVACION EN PIS: 6134
POTENCIA VOR EN WATTS: 5D

ALTURA DE ANTENA EN PIS: 16.072

ANGULO	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN KMS	DISTANCIA A LA OBSTRUCCION EN MM	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN METROS	ALTURA DE LA OBSTRUCCION EN PIS	ANGULO DE PROYECCION EN GRADOS	ANGULO DE PROYECCION EN RADIANES	FL EN PIS:	FL EN PIS:	FL EN PIS:
							10000	15000	20000
							MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM	MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM
0	19.0	10.3	3500	11480.0	4.840	0.084469852	7.41	16.84	26.05
4	18.3	9.8	3500	11480.0	5.044	0.088031333	7.12	16.18	25.05
5	20.3	10.9	3618	11867.0	4.867	0.084944501	7.37	16.75	25.91
10.5	18.0	9.7	3518	11539.0	5.173	0.090284368	6.94	15.79	24.46
17.5	11.8	6.3	3443	11293.0	7.612	0.132851834	4.72	10.80	16.83
20	11.3	6.1	3200	10496.0	6.715	0.117200577	5.36	12.23	19.03
25	11.8	6.3	3200	10496.0	6.426	0.112155703	5.60	12.77	19.86
27.5	24.5	13.2	3359	11017.5	3.390	0.059173011	10.49	23.56	36.08
30	11.8	6.3	3200	10496.0	6.426	0.112155703	5.60	12.77	19.86
34	14.8	8.0	3166	10384.5	4.969	0.086720295	7.22	16.42	25.41
38	19.5	10.5	3321	10892.9	4.186	0.073059576	8.55	19.34	29.82
41	11.8	6.3	3200	10496.0	6.426	0.112155703	5.60	12.77	19.86
45	11.8	6.3	3200	10496.0	6.426	0.112155703	5.60	12.77	19.86
51	13.0	7.0	3351	10991.3	6.466	0.112855372	5.56	12.70	19.74
55	13.3	7.2	3200	10496.0	5.689	0.099292222	6.32	14.39	22.34
59.5	25.3	13.6	3349	10984.7	3.262	0.056932073	10.89	24.42	37.33
63	28.8	15.5	3325	10906.0	2.795	0.048778817	12.62	28.08	42.64
65	16.8	9.0	3000	9840.0	3.794	0.066226447	9.41	21.22	32.62
71	27.3	14.7	3185	10446.8	2.664	0.046503945	13.21	29.29	44.37
74	31.3	16.9	3871	12696.9	3.557	0.062078853	10.02	22.54	34.58
80	46.5	25.1	3012	9879.4	1.245	0.021731827	25.81	52.96	75.95
85	6.8	3.6	2000	6560.0	1.039	0.018131585	29.66	59.24	83.66
90	7.5	4.0	2000	6560.0	0.930	0.016234539	32.11	63.04	88.20
95	6.0	3.2	2000	6560.0	1.174	0.020491854	27.93	54.99	78.48
100	6.0	3.2	2000	6560.0	1.174	0.020491854	27.93	54.99	78.48
105	7.0	3.8	2000	6560.0	1.000	0.017455120	30.49	60.55	85.23
110	5.5	3.0	2000	6560.0	1.284	0.022416295	25.18	51.88	74.61
115	6.8	3.6	2000	6560.0	1.039	0.018131585	29.66	59.24	83.66
120	6.8	3.6	2000	6560.0	1.039	0.018131585	29.66	59.24	83.66
125	6.8	3.6	2000	6560.0	1.039	0.018131585	29.66	59.24	83.66
130	9.0	4.9	2000	6560.0	0.766	0.013366894	36.53	69.54	95.77
135	9.0	4.9	2000	6560.0	0.766	0.013366894	36.53	69.54	95.77
138	78.5	42.4	3075	10086.0	0.612	0.010676472	41.65	76.58	103.72
142	112.5	60.7	3976	13041.3	0.691	0.012066468	38.87	72.82	99.50
144	114.5	61.8	3763	12342.6	0.559	0.009760646	43.65	79.20	106.63

TABLEA 10.10 (cont.)

ANÁLISIS DE COBERTURA PARA EL VOR DE HUBHUBTENANCO

ANGULO	DISTANCIA A	DISTANCIA A	ALTURA DE LA	ALTURA DE LA	ANGULO DE	ANGULO DE	FL EN PIBS:	FL EN PIBS:	FL EN PIBS:
	LA OBSTRUCCION EN KMS	LA OBSTRUCCION EN MM	OBSTRUCCION EN METROS	OBSTRUCCION EN PIBS	PROYECCION EN GRADOS	PROYECCION EN RADIANTES	10000 MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM	15000 MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM	20000 MAXIMA DISTANCIA VISUAL EN MM
149	58.5	31.6	3316	10876.5	1.215	0.021206503	26.32	53.80	77.01
152	52.8	28.5	3403	11161.8	1.483	0.025882504	22.37	46.98	68.37
155	48.5	26.2	3100	10168.0	1.285	0.022420825	25.18	51.88	74.61
157	87.8	47.4	3537	11601.4	0.790	0.013788215	35.82	68.53	94.60
160	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
164	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
167	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
175	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
180	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
184	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
190	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
194	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
199	30.0	16.2	3300	10824.0	2.622	0.045768312	13.41	29.70	44.96
195	27.5	14.8	3231	10597.7	2.734	0.047725844	12.89	28.63	43.42
200	26.0	14.0	3000	9840.0	2.393	0.041769778	14.60	32.15	48.43
205	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
210	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
216	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
226	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
235	52.3	28.2	4220	13841.6	2.397	0.041837250	14.58	32.11	48.36
236	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
243	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
252	68.0	36.7	4093	13425.0	1.641	0.028638375	20.52	43.61	64.00
254	3.0	1.6	2000	6560.0	2.379	0.041513525	14.69	32.32	48.66
255	4.3	2.3	2000	6560.0	1.672	0.029178136	20.19	43.00	63.19
270	13.0	7.0	2527	8288.6	2.832	0.049423924	12.47	27.75	42.17
275	4.3	2.3	2000	6560.0	1.672	0.029178136	20.19	43.00	63.19
280	11.8	6.3	2000	6560.0	0.570	0.009952585	43.22	78.64	106.01
285	57.8	31.2	2986	9794.1	0.908	0.015852281	32.64	63.85	89.15
290	4.3	2.3	2000	6560.0	1.672	0.029178136	20.19	43.00	63.19
297	8.5	4.6	2168	7111.0	1.948	0.033933091	17.64	38.16	56.72
305	8.3	4.5	2000	6560.0	0.841	0.014674383	34.39	66.46	92.21
310	21.5	11.6	2945	9659.6	2.781	0.048537521	12.68	28.20	42.81
314	16.8	9.0	2551	8367.3	2.257	0.039400671	15.42	33.79	50.71
320	12.3	6.6	2000	6560.0	0.544	0.009488690	44.27	80.00	107.51
325	14.3	7.7	2500	8200.0	2.467	0.043051639	14.20	31.33	47.26
331	19.3	10.4	3784	12411.5	5.621	0.098107746	6.39	14.56	22.59
340	15.3	8.2	3500	11480.0	6.058	0.105736925	5.93	13.54	21.02
345	27.0	14.6	3727	12224.6	3.842	0.067053013	9.30	20.98	32.26
350	19.3	10.4	3828	12555.8	5.752	0.100395149	6.25	14.24	22.10
355	17.5	9.4	3600	11808.0	5.593	0.097612807	6.42	14.64	22.70
358	17.5	9.4	3500	11480.0	5.265	0.091894299	6.82	15.52	24.05

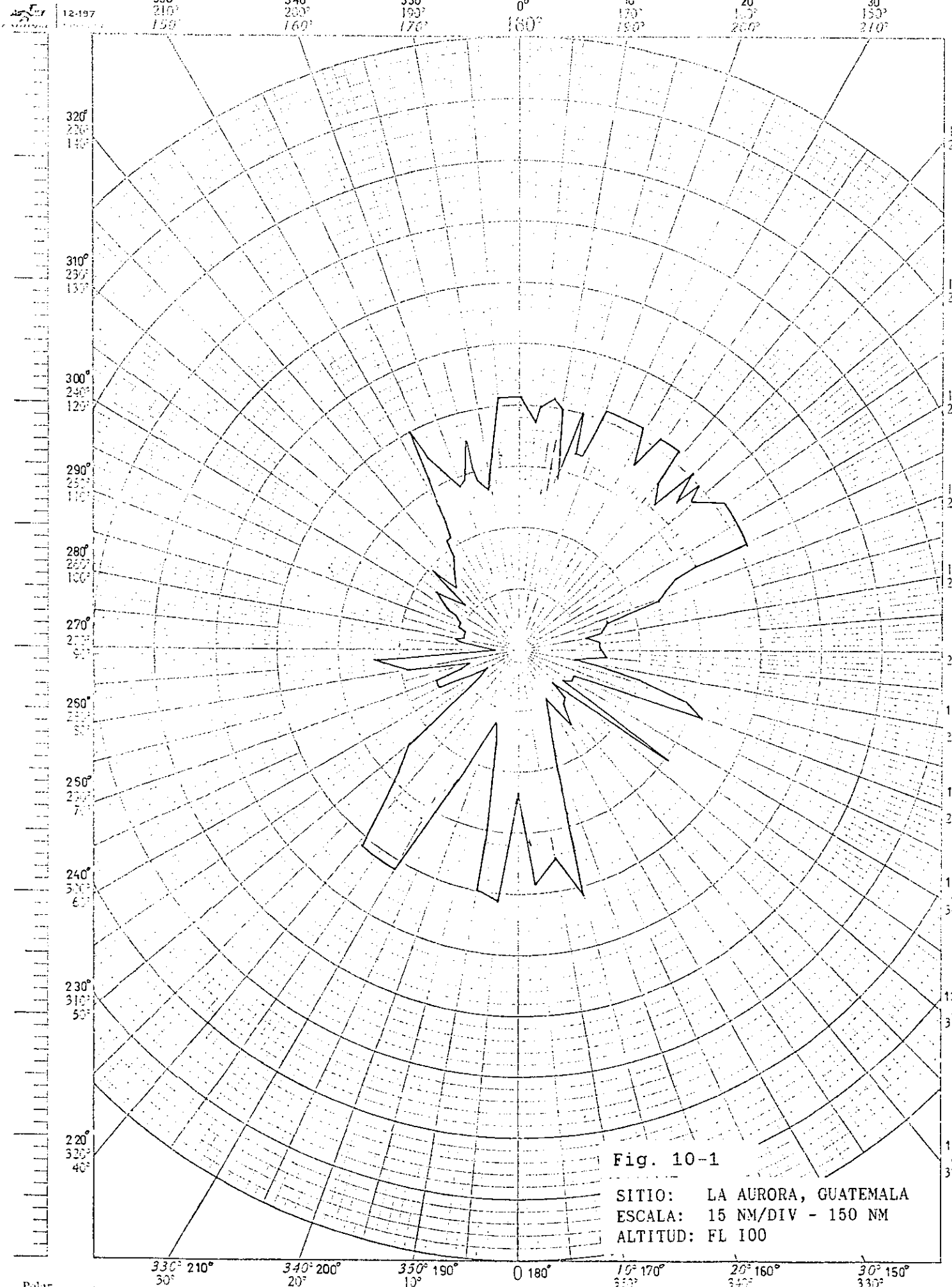


Fig. 10-1

SITIO: LA AURORA, GUATEMALA
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 100

330° 210° 340° 200° 350° 190° 0 180° 10° 170° 20° 160° 30° 150°

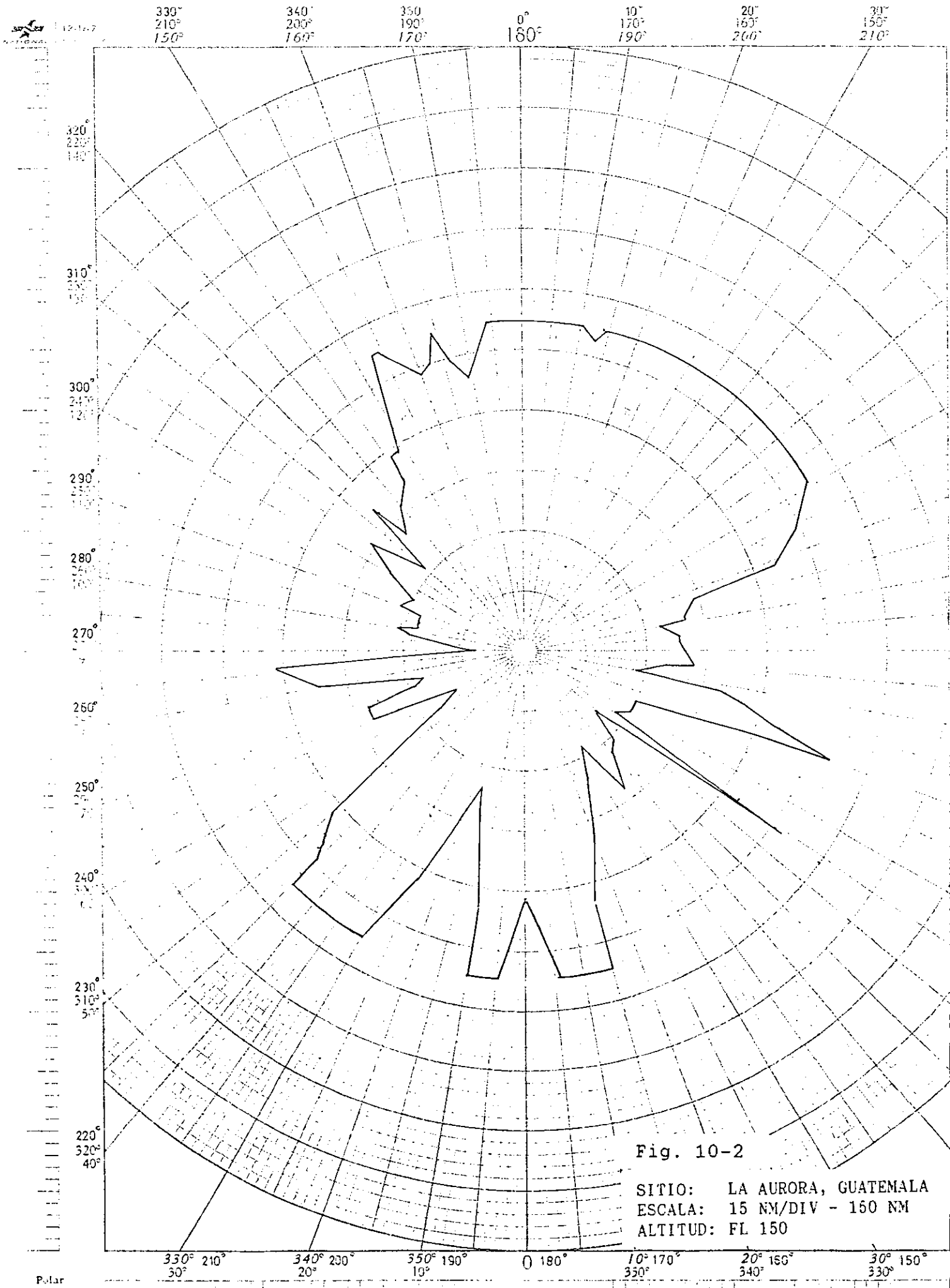


Fig. 10-2

SITIO: LA AURORA, GUATEMALA
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 150

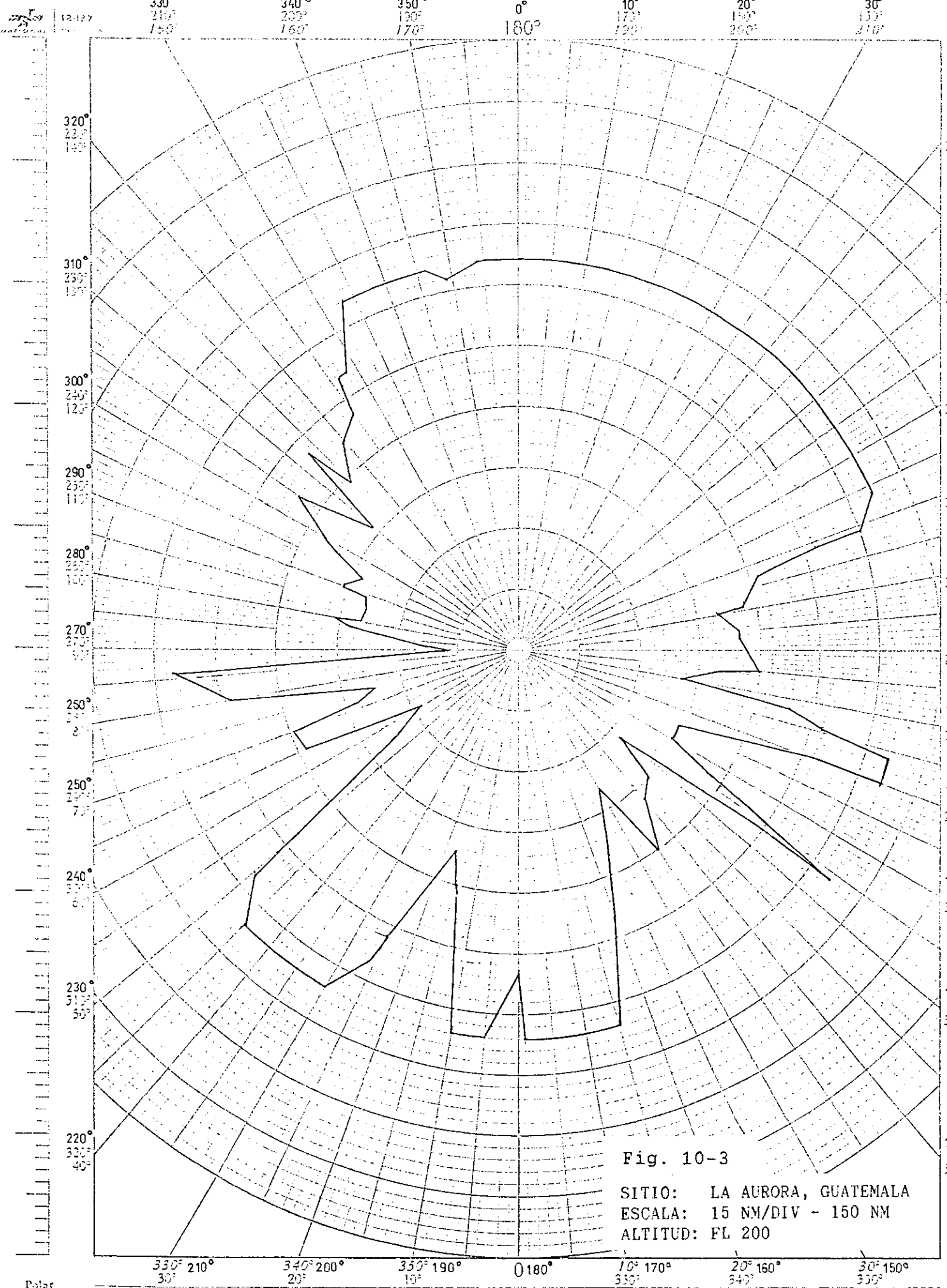


Fig. 10-3

SITIO: LA AURORA, GUATEMALA
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 200

13487

330° 210° 150° 340° 200° 130° 350° 190° 170° 0 180° 170° 150° 100° 200° 150° 210°

320° 140°
310° 230° 140°
300° 240° 120°
290° 235° 110°
280° 230° 100°
270° 225° 90°
260° 220° 80°
250° 215° 70°
240° 210° 60°
230° 205° 50°
220° 200° 40°

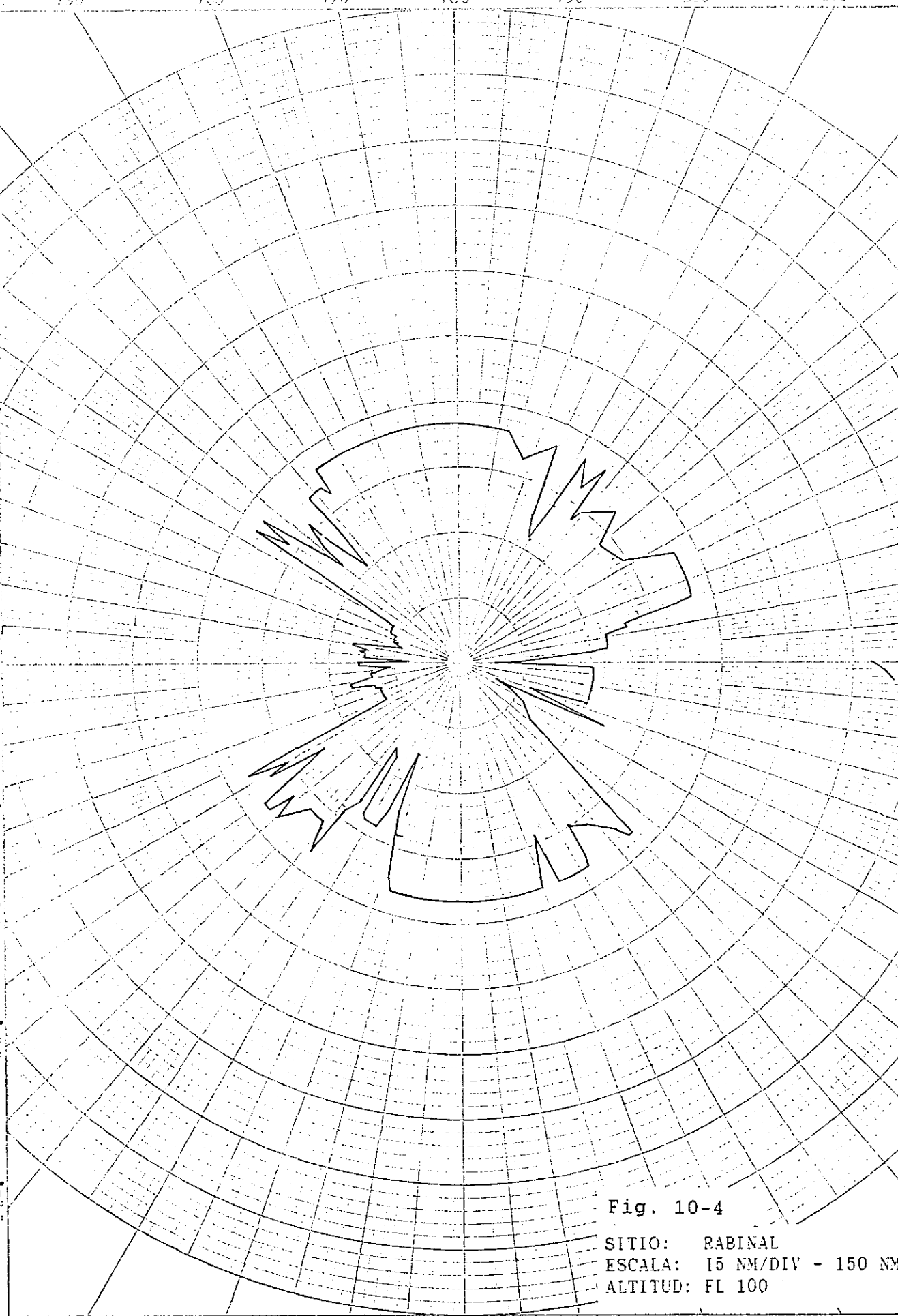


Fig. 10-4

SITIO: RABINAL
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 100

330° 210° 30° 340° 200° 20° 350° 190° 10° 0 180° 170° 350° 10° 170° 20° 160° 340° 20° 150° 330°

330° 210° 150° 340° 200° 160° 350° 190° 170° 0° 180° 10° 170° 190° 20° 160° 200° 30° 150° 210°

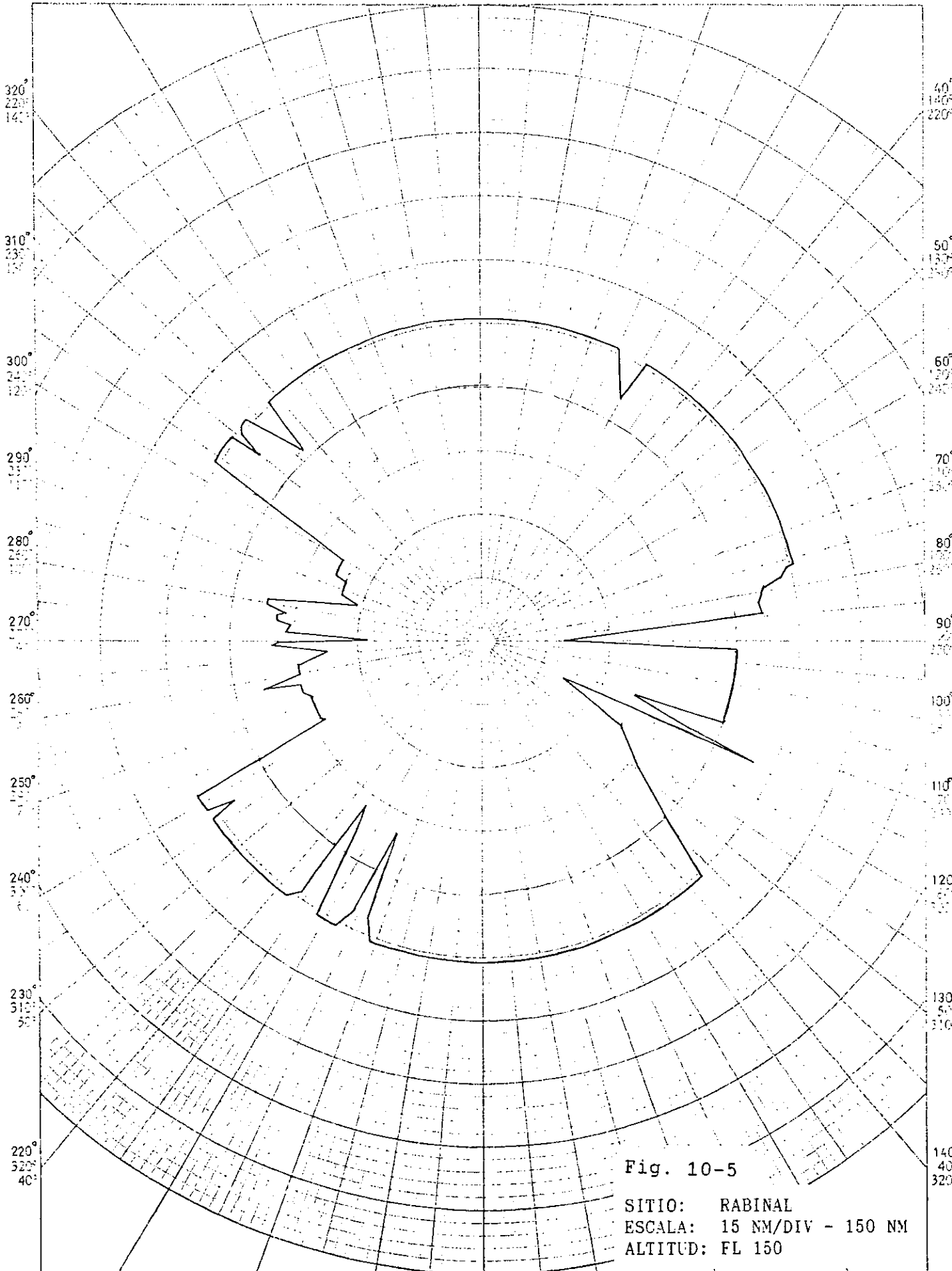


Fig. 10-5

SITIO: RABINAL
ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
ALTITUD: FL 150

12-1157
330° 210° 150°
340° 200° 160°
350° 190° 170°
0° 180°
170° 150°
190° 200°
150° 210°

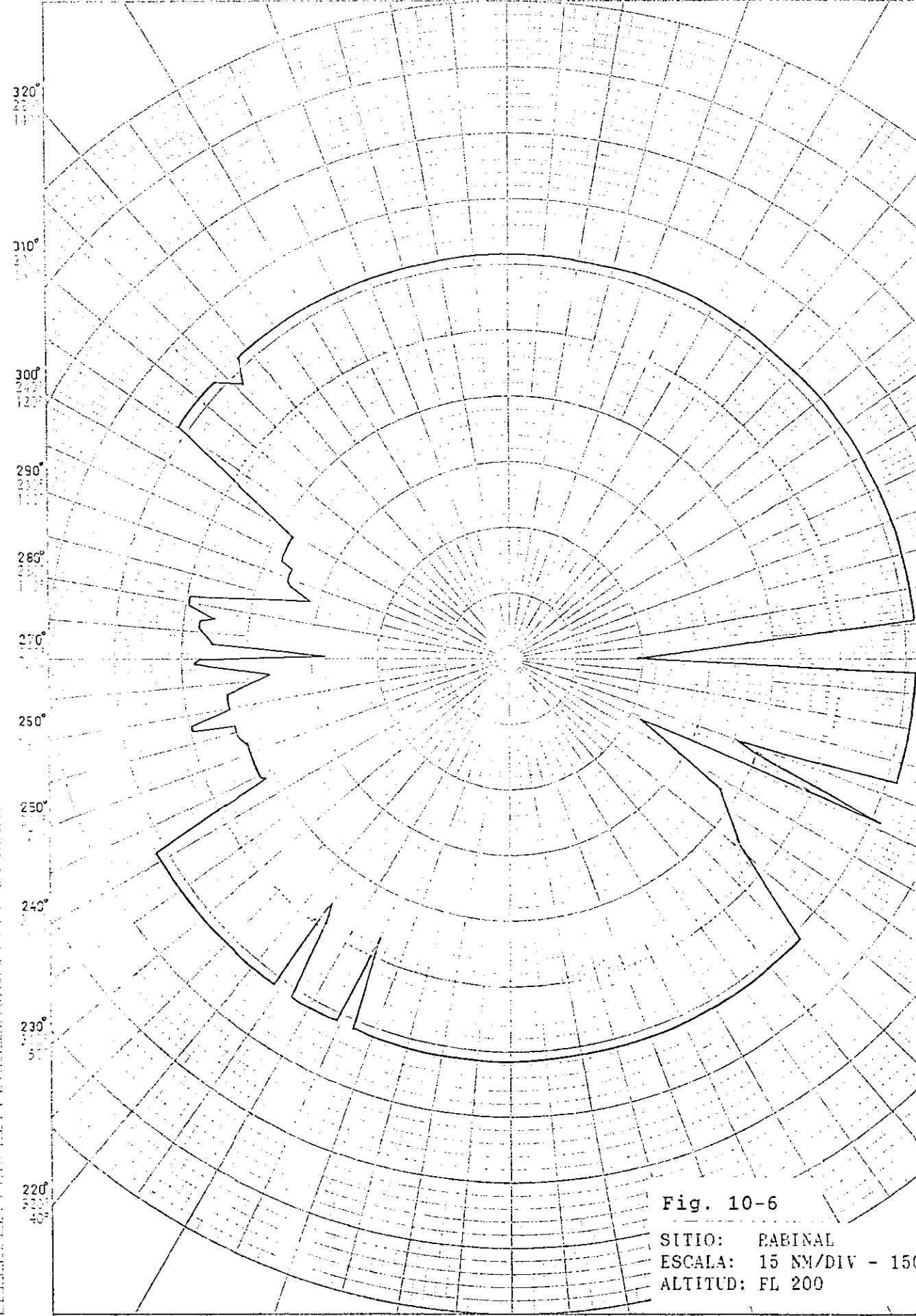


Fig. 10-6

SITIO: PABINAL
ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
ALTITUD: FL 200

330° 210° 340° 200° 350° 190° 0 180° 170° 150° 190° 200° 30° 150°
50° 20° 10° 350° 340° 330°

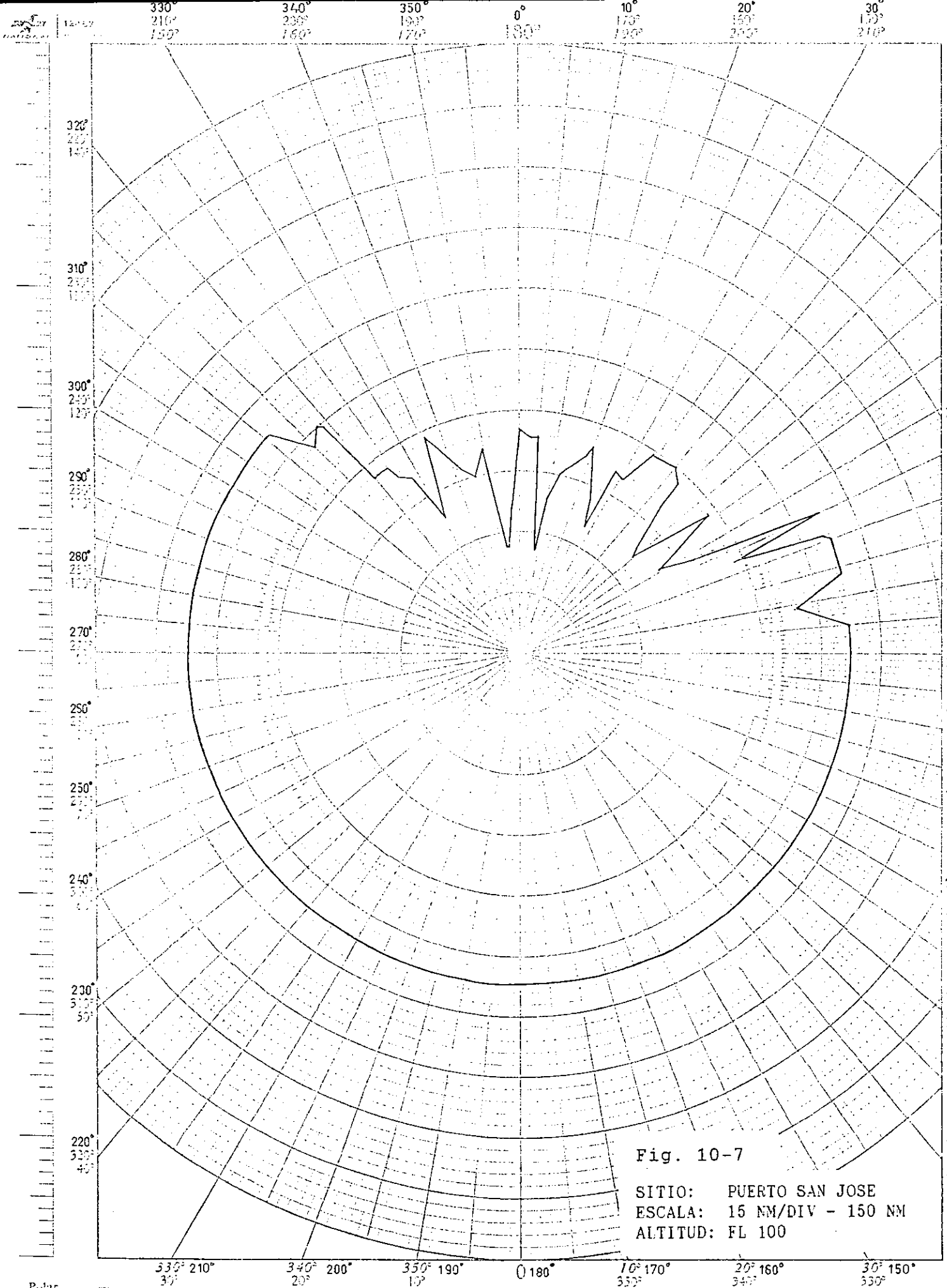


Fig. 10-7

SITIO: PUERTO SAN JOSE
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 100

330° 210° 340° 200° 350° 190° 0 180° 10° 170° 20° 160° 30° 150°
 30° 20° 10° 350° 340° 330°

Polar

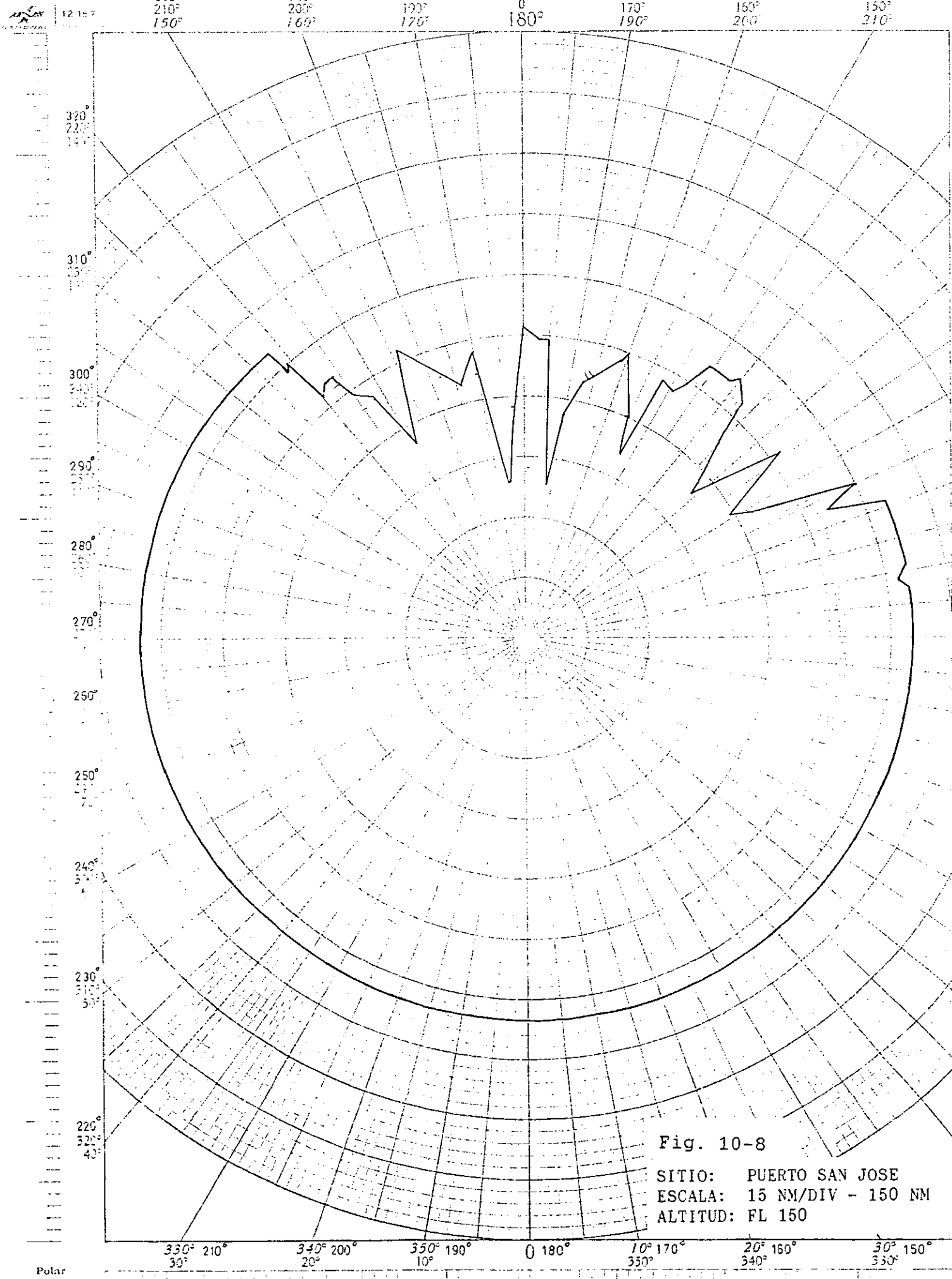


Fig. 10-8

SITIO: PUERTO SAN JOSE
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 150

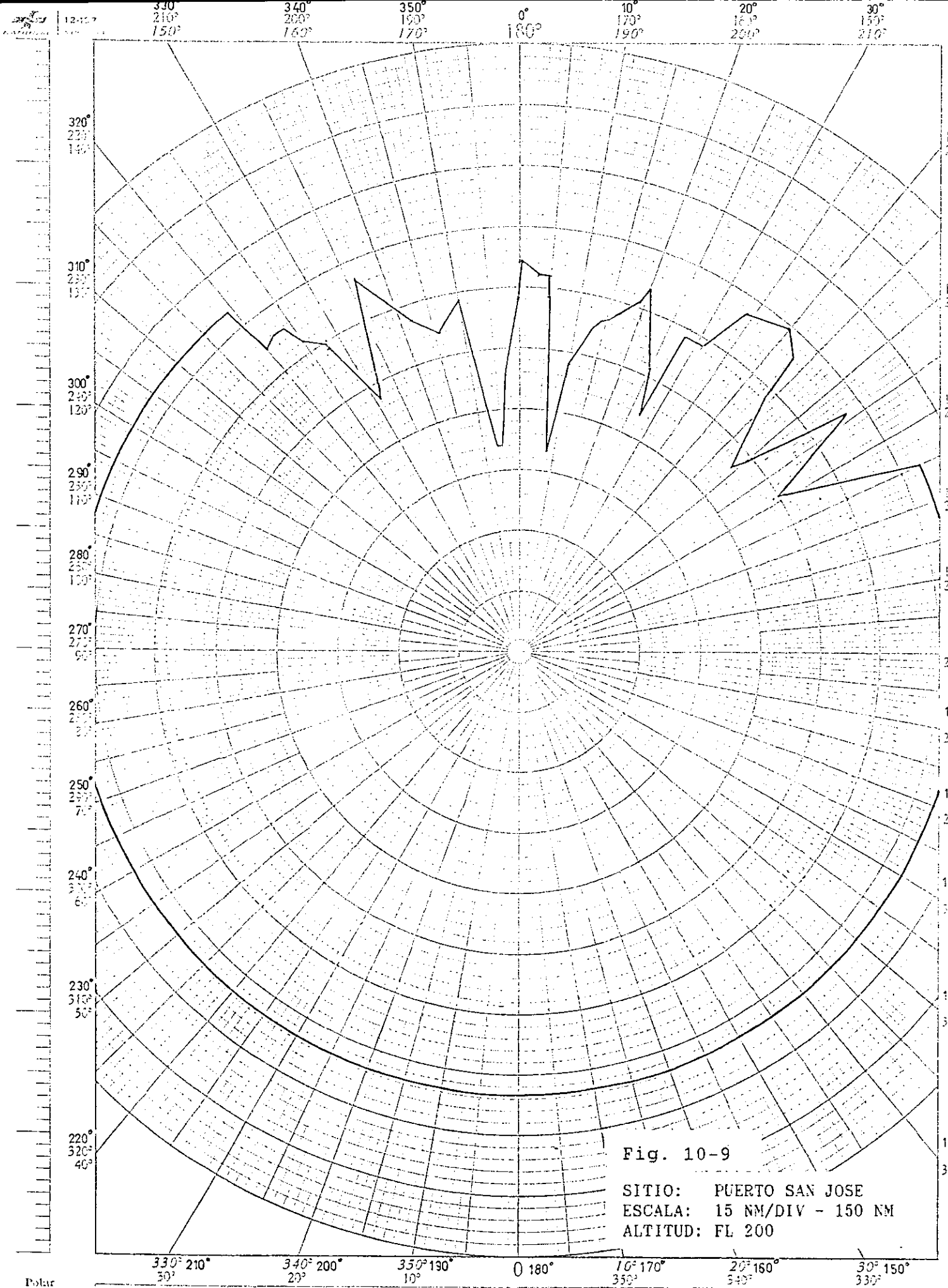


Fig. 10-9

SITIO: PUERTO SAN JOSE
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 200

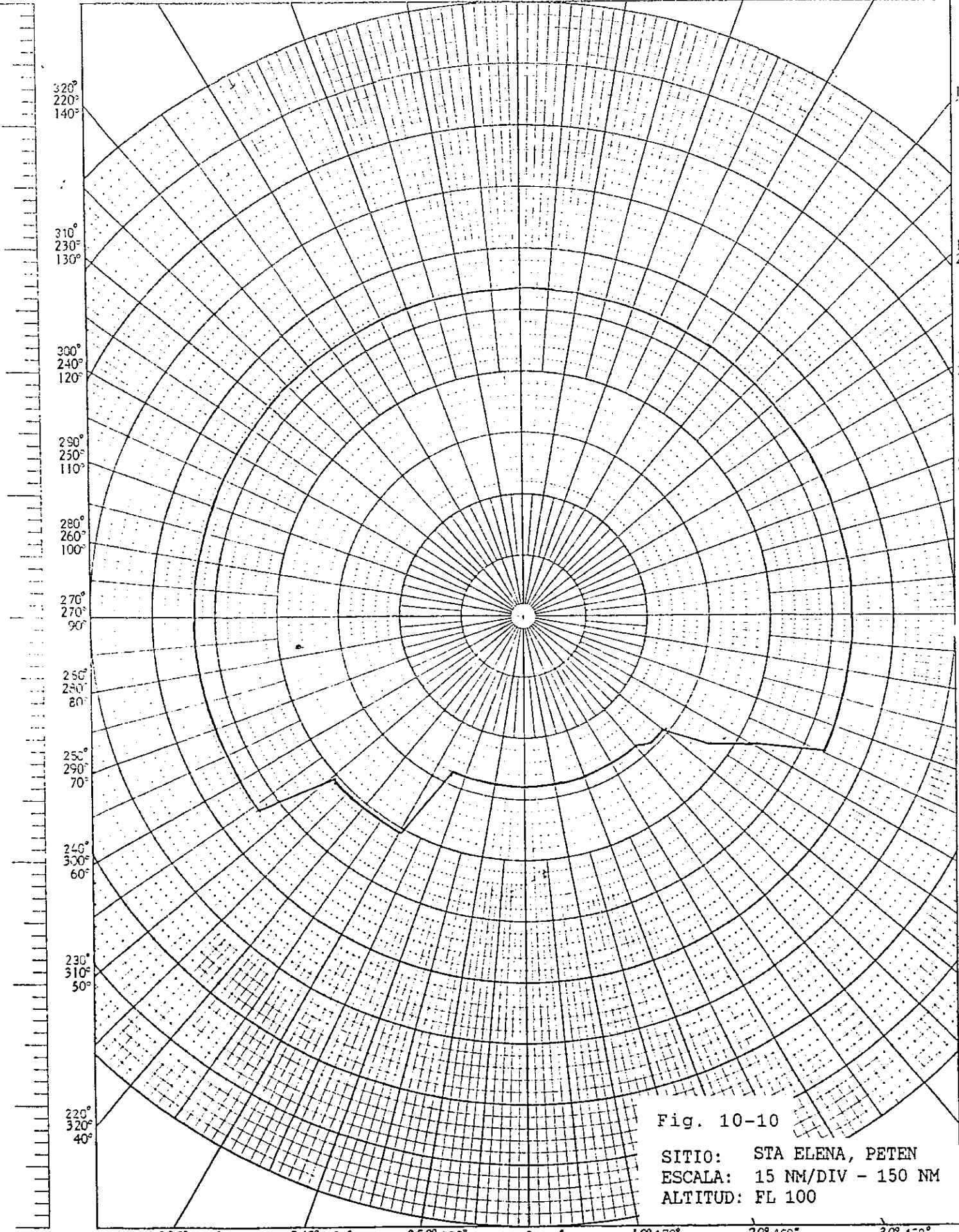


Fig. 10-10

SITIO: STA ELENA, PETEN
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 100

330° 210° 150° 340° 200° 160° 350° 190° 170° 0° 180° 10° 170° 190° 20° 160° 200° 30° 150° 210°

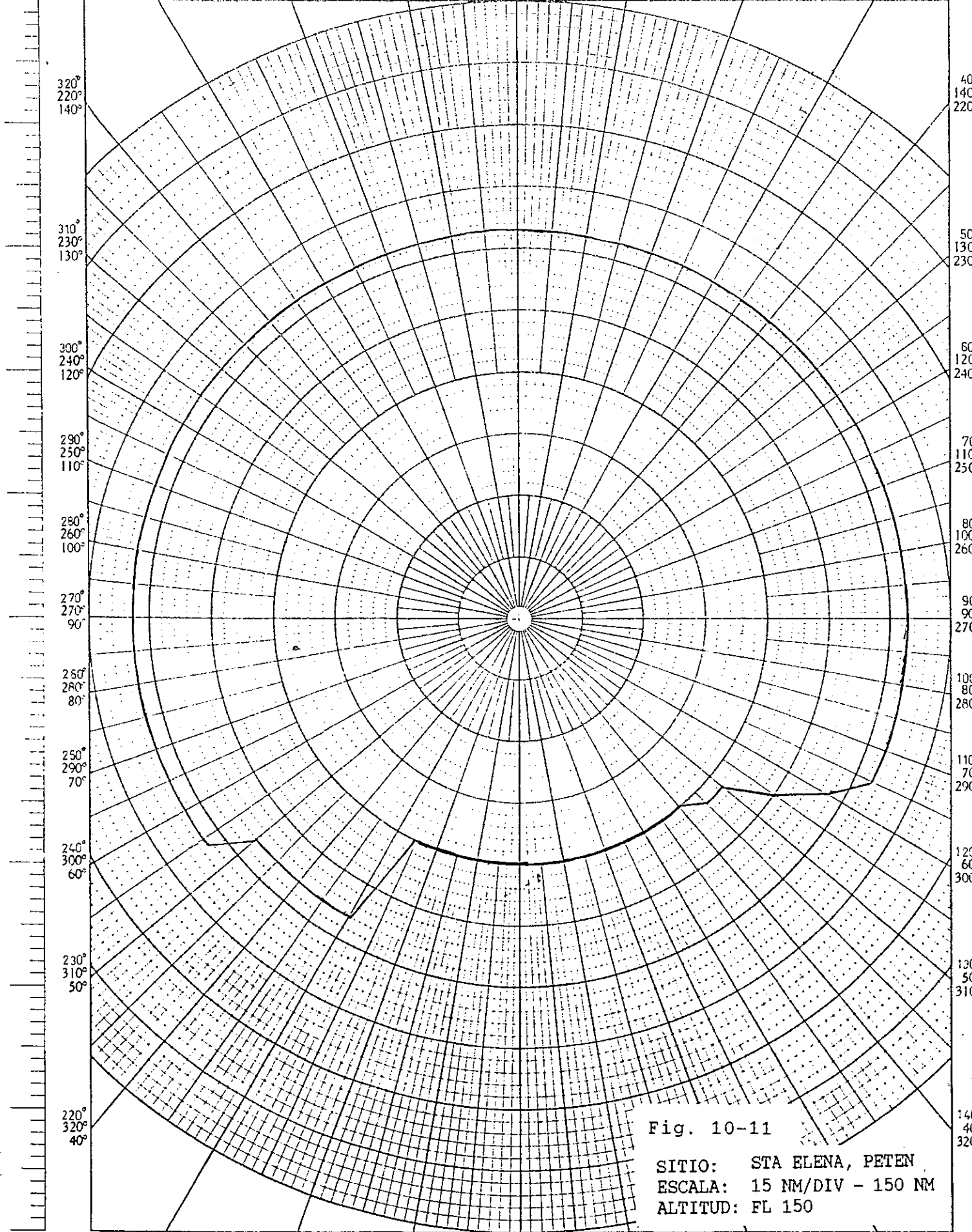


Fig. 10-11

SITIO: STA ELENA, PETEN
ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
ALTITUD: FL 150

330° 210° 30° 340° 200° 20° 350° 190° 10° 0 180° 10° 170° 350° 20° 160° 340° 30° 150° 330°

330° 210° 340° 200° 350° 190° 0° 180° 10° 170° 20° 160° 30° 150°
150° 160° 170° 180° 190° 200°

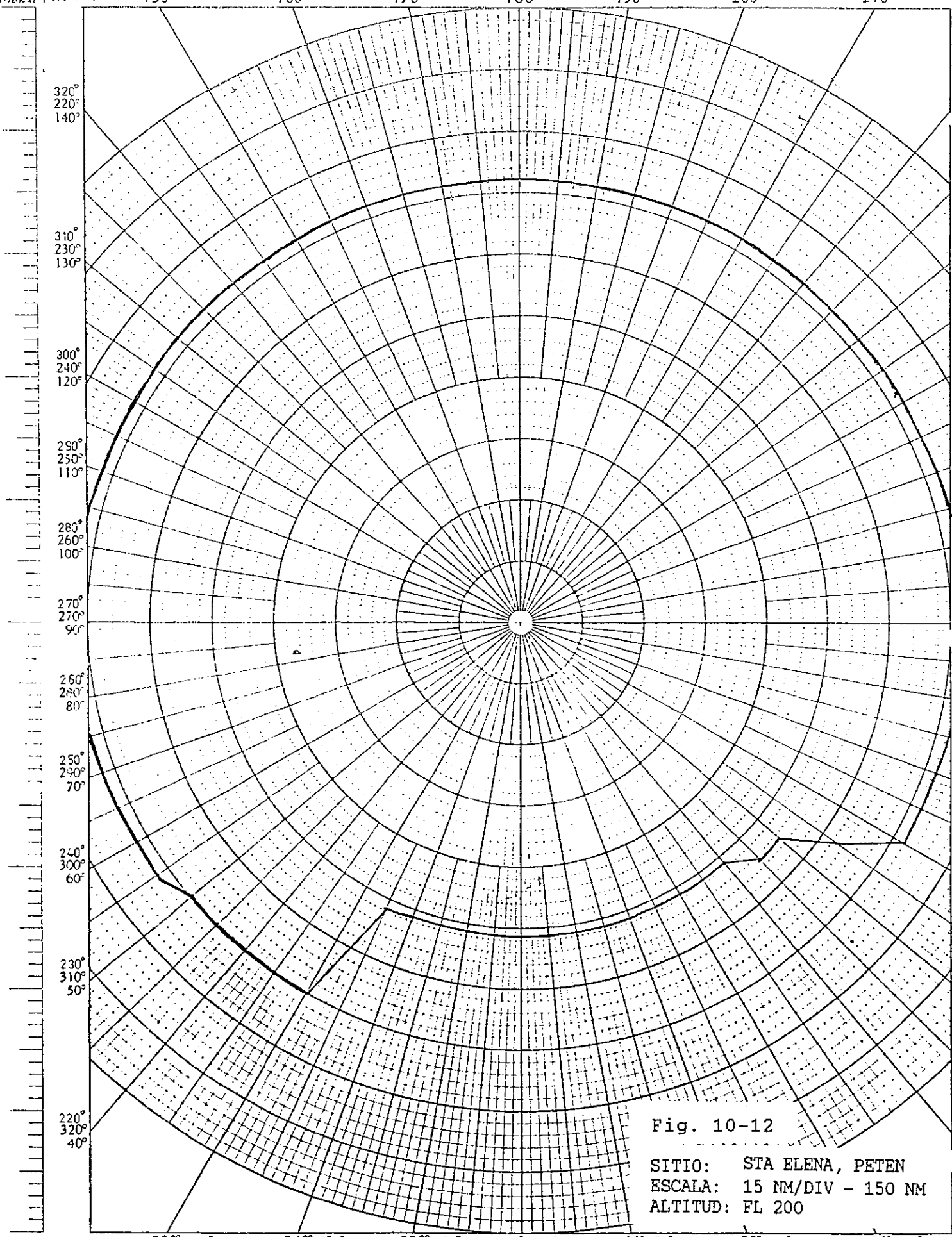


Fig. 10-12
SITIO: STA ELENA, PETEN
ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
ALTITUD: FL 200

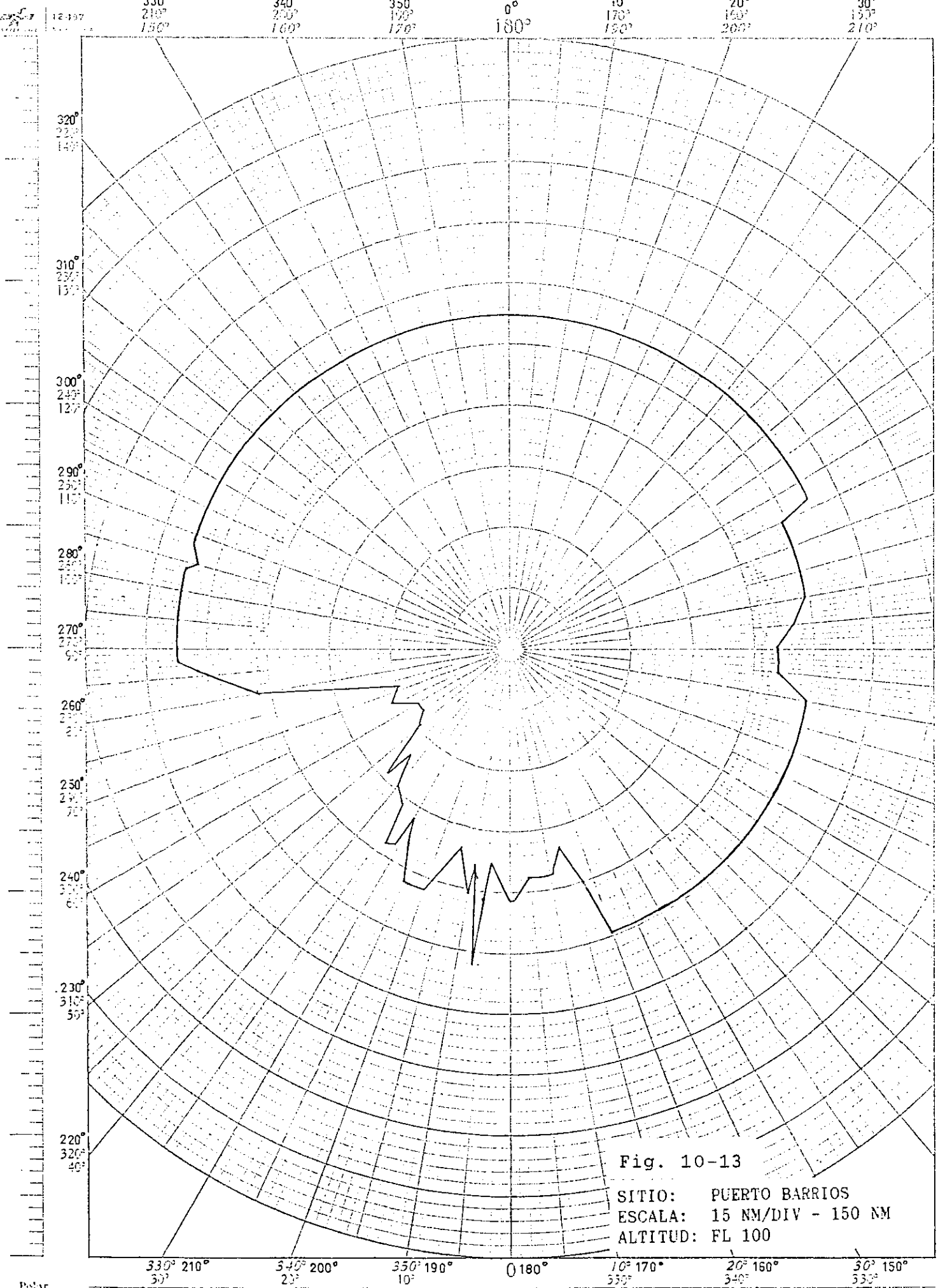


Fig. 10-13

SITIO: PUERTO BARRIOS
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 100

320° 220° 140°
310° 230° 150°
300° 240° 120°
290° 250° 110°
280° 260° 100°
270° 270° 90°
260° 280° 80°
250° 290° 70°
240° 300° 60°
230° 310° 50°
220° 320° 40°

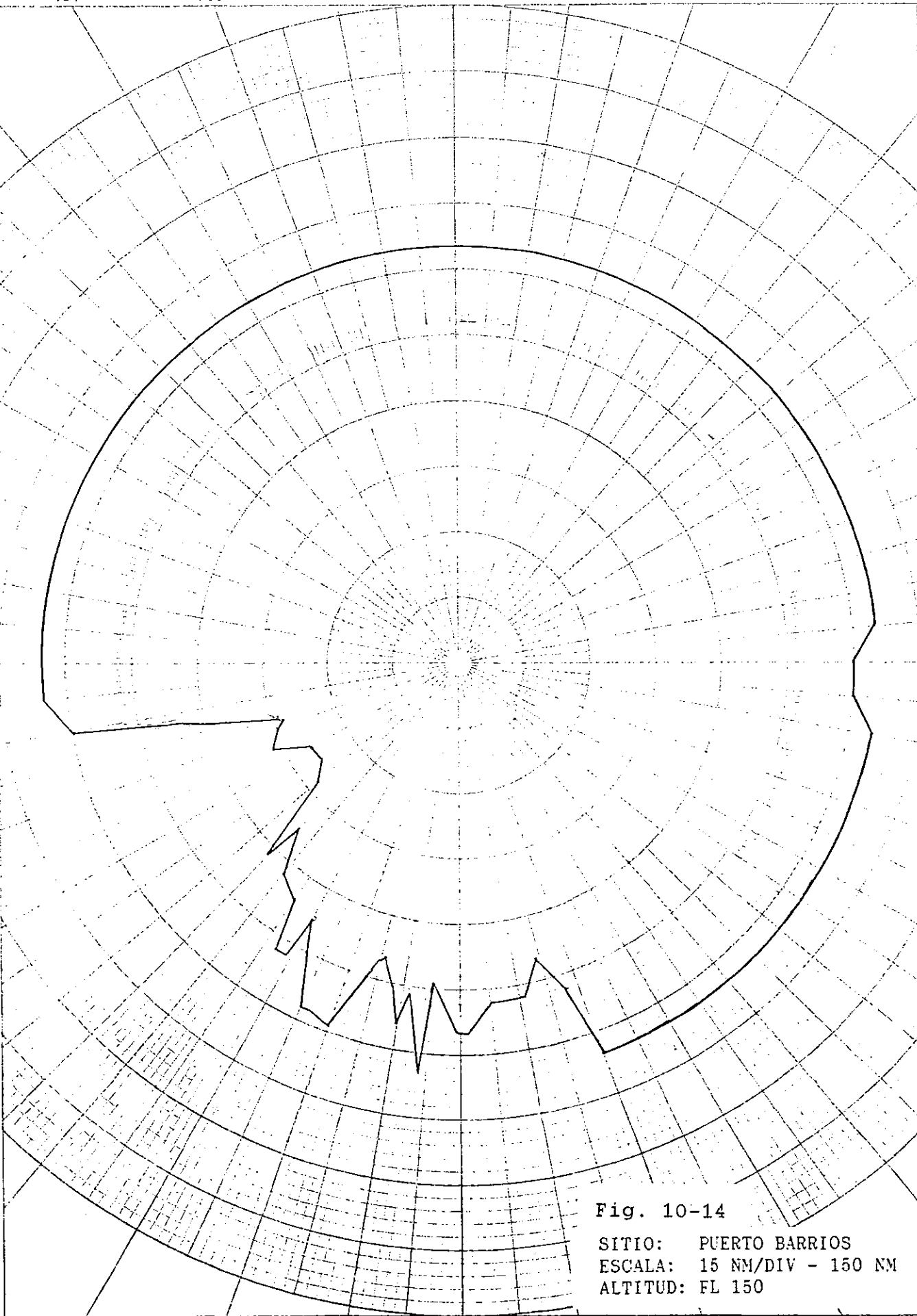


Fig. 10-14

SITIO: PUERTO BARRIOS
ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
ALTITUD: FL 150

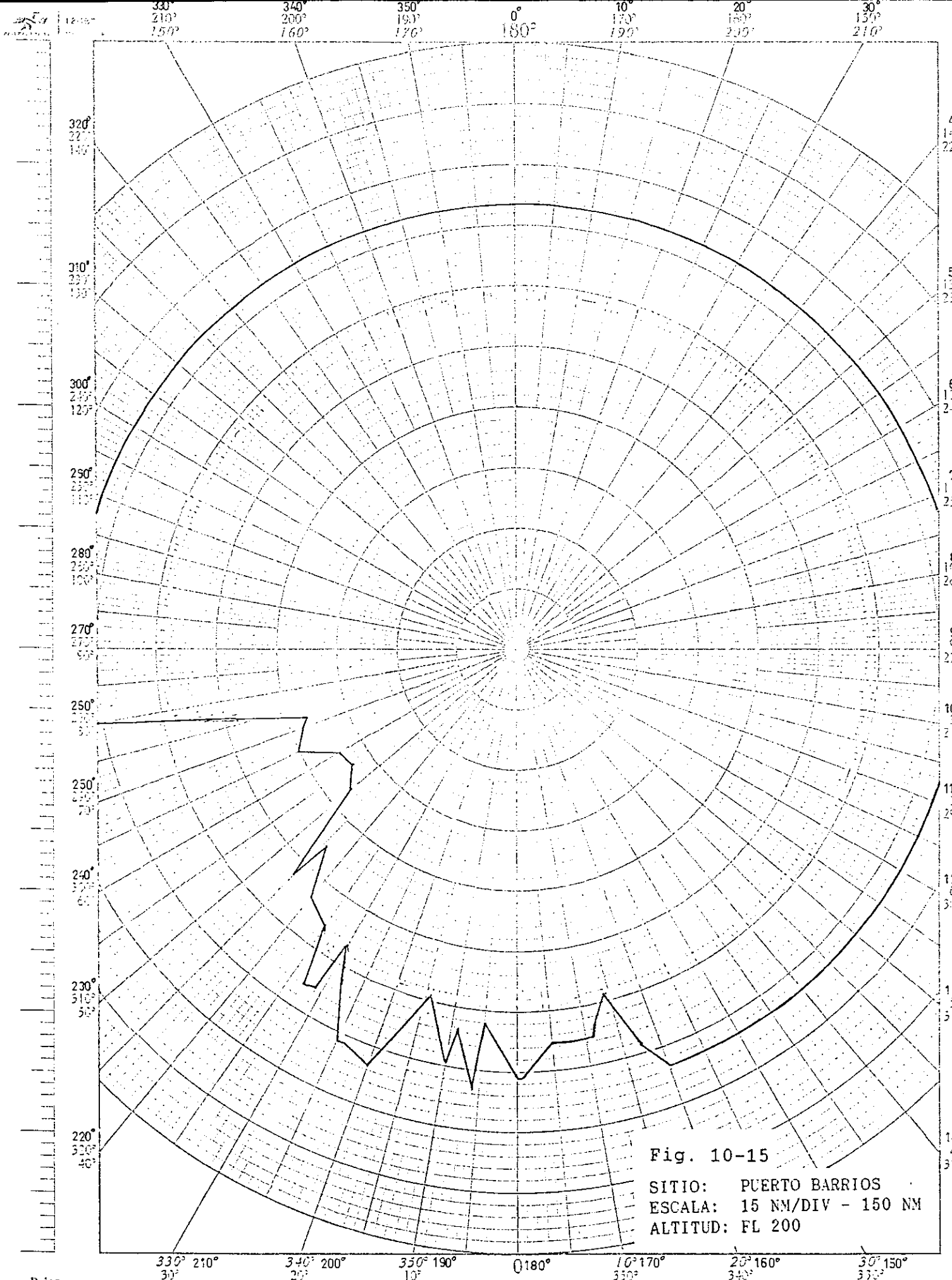


Fig. 10-15
 SITIO: PUERTO BARRIOS
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 200

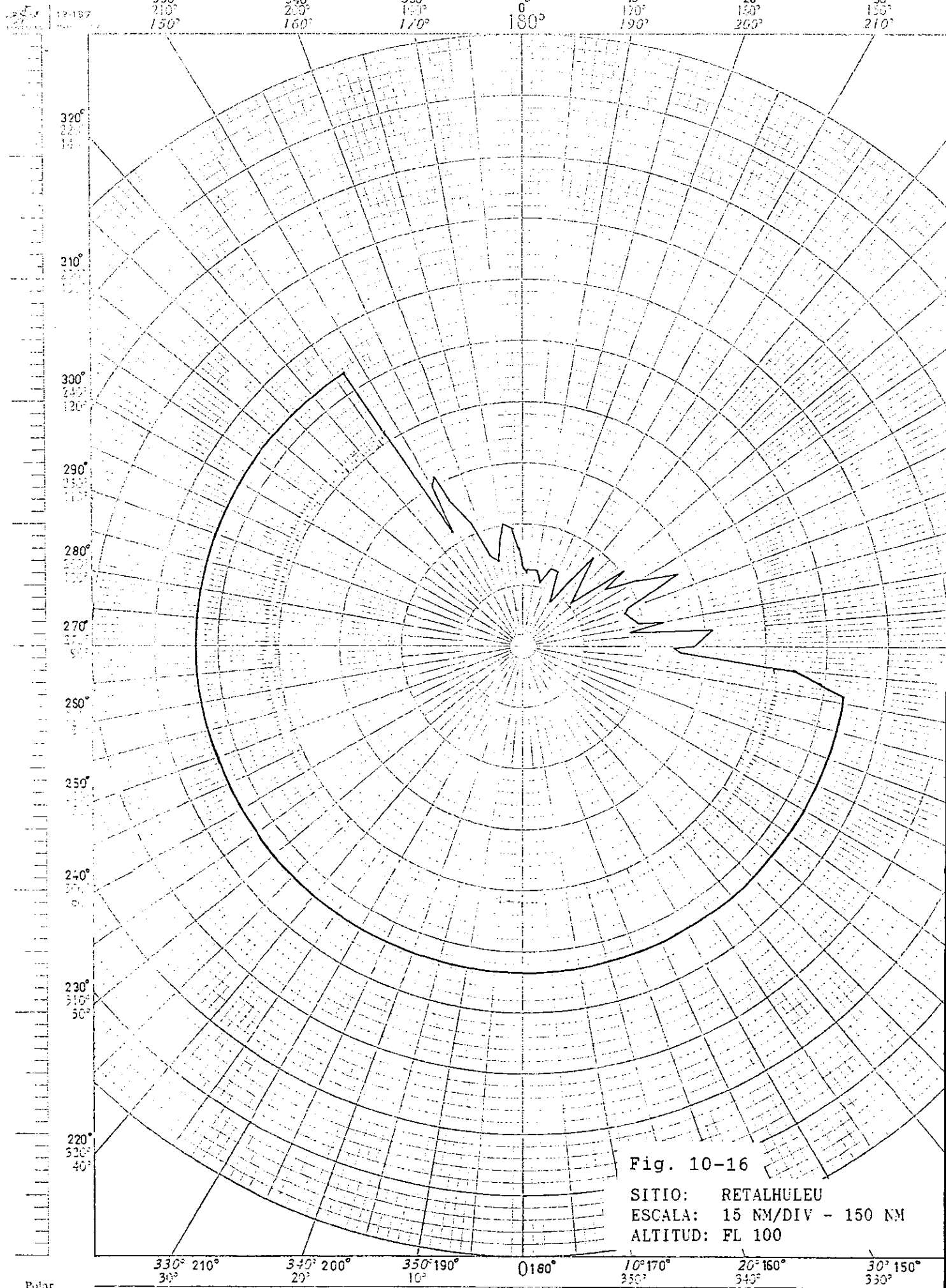


Fig. 10-16

SITIO: RETALHULEU
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 100

12-157

330° 340° 350° 0° 10° 20° 30°
180° 170° 160° 150° 140°
150° 150° 170° 190° 200° 210°

320°
220°
160°
310°
230°
150°
300°
240°
120°
290°
270°
110°
280°
260°
70°
250°
60°
240°
50°
230°
40°
220°
30°
40°

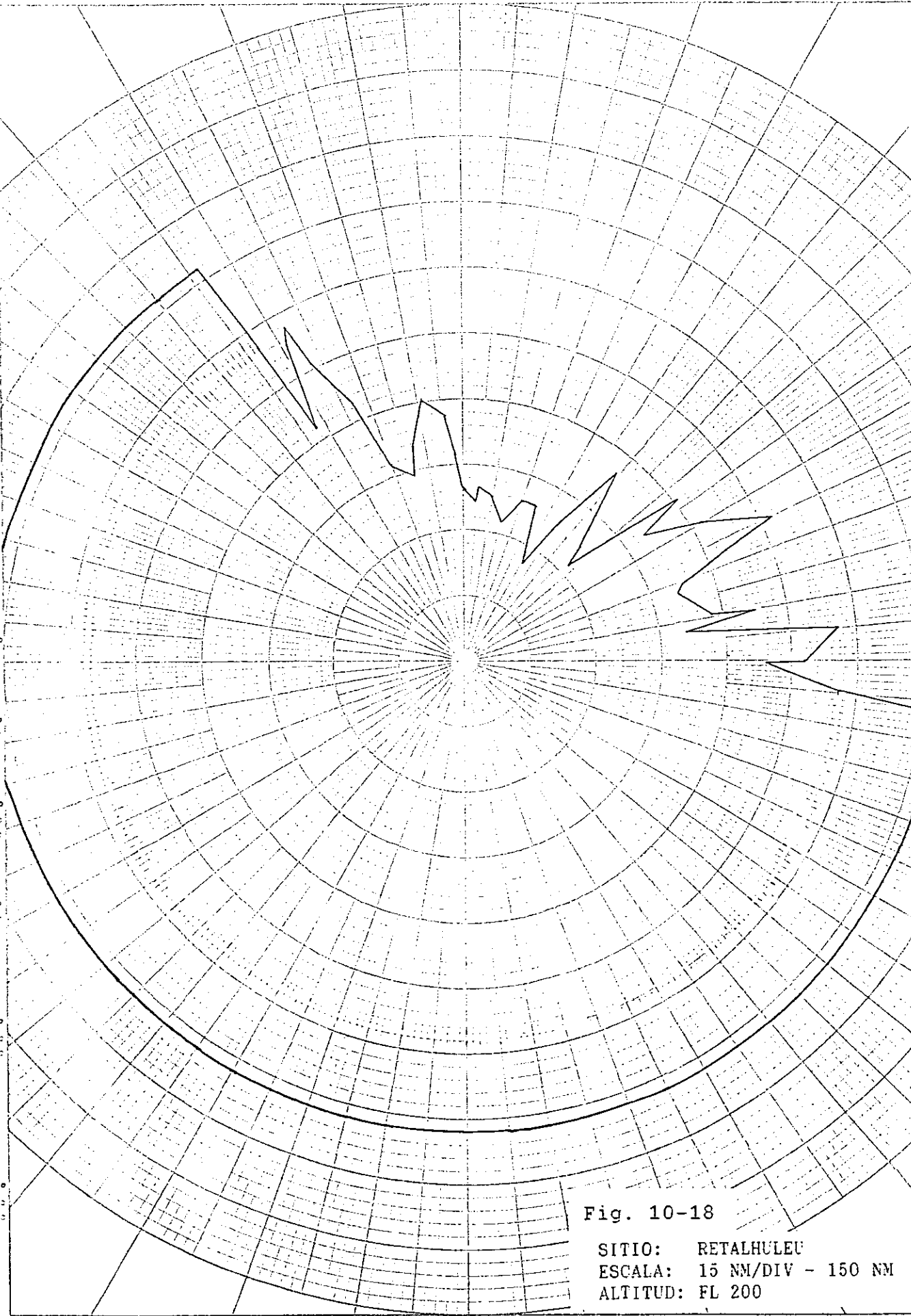
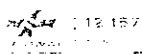


Fig. 10-18

SITIO: RETALHULEU
ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
ALTITUD: FL 200

330° 210° 340° 200° 350° 190° 0 180° 10° 170° 20° 160° 30° 150°
30° 20° 10° 350° 340° 330°



330° 210° 150° 340° 200° 160° 350° 190° 170° 0° 180° 10° 170° 190° 20° 160° 200° 30° 150° 210°

320° 220° 140°
 310° 230° 150°
 300° 240° 160°
 290° 250° 170°
 280° 260° 180°
 270° 270° 190°
 260° 280° 200°
 250° 290° 210°
 240° 300° 220°
 230° 310° 230°
 220° 320° 240°

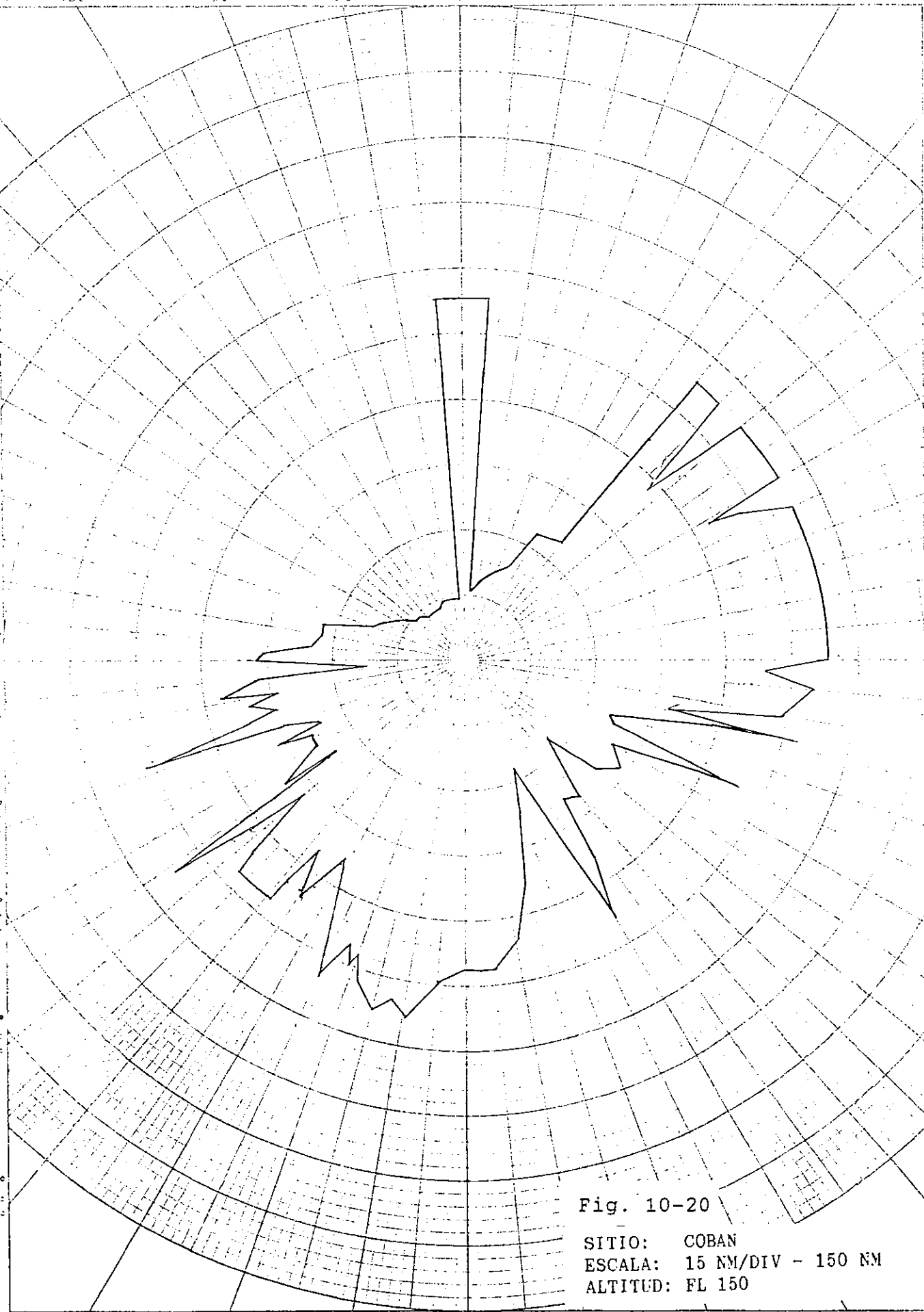


Fig. 10-20

SITIO: COBAN
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 150

330° 210° 340° 200° 350° 190° 0 180° 10° 170° 20° 160° 30° 150°
 30° 20° 10° 350° 340° 330°

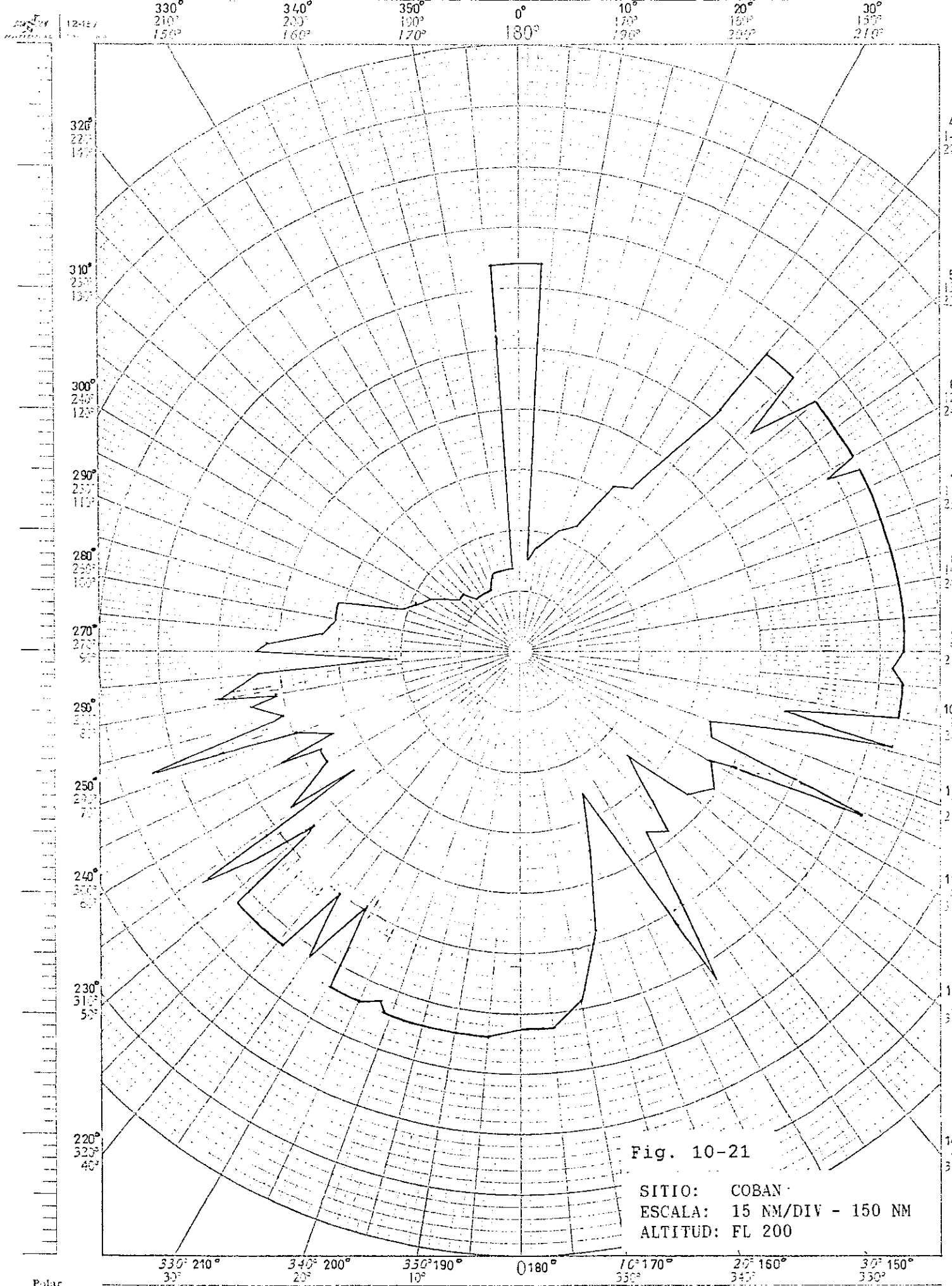


Fig. 10-21

SITIO: COBAN
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 200

330 340 350 0 10 20 30
210 200 190 180 170 160 150
150 160 170 180 190 200 210

320
310
300
290
280
270
260
250
240
230
220

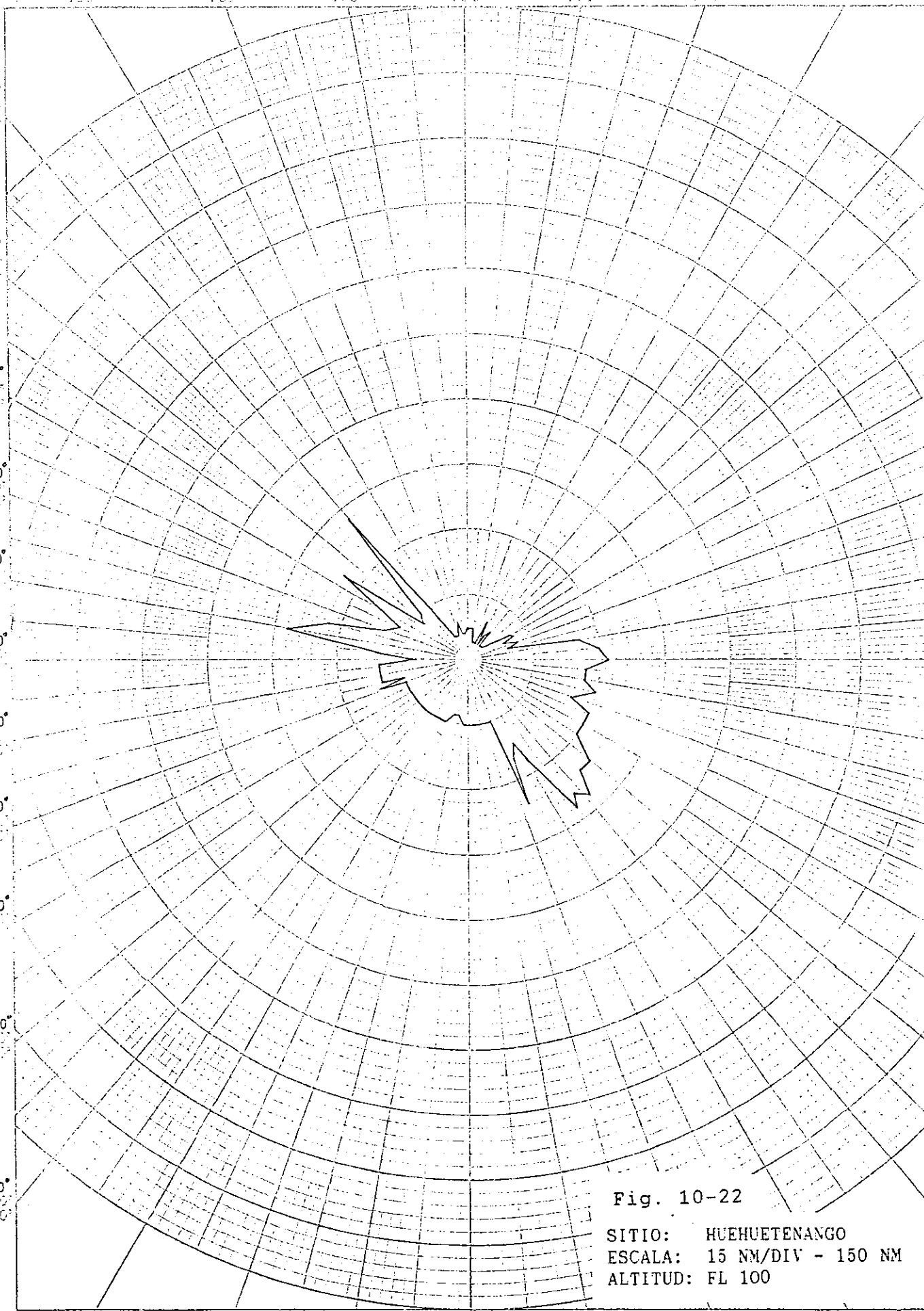


Fig. 10-22
SITIO: HUEHUETENANGO
ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
ALTITUD: FL 100

330 210 340 200 350 190 0 180 10 170 20 160 30 150
30 320 40 330

330° 210° 150° 340° 200° 160° 350° 190° 170° 0° 180° 10° 170° 190° 20° 160° 200° 30° 150° 210°

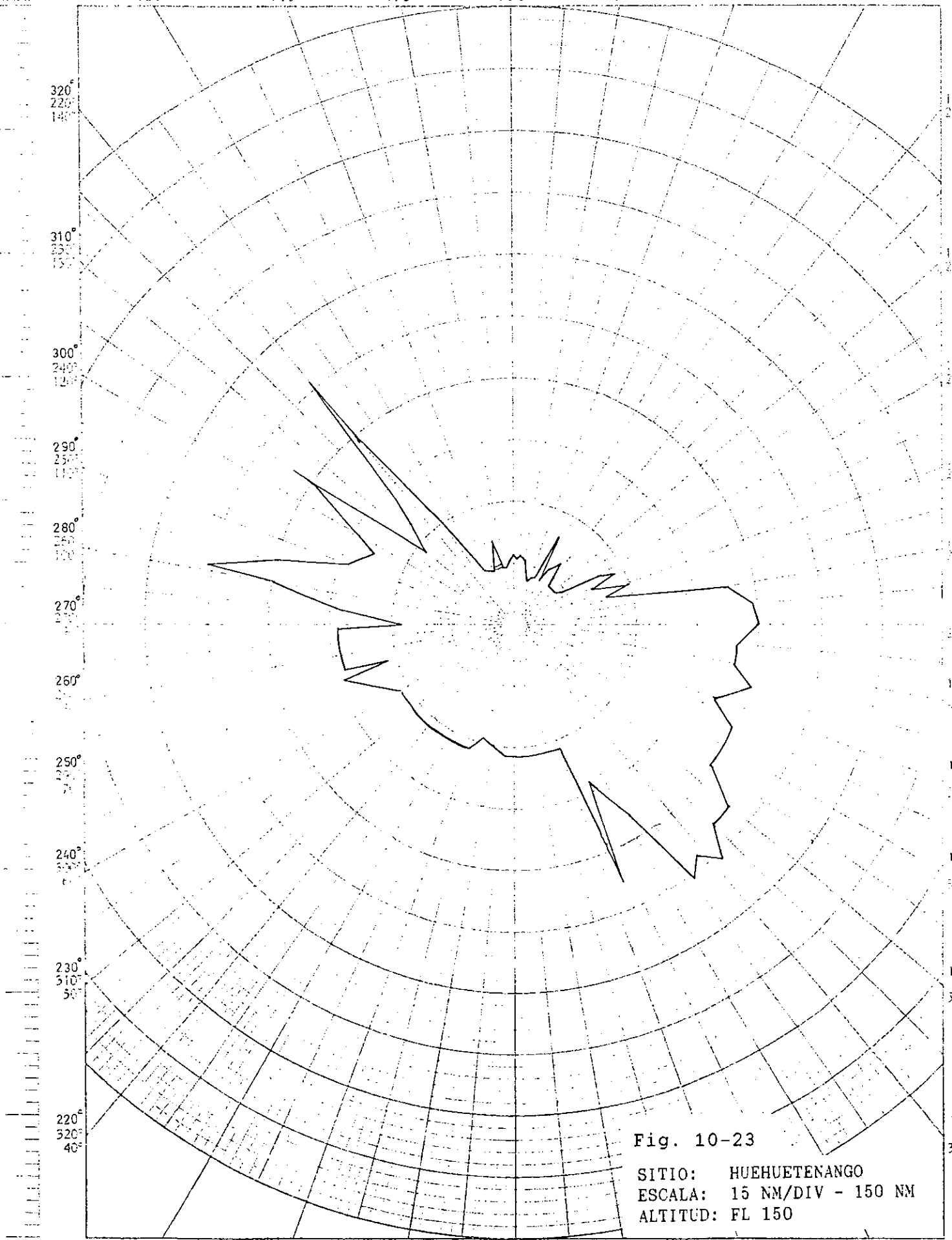


Fig. 10-23

SITIO: HUEHUETENANGO
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 150

330° 210° 30° 340° 200° 20° 350° 190° 10° 0 180° 10° 170° 350° 20° 160° 340° 30° 150° 330°

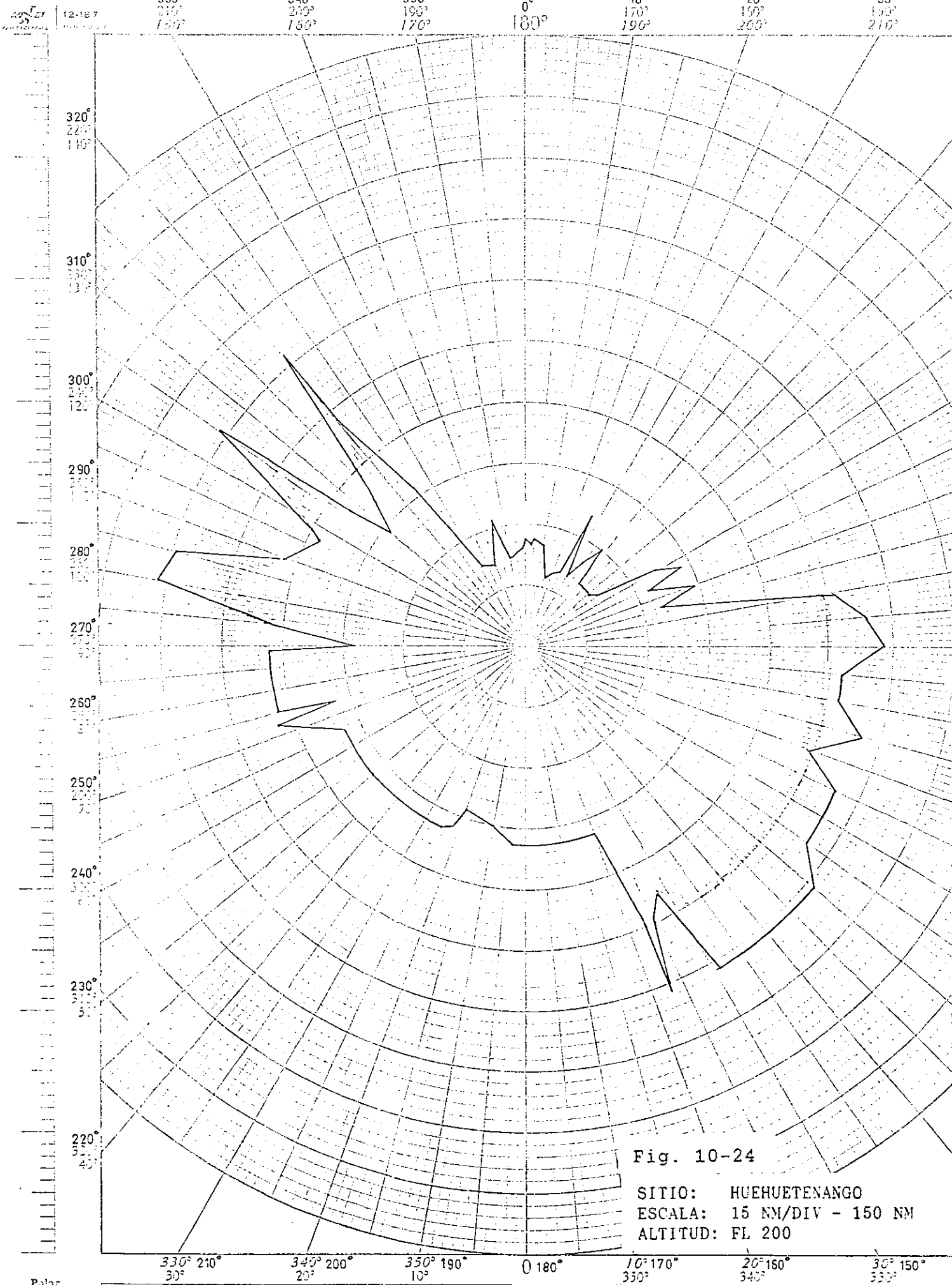


Fig. 10-24

SITIO: HUEHUETENANGO
 ESCALA: 15 NM/DIV - 150 NM
 ALTITUD: FL 200

12-127
 330° 210° 340° 200° 350° 190° 0 180° 10° 170° 20° 160° 30° 150°
 320° 240° 180°
 310° 230° 170°
 300° 220° 160°
 290° 210° 150°
 280° 200° 140°
 270° 190° 130°
 260° 180° 120°
 250° 170° 110°
 240° 160° 100°
 230° 150° 90°
 220° 140° 80°
 Polac
 30° 20° 10° 350° 340° 330°

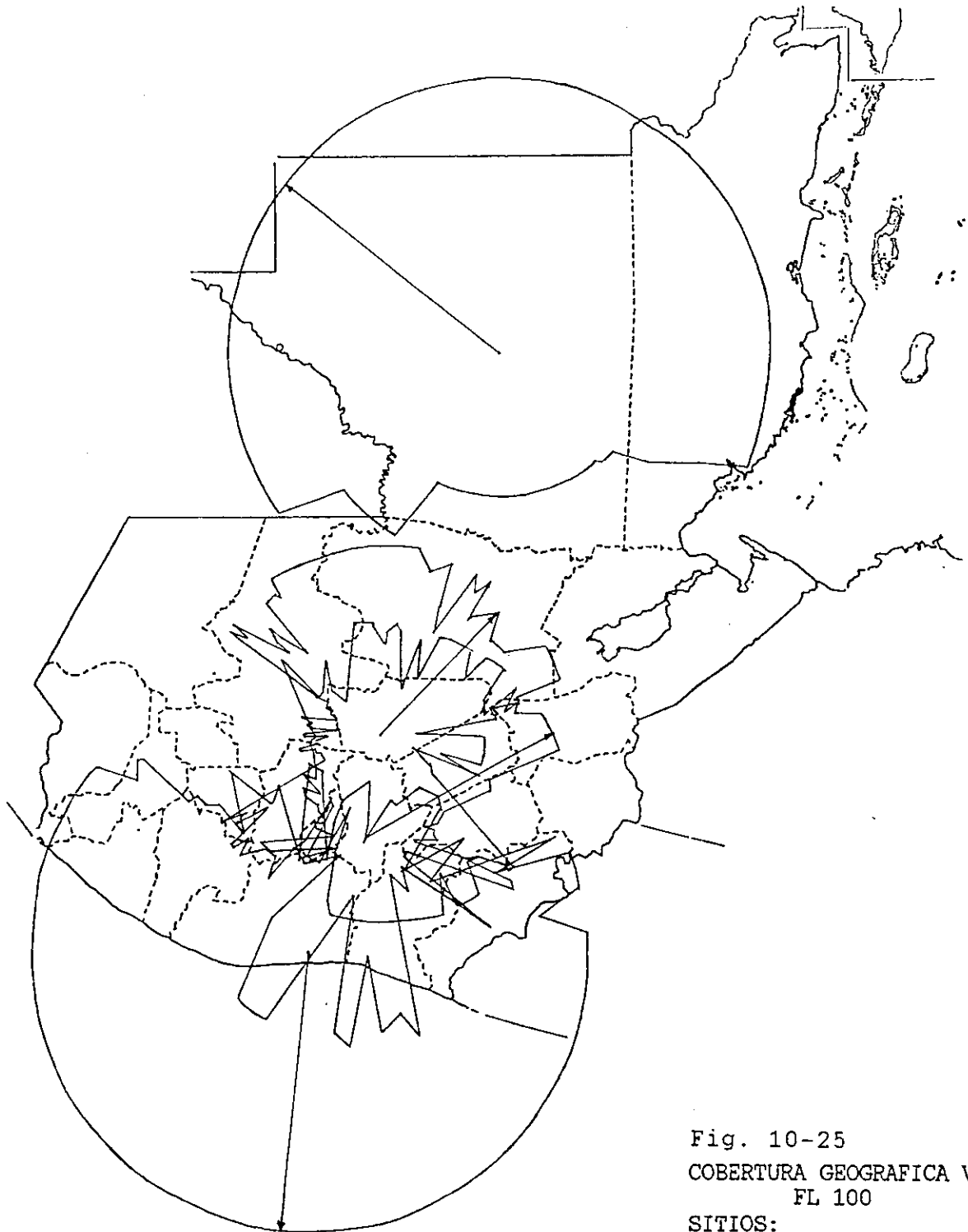


Fig. 10-25
COBERTURA GEOGRAFICA VOR
FL 100
SITIOS:
LA AURORA
RABINAL
PTO SAN JOSE
STA ELENA

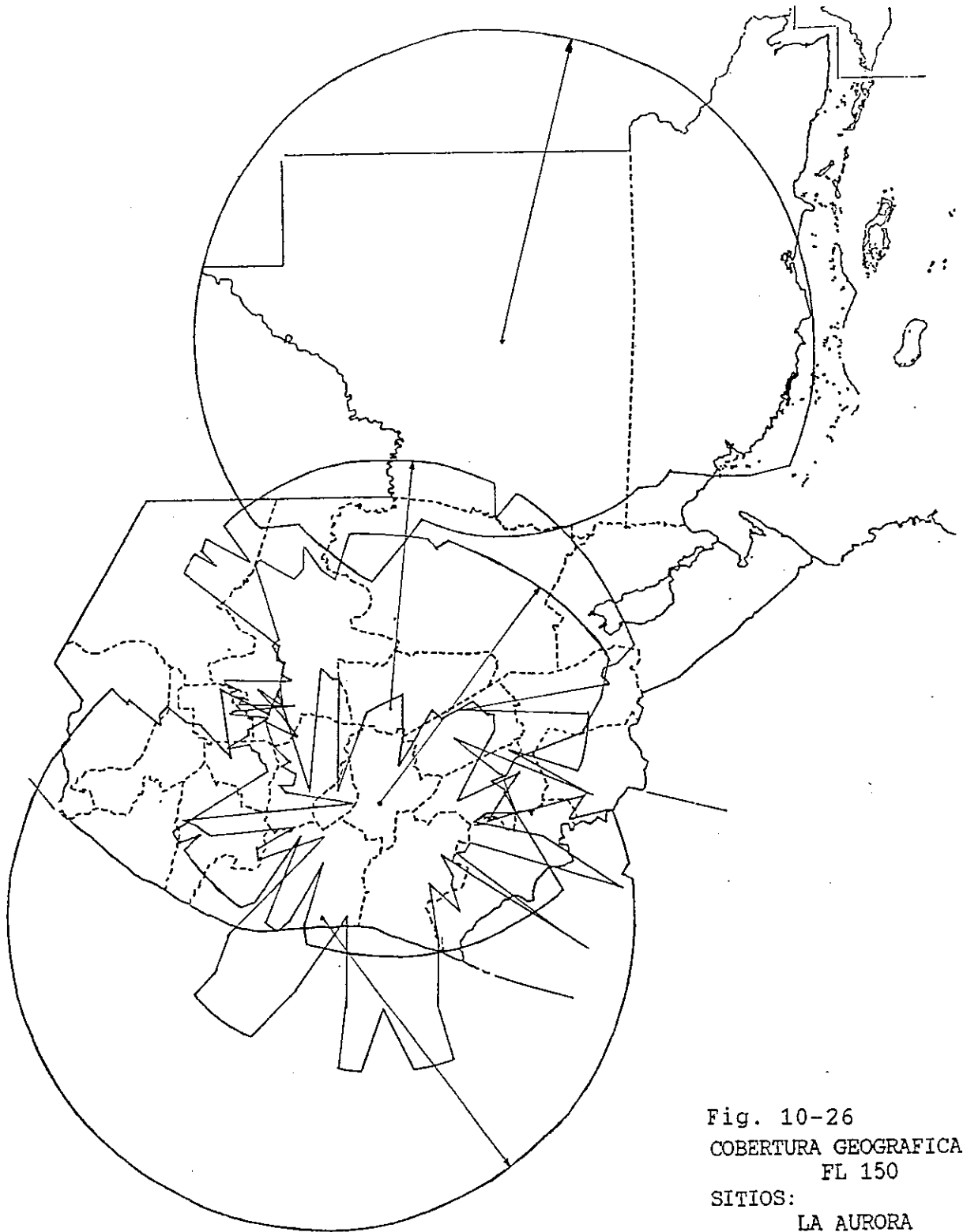


Fig. 10-26
COBERTURA GEOGRAFICA VOR
FL 150
SITIOS:
LA AURORA
RABINAL
PTO SAN JOSE
STA ELENA

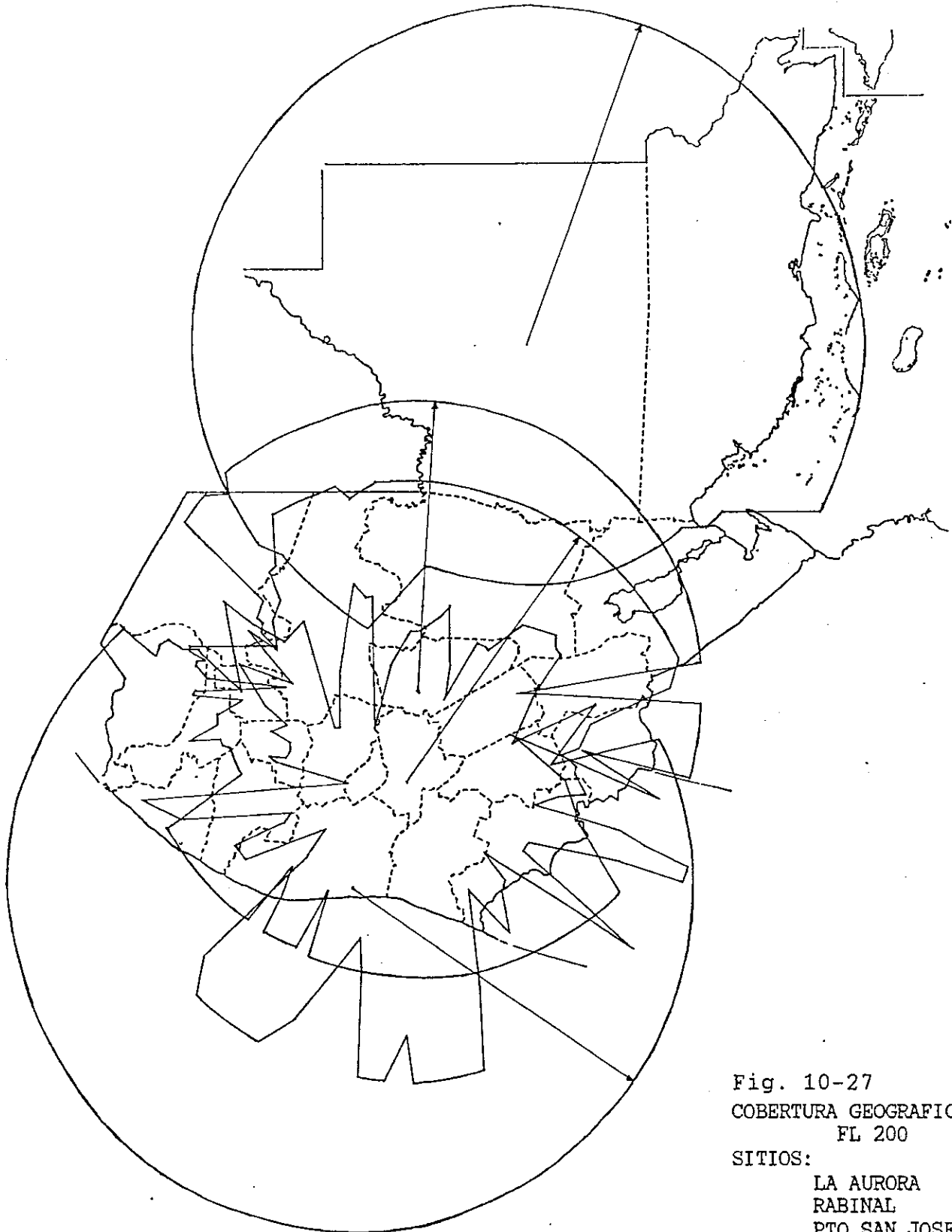


Fig. 10-27
COBERTURA GEOGRAFICA VOR
FL 200
SITIOS:
LA AURORA
RABINAL
PTO SAN JOSE
STA ELENA

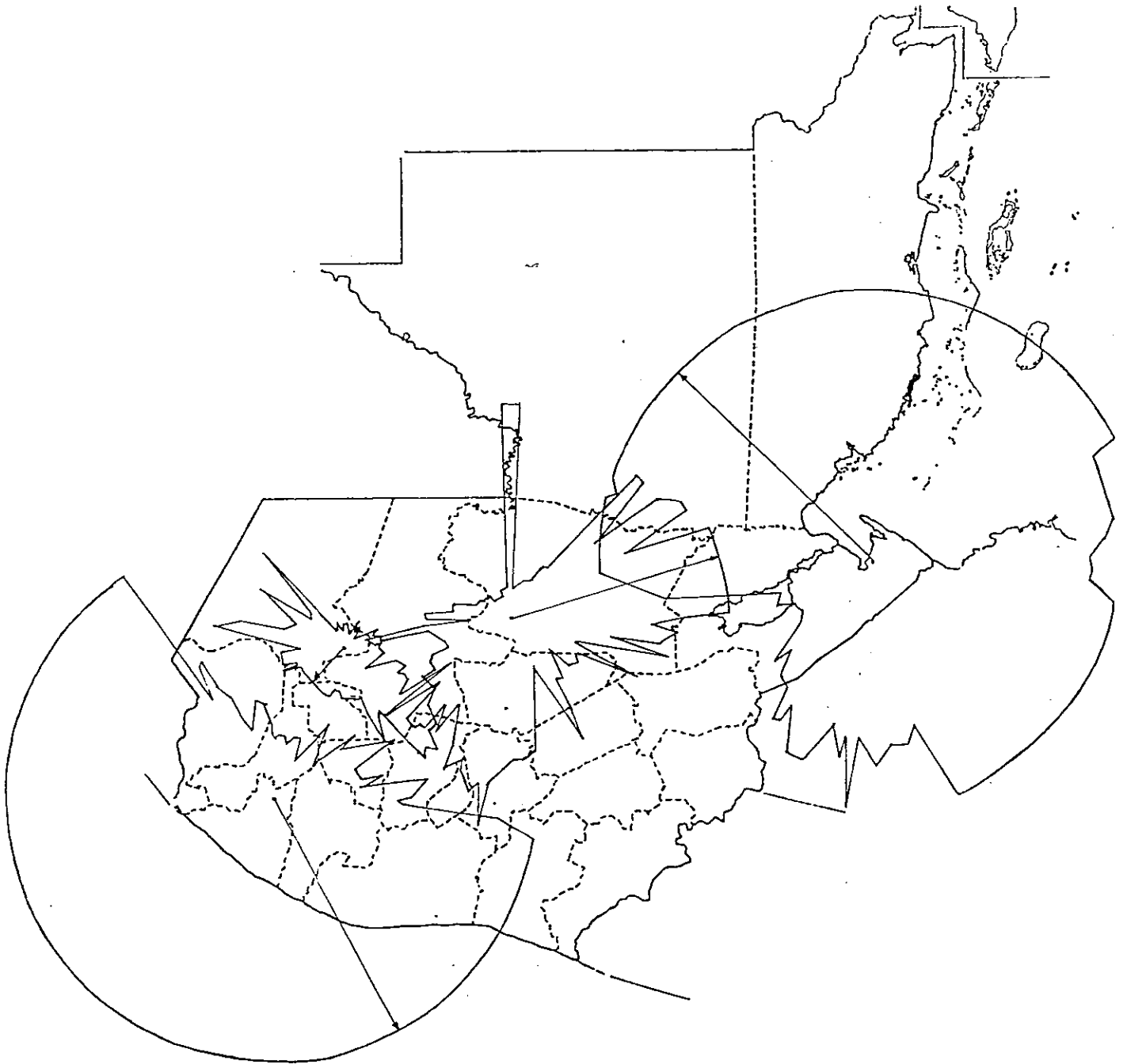


Fig. 10-28
COBERTURA GEOGRAFICA VOR
FL 100
SITIOS:
PTO BARRIOS
RETALHULEU
COBAN
HUEHUETENANGO

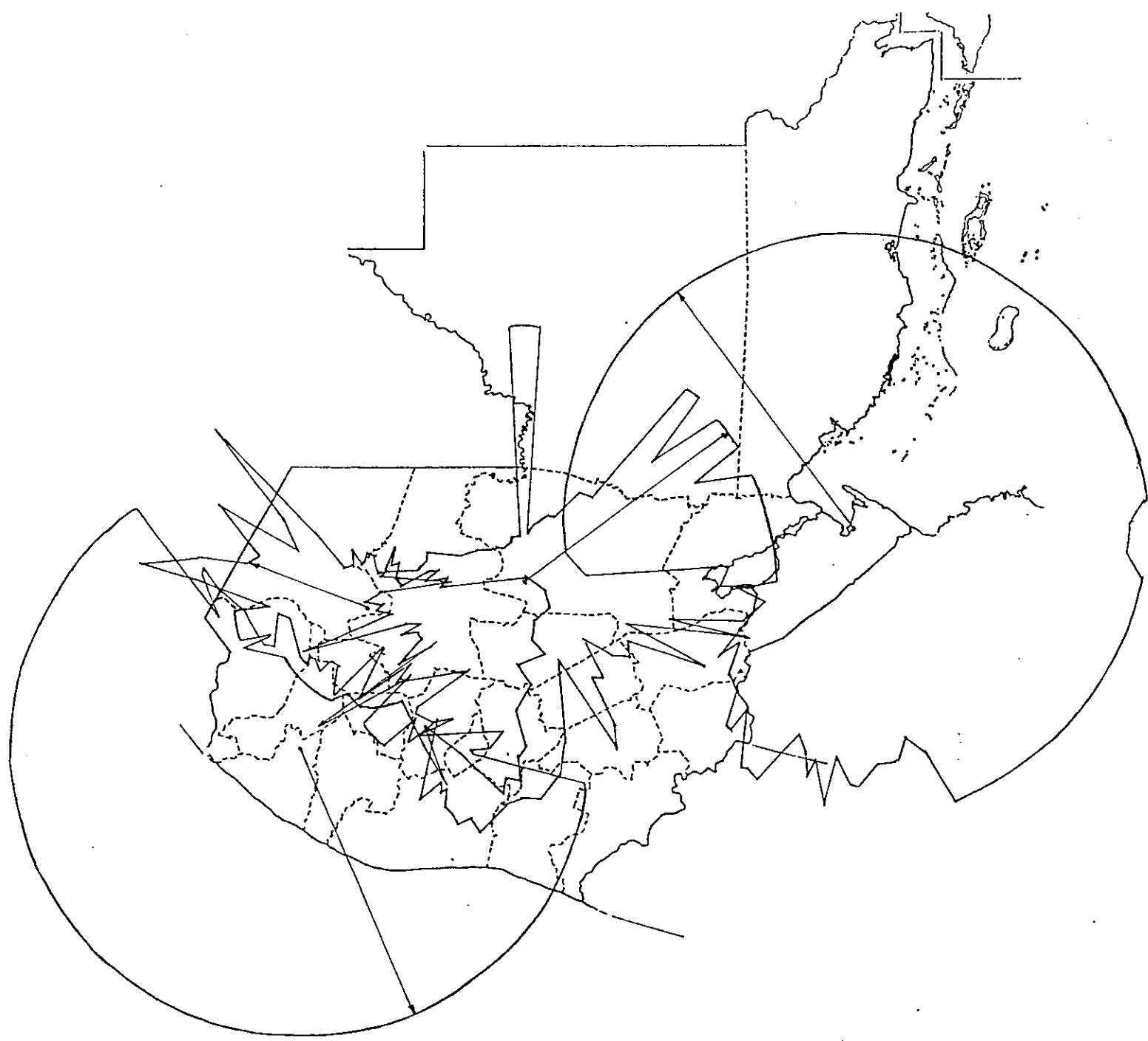


Fig. 10-29
COBERTURA GEOGRAFICA VOR
FL 150
SITIOS:
PTO BARRIOS
RETALHULEU
COBAN
HUEHUETENANGO

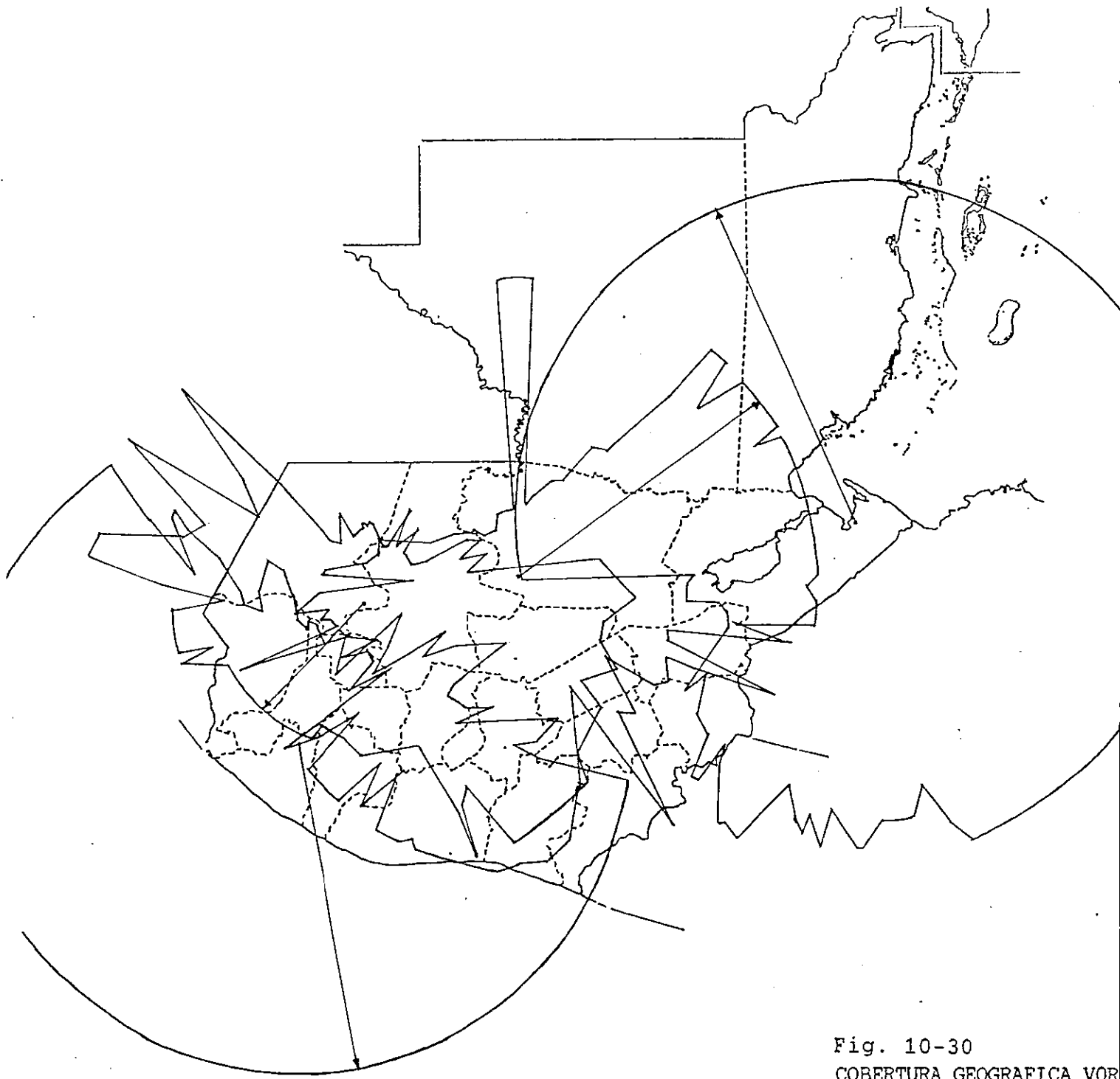


Fig. 10-30
COBERTURA GEOGRAFICA VOR
FL 200
SITIOS:
PTO BARRIOS
RETALHULEU
COBAN
HUEHUETENANGO

XI. ANALISIS DEL SERVICIO DE SEGURIDAD AEREA QUE ACTUALMENTE SE OFRECE EN GUATEMALA Y POSIBILIDADES DEL MEJORAMIENTO DE DICHO SISTEMA.

En los primeros capítulos de este trabajo se ha presentado, tanto los principios básicos de funcionamiento y operación de los sistemas de radioayudas como la ubicación y descripción de los mismos en el territorio nacional, por consiguiente, ya se tiene idea del propósito de cada uno de los sistemas aquí descritos. En cada capítulo se expuso la teoría de operación de estas radioayudas y la importancia que cada sistema tiene en el servicio de seguridad aérea, por lo tanto se entiende que cada sistema debe de mantenerse en perfecto funcionamiento ya que la ausencia de uno de estos equipos crea problemas para el piloto de la aeronave.

Veamos el caso del aeropuerto "La Aurora", Guatemala, donde actualmente está instalado un sistema DVOR/DME, un equipo NDB y un sistema localizador, el equipo NDB le indica al piloto la posición del aeropuerto, el sistema DVOR/DME le permite, al piloto de la aeronave, guiarse por un radial determinado para entrar al aeropuerto utilizando alguno de los procedimientos establecidos para el aterrizaje en dicho aeropuerto. Asimismo el piloto conoce la distancia a la que se encuentra del aeropuerto; cuando la aeronave entra al aeropuerto se enfila en alguna de las dos pistas existentes (ya sea la pista 01 o la pista 19), la cual es indicada por el controlador de la torre; en ese momento el piloto se guía por la señal del localizador, que le indica el eje de la pista, para llevar a cabo el aterrizaje. Si en un momento dado el equipo localizador falla, el piloto debe

llevar a cabo el aterrizaje utilizando el sistema DVOR y realiza un aterrizaje visual, que en condiciones atmosféricas adversas se convierte en un aterrizaje muy peligroso. Debe notarse que cualquier aeronave que ingresa al aeropuerto o sale de él, está controlado por el operador del radar del aeropuerto que siempre mantiene comunicación con el piloto, y es el que lo dirige desde el momento en que detecta la aeronave hasta que esta termina el aterrizaje. Por todo esto podemos darnos cuenta de la importancia de cada uno de los sistemas para la aproximación.

Además de la aproximación, la aeronave debe tener seguridad en el vuelo de ruta, en el que la aeronave vuela siguiendo un radial proporcionado por el sistema VOR; teóricamente cuando una aeronave sale de un aeropuerto o de un aeródromo de un sitio hacia otro, por ejemplo del aeropuerto La Aurora y vuela en dirección de Rabinal, la aeronave debe salir de La Aurora guiándose sobre un radial proporcionado por el sistema VOR, que para este caso corresponde al radial 003; en el vuelo entre La Aurora y Rabinal, el equipo VOR de abordaje se sintoniza con la frecuencia del VOR de Rabinal y se guía hacia Rabinal en el radial 183. De esto notamos la importancia del sistema VOR y de lo importante de que todos los sistemas VOR/DME establecidos para ruta se entrelacen de tal forma que provean una señalización constante y completa en todo el territorio nacional, para el vuelo en ruta es necesario que el entrelazamiento se dé a un nivel de vuelo de 20 mil pies, pero además es necesario que este traslape entre las regiones de cobertura se dé a niveles más bajos de vuelo, ya que el vuelo dentro del territorio nacional generalmente no pasa de los 15 mil pies; debe añadirse a esto la importancia de los sistemas VOR terminales, que deben ubicarse en las pistas más importantes del país para ser utilizados en la aproximación.

Hasta ahora se ha mostrado la importancia que las radioayudas tienen en la seguridad de la navegación aérea, pero es necesario saber si los cumplimientos de esta seguridad se dan. Para ello es necesario conocer cuál es la cobertura real de los sistemas VOR instalados en Guatemala y así determinar si existe traslape entre éstas y a qué altura (o nivel de vuelo de la aeronave) este entrelazamiento deja de existir.

En la sección C del capítulo X se muestra la cobertura que presentan estos sistemas VOR para niveles de vuelo de 10, 15 y 20 mil pies y la cobertura que tienen en el territorio nacional; si nos dedicamos a observar cada figura, notamos que el sistema VOR de La Aurora presenta buena cobertura hacia el norte, pero en los sectores este y oeste la cobertura es muy pobre. Esto se debe a que el aeropuerto está rodeado en esa parte por montañas y volcanes lo que provoca que la cobertura se reduzca, y aunque se utilizara un sistema de mayor potencia, la cobertura no mejoraría en gran proporción. Además es necesario hacer notar la presencia de hangares que se encuentran ubicados en el sector este del sistema VOR (ver fig. 8-11). Si observamos las figuras 8-2, 8-3 y 8-11 podemos darnos cuenta que para este sistema VOR se violan las restricciones para su buen funcionamiento, ya que teóricamente no deben existir construcciones metálicas en un radio de 300 metros para el VOR Doppler, y en el aeropuerto existen hangares ubicados a distancias entre 70 metros a 200 metros del DVOR. De la figura 8-2 vemos que no deben existir construcciones metálicas en ángulos mayores de 1.5° y el hangar que se encuentra más próximo al VOR se encuentra aproximadamente dentro de los 2.5° respecto al VOR. Todo esto de uno o de otra manera crea problemas en la cobertura de las señales de este VOR.

EL sistema VOR de Rabinal presenta una mejor cobertura, aunque en los sectores este y oeste existen muchas montañas que empobrecen la cobertura de esa región, aun así el VOR de Rabinal está muy bien ubicado, podría decirse que el sitio es estratégico para el vuelo en ruta de las aeronaves; es necesario notar que el sistema VOR de Rabinal fue originalmente instalado para proveer seguridad en el vuelo de ruta, por lo que su ubicación fue bien escogida.

Los sistemas VOR instalados en el Puerto San José y Santa Elena presentan buena cobertura, ya que la mayor parte de esta es en dirección del mar, esto, para el caso del Puerto San José; en Sta. Elena no existen montañas ni volcanes que hagan deficiente la cobertura del sistema. Es importante entonces reconocer que la elección del sitio donde se instale un sistema VOR es de suma importancia y debe realizarse un estudio completo y detallado cuando el lugar es un área montañosa y/o rodeada por volcanes, debido a que estos son los principales factores que determinan la cobertura de un sistema VOR.

En las figuras 10-25, 10-26 y 10-27 se observan los diagramas de cobertura de los sistemas VOR de La Aurora, Rabinal, Sta. Elena y Puerto San José, para niveles de vuelo de 10, 15 y 20 mil pies. Debemos saber que las aeronaves pequeñas que viajan sobre el territorio nacional, cuando van de un aeródromo a otro, generalmente lo hacen en niveles de vuelo de 10 mil pies; si vemos la figura 10-25 podremos notar que no todo el territorio nacional está cubierto, a esta altura, con señalización VOR, sino que la parte oriental y occidental de la nación no cuenta con esta señal. Inclusive a un nivel de vuelo de 15 mil pies aún existen departamentos que no están cubiertos; por ejemplo Izabal, Zacapa, Chiquimula, Huehuetenango, San Marcos, Quetzaltenango, Totonicapán, El Quiché,

Alta Verapaz son algunos de los lugares en que no se detecta señalización VOR para niveles de vuelo de 10 y 15 mil pies.

Solamente a un nivel de vuelo de 20 mil pies, el territorio nacional, exceptuando una parte de Puerto Barrios, Huehuetenango y San Marcos, se encuentra cubierto.

Es interesante hacer notar que los sistemas VOR instalados en sitios de baja elevación respecto del nivel del mar, tienen mayor cobertura que los instalados en montañas o en sitios de mayor elevación; esto es debido a la curvatura de la tierra, ya que para un nivel de vuelo determinado la diferencia entre éste y la elevación del sitio disminuye cuando la altura del sitio es mayor; la diferencia de alturas es máxima e igual al nivel de vuelo cuando el sistema VOR está ubicado en regiones cercanas al nivel del mar. Para explicar mejor esto, consideremos dos círculos concéntricos, donde el círculo interno representa la tierra y el externo el nivel de vuelo; si dibujamos una tangente al círculo interno y observamos la región que queda determinada por la intersección de esta tangente y el círculo externo, podemos decir que esa es la cobertura de un sistema instalado en un sitio muy cercano al nivel del mar; ahora si dibujamos una segunda línea arriba de la primera podemos darnos cuenta que la cobertura disminuye, por lo que un sistema VOR instalado en un sitio alto presenta una menor cobertura. A esto hay que añadirle los problemas ocasionados por las condiciones atmosféricas y geográficas que rodea al sitio.

Además de estudiar la cobertura real de cada sistema VOR, es necesario estudiar cómo afecta esto a los radiales que se utilizan para llevar una ruta de

vuelo. De datos obtenidos por una encuesta realizada a los pilotos de todo tipo de aeronave que navegan en el territorio nacional, los radiales que presentan mayores problemas del sistema VOR La Aurora son: los radiales 60 al 170 para niveles de vuelo menores de los 10 mil pies, los radiales 70 al 170 para niveles de vuelo menores de los 15 mil pies y los radiales 220 a 300 para niveles de vuelo menores de los 15 mil pies; si observamos la figura 10-1 podemos notar que efectivamente estos radiales son interferidos por la ubicación de las montañas en el lado este y oeste del aeropuerto y no porque el equipo esté en mal funcionamiento. Por lo tanto esta área debe ser asegurada mediante el control de radio, ya que varios radiales que se encuentran en esa región son utilizados por el vuelo en ruta, como por ejemplo los radiales 065, 094, 119, 126, 170, 272 y 306.

Respecto al sistema VOR de Rabinal, a pesar de tener problemas en las regiones oriental y occidental, presenta una cobertura muy buena y adecuada para los radiales de ruta, entre los cuales los más importantes son los radiales: 003, 012, 026, 038 y 183 en los cuales la cobertura del sistema es máxima.

Las coberturas que presentan los sistemas VOR de Sta. Elena y del Puerto San José son aceptables, ya que cubren gran parte del área donde están ubicados. Debe notarse también que para niveles de vuelo por debajo de los 10 mil pies, la cobertura de los sistemas VOR de la Aurora, Rabinal y Puerto San José se encuentran traslapadas, por lo que una aeronave volando sobre esa región tendrá siempre señalización VOR. Pero, aun así en más de la mitad del territorio nacional no se recibe señalización VOR, lo que es un problema para los vuelos nacionales.

Para tener una idea más clara de cómo están funcionando los sistema VOR, se preguntó a los pilotos de aeronaves nacionales, cómo encuentran la cobertura de los cuatro equipos VOR instalados en Guatemala, respondiendo que la cobertura que presenta el sistema VOR de la Aurora es satisfactoria en un 30 %, el de Rabinal lo es en 85 %, el de Sta. Elena en 45 % y el del Puerto San José en un 63 %. Respecto a los equipos DME respondieron que tienen recepción continua del sistema DME de La Aurora en un 30 %, del de Rabinal en un 70 %, del de Sta. Elena en 15 % y del Puerto San José en un 40 %. De esto vemos que el sistema VOR/DME de Rabinal es el que mejor cobertura provee y del que se recibe mejor señalización en el área de vuelo, por lo que su ubicación fue muy bien escogida y debe tomarse como ejemplo cuando sea necesario ubicar otro sistema para el control de ruta. Como ya se ha mencionado, el sistema VOR de La Aurora no tiene buena cobertura debido a su ubicación, ya que por estar rodeado de volcanes y montañas, tiene una limitación en la extensión de la cobertura.

Respecto al sistema VOR/DME de Sta. Elena notamos que del sistema DME se recibe la señal intermitente, o sea la señal no se capta en todo momento sino que se capta por períodos de tiempo. Además el sistema VOR no presenta muy buena cobertura, aunque esto no significa que el equipo esté en un sitio inadecuado para tal propósito porque ya hemos visto que la cobertura calculada anteriormente es buena. Entonces la recepción de la señal VOR tampoco es constante, lo que puede deberse en una parte a las condiciones atmosféricas del lugar, aunque deben tenerse en cuenta otros problemas como por ejemplo las condiciones en que se encuentra el equipo de abordo de la aeronave. Debe tomarse en cuenta que todos los equipos reciben mantenimiento periódico, lo que incluye un chequeo general del sistema, realizando para ello pruebas en tierra y en vuelo, lo que permite

asegurar el funcionamiento del equipo.

Debido a la falta de seguridad que existe actualmente en la navegación aérea, y ya que aproximadamente el 30 % de los pilotos de aeronaves que vuelan sobre el territorio nacional afirman que el servicio de radioayuda es deficiente, que la seguridad que hay en la navegación aérea en Guatemala tanto en el control de ruta como en el aterrizaje es deficiente y que el control que se ofrece por medio del radar instalado en el aeropuerto la Aurora lo es también (no debido a los operadores del radar sino debido a que por ser este un equipo que ya tiene bastante tiempo de estar operando está muy propenso a sufrir fallas y por lo tanto estar inoperativo por algún tiempo), fue necesario conseguir información sobre los aeródromos más utilizados en Guatemala, los cuales en general presentan deficiencia en la seguridad del aterrizaje. Además se elaboró una encuesta, conociendo la necesidad de instalar otros sistemas VOR/DME, NDB y sistemas de aterrizaje, para conocer los lugares donde es necesario la instalación de estos. Se determinó que los aeródromos más utilizados están ubicados en los siguientes lugares; en orden de mayor importancia están:

- Guatemala
- Sta. Elena, Petén
- Puerto Barrios
- Retalhueleu
- Puerto San José
- Cobán
- Iztapa
- Quetzaltenango
- Esquipulas

- El Quiché
- Tiquisate

De los datos obtenidos, podemos señalar los siguientes lugares donde es necesario que operen nuevos sistemas VOR/DME; estos se indican en orden de mayor importancia:

- Puerto Barrios
- Retalhuleu
- Cobán
- Huehuetenango
- Quetzaltenango
- El Quiché
- Esquipulas
- Playa Grande
- Rubelsanto.

Los siguientes son lugares donde podrían instalarse sistemas NDB; se indican en orden de importancia:

- Quetzaltenango
- El Quiché
- Cobán
- Huehuetenango
- Jalapa
- Petén
- Playa Grande
- Esquipulas

- Chiquimula
- Rubelsanto.

Se menciona Petén ya que el NDB que actualmente está instalado tiene muy poca potencia, por lo que se recomienda utilizar un sistema de mayor potencia. En general si se va a realizar una inversión para la instalación de un sistema NDB se recomienda que todos los nuevos sistemas NDB tengan una alcance de un radio promedio de 160 NM (320 Kms) que equivale a un sistema de 1 KW de potencia; esto se indica en la sección A del capítulo VIII, sección de cobertura efectiva del NDB.

Respecto al sistema de aterrizaje por instrumentos, ILS, son varios los aeródromos donde la instalación de este sistema es recomendable, entre ellos están, en orden de importancia: Sta. Elena, La Aurora, Puerto Barrios, Puerto San José y Retalhuleu. Debe recordarse que en el aeropuerto La Aurora ya se encuentra instalado y operando normalmente un sistema localizador, su contraparte el sistema de trayectoria de descenso o Glide Slope no es posible instalar en este aeropuerto, ya que como se mencionó en los capítulos V y VIII se necesita que el terreno frente a las antenas del Glide Slope esté totalmente nivelado y que exista un área totalmente despejada, y en el aeropuerto La Aurora se tiene en un extremo de la pista el volcán de Pacaya, lo que hace imposible el descenso de cualquier aeronave en esa pista siguiendo las señales del Glide Slope; se requiere para el aterrizaje que la aeronave se enfile en la trayectoria de planeo proporcionada por el Glide Slope desde varios kilómetros desde la antena; teóricamente se requieren 8 kilómetros, desde la antena, de área libre y terreno despejado, los que no existen ya que en ese extremo de la pista existen además

varias montañas; en el otro extremo de la pista se encuentra la ciudad por lo que no existe terreno en frente de la antena para que pueda formarse la trayectoria de descenso. Como se mencionó en el capítulo VIII el terreno debe ser plano, nivelado y libre de obstrucciones. Cualquier declive longitudinal o transversal del terreno dará como resultado una alteración indeseable del ángulo deseado de la trayectoria de descenso. Por esto debe tomarse en cuenta que el costo de preparación del terreno y la forma de evitar otras dificultades es demasiado elevado.

En general los otros aeródromos presentan problemas similares, ya que están rodeados ya sea de montañas, volcanes o barrancos, y se necesita nivelar varios kilómetros de área libre para poder manipular con el sistema Glide Slope, sin embargo podría instalarse un equipo localizador en los principales aeródromos del país.

Para solucionar la clase de problemas que se han mencionado, se ha desarrollado un nuevo sistema de aterrizaje denominado MLS (sistema de aterrizaje por microondas), el cual tiene la ventaja de que una aeronave pueda escoger entre un amplio rango de trayectorias de descenso (a diferentes ángulos) y puede utilizar trayectorias de aproximación segmentadas o curvadas; el sistema MLS sí puede instalarse en regiones montañosas debido a la diversidad de opciones que ofrece a las aeronaves. Por lo tanto este sistema si podrá utilizarse en los aeródromos de Guatemala, lo que presentará un mejoramiento en la seguridad que se necesita en el aterrizaje.

Respecto a la cobertura que presentan los actuales sistemas VOR, es

necesario la instalación de nuevos sistemas VOR para lograr una mayor cobertura del territorio nacional a niveles de vuelo de los 10 mil pies principalmente, y proteger otros aeródromos importantes, para ello se realizó un estudio de cobertura para la instalación de cuatro sistemas VOR en los siguientes lugares: Puerto Barrios, Retalhuleu, Cobán y Huehuetenango. De la misma forma en que se efectuaron los cálculos para determinar las coberturas de los sistemas VOR de la Aurora, Rabinal, Puerto San José y Sta. Elena, se efectuaron los cálculos correspondientes para obtener los diagramas de cobertura de estos nuevos lugares, los cuales se muestran en las figuras 10-13 a la 10-24.

De estos diagramas podemos observar que el sitio Puerto Barrios presenta, en su mayor parte, una cobertura muy eficiente, solamente el sector de 215° a 260° presenta problemas ya que el mayor alcance de la señal en ese sector es hasta 30 millas náuticas aproximadamente; esto último es para un nivel de vuelo de 10 mil pies. El alcance de la señal VOR en el sector antes mencionado aumenta hasta 45 millas náuticas aproximadamente para un nivel de vuelo de 15 mil pies.

El diagrama de cobertura correspondiente al sitio de Retalhuleu es aceptable ya que aunque el sitio está rodeado de montañas y volcanes en la región noreste, a un nivel de vuelo de 10 mil pies cubre los departamentos de San Marcos, Quetzaltenango, Retalhuleu, Suchitepequez, Sololá y Escuintla; por otro lado presenta problemas en el sector de 335° a 80° donde el menor alcance de la señal VOR llegaría a 15 millas náuticas, pero aún así cubriría parte de Quetzaltenango.

Respecto al sitio de Cobán, este presenta una cobertura muy deficiente para un nivel de vuelo de 10 mil pies, este sistema tendría problemas en el sector

comprendido entre 265° y 40° donde el sistema VOR tendría un alcance promedio de 6 millas náuticas solamente, y por lo tanto queda una región al norte descubierta. Este sistema cubriría entonces una parte de Alta Verapaz y otra de Baja Verapaz. Aún para los niveles de vuelo de 15 mil pies y 20 mil pies el sector antes mencionado no sería cubierto con señalización VOR.

Finalmente el sitio de Huehuetenango presenta una cobertura sumamente pobre; debe notarse que esta región del país es la más montañosa y volcánica; entre los obstáculos más predominantes de la región se encuentra la sierra de los cuchumatanes, el volcán tacaná y el volcán tajumulco entre otros; incluso con este sistema toda la región norte, noreste y noroeste quedaría sin recibir señalización VOR. También el sector sur y suroeste presentan problemas de cobertura; el alcance sigue siendo pobre a niveles de vuelo mayores.

En las figuras 10-28, 10-29 y 10-30 puede verse la cobertura que tendrían estos sistemas.

Debe observarse que los cálculos se realizaron basándose en que los nuevos sistemas funcionarán con una potencia de salida de 50 W. También es necesario hacer mención que la ubicación de estos sistemas se considera dentro del área de los aeródromos ubicados en los lugares en consideración.

De los resultados obtenidos se concluye que es muy factible y beneficioso para la seguridad de los aeródromos de Puerto Barrios y Retalhuleu, la instalación de sistemas VOR en estos, ya que se tendría cubierto con señalización VOR el área de Puerto Barrios y el área de Retalhuleu que se mencionó

anteriormente.

Debido a la deficiente cobertura que tendría un sistema instalado en Huehuetenango, no es factible la instalación de éste, pero si es factible la instalación de un sistema NDB que satisficaría por una parte la necesidad de tener señal de ruta en ese sector y ofrecería una mejor seguridad en el vuelo de esa región.

Respecto a Cobán, debe observarse que la región que el sistema cubriría, ya es cubierto en su mayoría por el sistema VOR de Rabinal; entonces si en un momento dado se decidiera por la instalación de un VOR en Cobán, es necesario pensar en que este debe ser un sistema VOR terminal. Sin embargo debe realizase un estudio más detallado sobre las posibilidades de la instalación de un sistema NDB antes que las de un sistema VOR ya que debe tomarse en cuenta el aspecto económico que una instalación representa. Esto último es muy importante debido a que un sistema VOR tiene un valor aproximadamente de cuatro veces el de un sistema NDB, por lo que no se recomienda realizar una inversión tan alta y no contar con una cobertura eficiente del sistema. Por lo tanto se recomienda la instalación de un sistema NDB en el área de Cobán.

Para tener una mejor visión de la cobertura de los sistema NDB actualmente instalados y de los propuestos, con base en la sección A del capítulo VIII, determinamos el alcance de cada uno de estos sistemas. Debemos recordar que la cobertura que se presenta a continuación no es constante, sino que como ya se ha mencionado ésta varía según las condiciones atmosféricas, según sea de día o de noche y de los aspectos que ya han sido mencionado en el capítulo VIII. Se

muestra en la tabla 11.1 los sistemas NDB indicando la potencia a la que trabajan y el alcance de los mismos.

TABLA 11.1
ALCANCE DE LOS SISTEMAS NDB.

SISTEMA NDB	POTENCIA	**ALCANCE (KMS)	ALCANCE (NM)
La Aurora	1 KW	320	160
Sta. Elena	25 W	100	54
Rabinal	50 W	90	50
Puerto San José	1 KW	320	160
Poptún	200 W	250	135
Puerto Barrios	200 W	250	135
Retalhuleu	200 W	175	95
Huehuetenango*	1 KW	320	160
Cobán*	1 KW	320	160

* Sistemas propuestos para su instalación.

** El alcance que se muestra para cada sistema NDB, es el alcance que el sistema tiene durante el día, sobre tierra y para una relación S/R de 15 dB en el límite de la cobertura.

En la figura que se muestra a continuación puede observarse la cobertura de estos sistemas en el territorio nacional (ver fig. 11-1) cuando prevalecen las mejores condiciones atmosféricas, y el nivel de ruido atmosférico, industrial,

etc. es lo más bajo considerado. En realidad la cobertura que estos sistemas presentan es mucho menor que la que se muestra; el propósito de la figura 11-1 es mostrar un panorama de la cobertura que presentan estos sistemas.

En resumen se ha presentado un panorama general del equipo de radioayuda que existe en Guatemala, de los problemas que existen en la seguridad de la navegación aérea y se ha realizado una presentación de sistemas propuestos para mejorar la cobertura de la señalización VOR/DME y NDB en el territorio nacional.

En el estudio realizado se tomaron en cuenta niveles de vuelo de 10, 15 y 20 mil pies; los resultados obtenidos son utilizados no solamente para estudiar la operación de las ayudas en ruta, sino que también para estudiar las ayudas terminales y de aproximación.

Debe hacerse mención que anteriormente la estructura de ruta aérea estaba basada en los sistemas NDB, los cuales están sujetos a las perturbaciones atmosféricas y presentan un límite en la precisión de la posición de la aeronave, reduciendo entonces la capacidad del espacio aéreo. Entonces para mantener una estructura de ruta aérea eficiente (sobre los 20 mil pies de altura), ha sido necesario reemplazar las facilidades de ruta de NDB con ayudas más eficientes para el caso, lo que llevó a la instalación de sistemas VOR/DME, los que se convirtieron en la ayuda principal para ese propósito. Por lo tanto, el mejorar la cobertura para el vuelo en ruta es de importancia fundamental para mantener la seguridad aérea. Es necesario realizar un estudio más detallado para determinar cuál de las radioayudas instaladas en Guatemala funcionarán como sistemas de aproximación, sistemas terminales o sistemas de ruta. Actualmente,

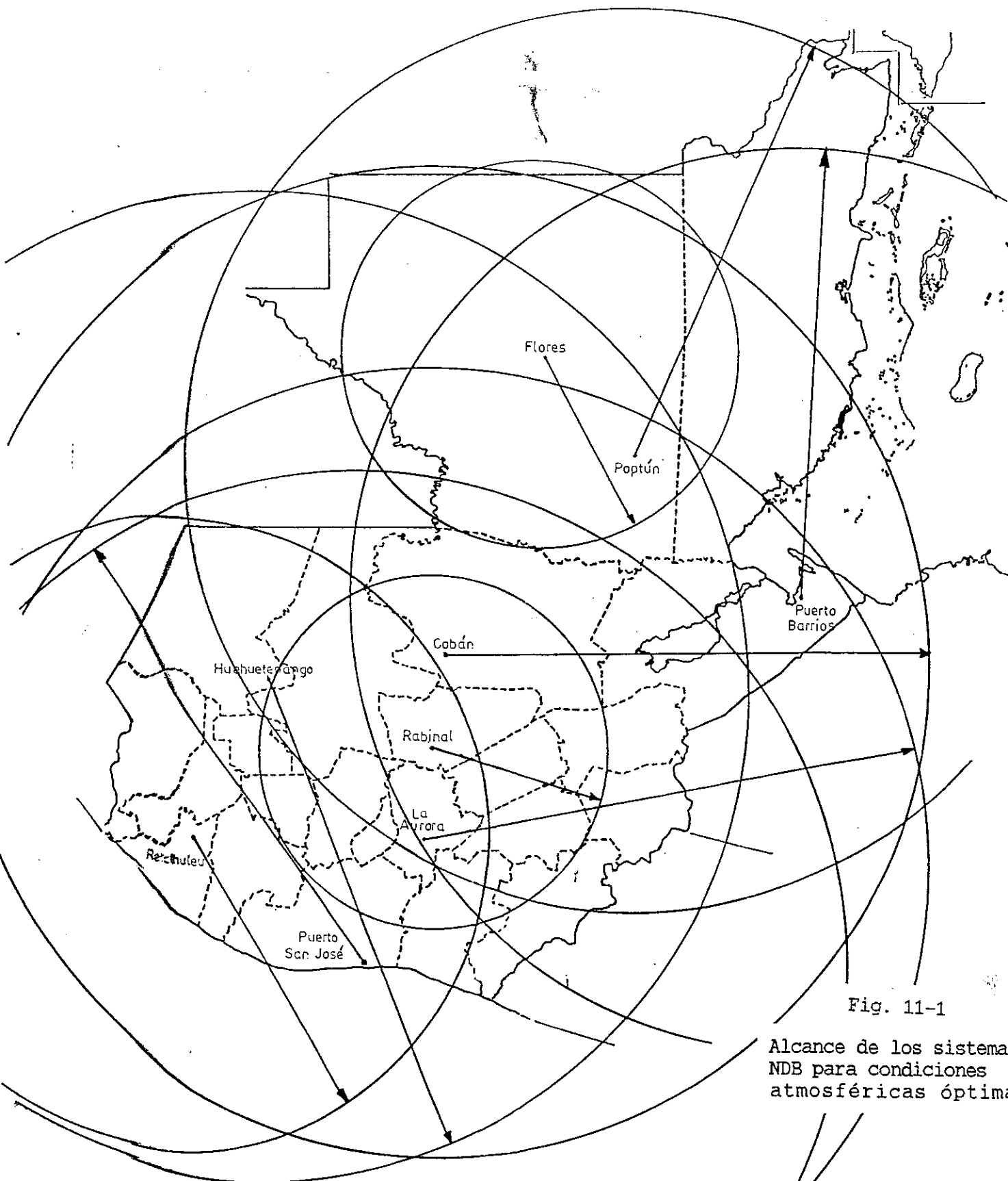


Fig. 11-1

Alcance de los sistemas NDB para condiciones atmosféricas óptimas.

de los sistemas VOR que existen en Guatemala, el único que fue instalado con el propósito de funcionar como VOR de ruta es el sistema VOR ubicado en Rabinal.

Además, para la instalación de un nuevo sistema VOR/DME debe realizarse una prueba final de aceptabilidad del o de los sitios propuestos, lo cual debe hacerse antes de la construcción de la radioayuda. Cada sitio debe ser revisado mediante un vuelo de chequeo, realizado por una aeronave especial con equipo receptor de revisión, y debe colocarse en el sitio un equipo VOR portable, esto para confirmar la cobertura esperada y establecer las necesidades técnicas.

Es necesario también, que como la mayoría de las radioayudas VOR/DME se encuentran localizadas lejos del aeropuerto, cada una de ellas sea monitorizada, de tal forma que si alguna de ellas presenta una falla, esta sea detectada en el centro de control, y así poder efectuar el debido mantenimiento correctivo lo más antes posible.

Deben construirse circuitos de transmisión, ya sea mediante líneas terrestres o por enlaces de radio, para tener información del estado de funcionamiento de los equipos.

Como ya se mencionó anteriormente, la ayuda principal para la navegación es el sistema VOR/DME. Sin embargo no puede eliminarse la necesidad de utilizar los sistemas NDB, ya que si se localizan estratégicamente, estos proveen una ayuda navegacional de largo alcance y son usados como soporte del sistema VOR/DME.

Al igual que los sistema VOR/DME, los equipos NDB deben ser monitorizados

para proveer información del estado de cada sistema.

Respecto al sistema Radar, debe tomarse muy en cuenta la importancia que tiene en el control aéreo, ya que es una facilidad para la aproximación de las aeronaves que ingresan al aeropuerto.

En el territorio guatemalteco no existe alguna red de radares primarios/secundarios de vigilancia en aeropuertos y control de ruta aérea, por lo que la seguridad tanto en el espacio aéreo como en el aterrizaje es muy pobre, salvo en el aeropuerto La Aurora donde se encuentra instalado el único radar SSR que existe en la nación y que es utilizado para dar servicio a la aproximación en dicho aeropuerto. Debe mencionarse que, además de ser el único radar en operación, es un modelo muy antiguo, propenso a sufrir daños en sus circuitos electrónicos, lo que al suceder queda fuera de operación y las aeronaves deben realizar el aterrizaje basándose en el sistema localizador. Entonces es necesario la instalación de una red de radares primarios/secundarios en los aeródromos más importantes del país y en sitios claves de la república, siendo estos de tecnología digital, previstos de salidas digitales desde las antenas para transmitir los datos de control por vía remota a una central donde esté ubicado el centro de control aéreo.

Para reducir la necesidad de dar mantenimiento y los problemas que esto conlleva para cada sitio donde esté ubicado una antena de radar, es necesario proveer un set de equipo electrónico dual.

Es deseable que el sistema de radares a utilizar pueda mejorarse en años

subsecuentes, de tal forma que posteriormente puedan enviarse NOTAM's (Notice Air Man; aviso que contiene información relativa al establecimiento, condición o modificación de cualesquiera instalaciones, servicios, procedimientos o peligros aeronáuticos que es indispensable conozca oportunamente el personal que realiza operaciones de vuelo) y el estado del tiempo si es deseado.

Deben tomarse en cuenta las ventajas de los circuitos modernos de estado sólido para proveer un sistema de alta confiabilidad, el cual requiere un mínimo mantenimiento y un corto tiempo de reparación.

Debe realizarse un estudio completo y detallado para estimar el costo total y establecer los requerimientos de implementación y especificaciones en las áreas de organización, entrenamiento, operación, mantenimiento y asistencia técnica.

Un sistema básico de radar de ruta SSR mejorará el sistema de control de tráfico aéreo que actualmente se maneja y en conjunto con el sistema de radioayudas proveerá una mayor seguridad en el vuelo.

Utilizando equipo SSR moderno y con base en las especificaciones de la OACI, deberá utilizarse un rango máximo confiable de 200 millas náuticas para los sitios donde se ubiquen las antenas. Para la selección del sitio deben considerarse otros problemas como pueden ser los problemas de sincronía causada por regiones que presentan traslapes en la cobertura. Por lo tanto deben escogerse sitios de tal forma que además de obtenerse una mayor cobertura debe tenerse cuidado que éstas no se traslapen demasiado, o sea que el área controlada por una antena no esté dentro del área controlada por otra antena. Estos dos

criterios son básicamente los que deben de tomarse en cuenta para la selección del sitio donde sería instalada la antena del radar.

Además debe elegirse un sitio a una elevación sobre el nivel del mar adecuada, que no presente obstáculos en la cobertura del sistema; por ejemplo en la cima de una montaña.

Para conservar la confiabilidad del equipo se recomienda lo siguiente:

- Debe proveerse dos unidades de control para la rotación de la antena, conjuntamente con un control de cambio automático.

- Deben proveerse unidades transmisoras/receptoras dobles, y ellas deben poder seleccionarse en los paneles de control local y remoto.

- Debe proveerse equipo receptor doble con capacidad de hacer un cambio de equipo en forma local y remota. Se recuerda que el equipo receptor es el encargado de la amplificación y del tratamiento de la señal, esto es, el encargado de efectuar un filtrado de la señal para obtener la información lo más clara posible, reduciendo al mínimo las perturbaciones debidas al ruido que acompañan a la señal del radar.

- Deben proveerse dos modems con control de cambio.

Además para obtener el potencial completo de confiabilidad del equipo es necesario protegerlo de las fluctuaciones de la energía primaria y de la falta de la misma, para lo que se recomienda la instalación de sistemas de energía ininterrumpible (UPS) y plantas generadoras de energía en cada sitio. En cada estación deben multiplexarse las señales de control y de datos, esto conlleva el problema del incremento de la probabilidad de distorsión de la señal al ser

trasladada la información a grandes distancias; este problema debe considerarse en la demultiplexación de los datos en el centro de control. Cada sitio remoto debe tener su propio multiplexor y demultiplexor.

XII. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.

A. CONCLUSIONES:

1.- Existe en el territorio nacional una deficiencia notable en la seguridad de la navegación aérea, tanto en el servicio de radioayuda como en la aproximación y aterrizaje de los distintos aeródromos existentes en Guatemala.

2.- La elección del sitio donde se instale un sistema VOR/DME es de suma importancia, ya que de esto depende que el sistema presente una cobertura adecuada para el vuelo. En general el sitio debe tener una elevación mayor que los obstáculos que lo rodean y presentar una cobertura óptica lo mayor posible.

3.- Es de suma importancia que las coberturas presentadas por los distintos sistemas VOR/DME instalados en el territorio nacional, se encuentren entrelazadas a los diferentes niveles de vuelo que utilizan las aeronaves en su ruta, de tal forma que estas cuenten siempre con una señalización VOR adecuada.

4.- Los sistemas NDB estratégicamente instalados en el territorio nacional se consideran como una ayuda navegacional de largo alcance para el vuelo y como un soporte para el sistema VOR/DME.

5.- Es muy factible y beneficioso para la seguridad de los aeródromos de Puerto Barrios y Retalhuleu, la instalación de sistemas VOR/DME en esos lugares, lo que conlleva a mejorar la cobertura de señalización VOR del territorio nacional.

6.- Debido a ser una zona montañosa que presenta obstáculos bastante grandes, no es factible instalar un sistema VOR/DME en el aeródromo de Huehuetenango; pero la instalación de un sistema NDB satisface las necesidades de la seguridad del vuelo sobre esa región.

7.- Es muy factible y beneficioso para la seguridad del aeródromo de Cobán, la instalación de un sistema NDB para proveer mayor seguridad a las aeronaves que vuelan sobre esa región.

B. RECOMENDACIONES:

1.- Se recomienda aumentar el grado de seguridad de la navegación aérea en el territorio nacional mediante la instalación de nuevos sistemas VOR/DME/NDB.

2.- Si en un momento dado se lleva a cabo la instalación de un sistema NDB, se recomienda que este funcione con una potencia de salida de 1 KW, con un alcance de un radio promedio de 160 millas náuticas.

3.- Si se piensa en la instalación de un sistema ILS, se recomienda que se haga un estudio sobre el costo de preparación del terreno que la instalación lleva consigo, pero, antes que nada debe tomarse en cuenta que el sistema MLS es el sistema que para el año 1998 reemplazará al sistema ILS, por lo que se recomienda hacer el estudio correspondiente para la adquisición del sistema MLS.

4.- Se recomienda instalar equipos localizadores en los principales aeródromos de Guatemala; esta instalación es necesaria principalmente en los aeródromos de Sta. Elena, Petén y Puerto Barrios, por ser lugares que juegan un papel importante en la economía del país.

5.- Se recomienda que todos los nuevos sistemas VOR/DME a instalarse cuenten con sistemas de protección contra fallas de energía eléctrica, como sistemas de energía ininterrumpibles (UPS), reguladores de voltaje y plantas generadoras.

6.- Se recomienda que todos los sistemas VOR/DME, NDB y sistemas localizadores, sean monitorizados en todo momento, en un centro de control construido para el caso, para lo cual se recomienda construir circuitos de transmisión mediante líneas terrestres o por enlaces de radio y tener entonces una información completa del estado de funcionamiento de cada equipo.

7.- Se recomienda la instalación de sistemas VOR/DME en los aeródromos

ubicados en Puerto Barrios y Retalhuleu, para proveer a las aeronaves seguridad en la aproximación a estos aeródromos y durante el vuelo sobre estos lugares.

8.- Se recomienda la instalación de sistemas NDB en los aeródromos ubicados en Cobán y Huehuetenango, para proveer seguridad a las aeronaves en vuelos sobre esa región.

9.- Se recomienda cambiar los sistemas NDB instalados en Sta. Elena y Rabinal por sistemas que provean mayor potencia de salida y por lo tanto mayor alcance en su cobertura.

10.- Debido a la deficiente cobertura que presenta, en el sector este, el sistema DVOR del aeropuerto "La Aurora", y a que se encuentra rodeado en ese sector por numerosas obstrucciones que fueron instaladas muy cerca del equipo, se recomienda o bien remover todas estas obstrucciones o reubicar el equipo en otro lugar de tal forma que no existan obstrucciones de ninguna clase en un radio de 300 metros.

11.- Debido a que el sistema VOR del aeropuerto "La Aurora" es un modelo antiguo, de tecnología pobre, que fue instalado en este lugar como un sistema prototipo y que por lo tanto la obtención de repuestos para la reparación de este sistema se vuelve muy difícil, se recomienda cambiar este equipo por uno de

tecnología digital que presente todas las facilidades para su mantenimiento, y que sea siempre un sistema VOR Doppler, ya que este sistema presenta un mejor funcionamiento ante los obstáculos que lo rodean.

12.- Se recomienda realizar un estudio detallado para la instalación de otros radares, primarios y secundarios, para ofrecer una mejor seguridad en la aproximación y aterrizaje en los aeródromos más importantes del país, principalmente en los aeródromos ubicados en Sta. Elena y Puerto Barrios, y para tener control en la ruta de los vuelos aéreos en toda la república.

13.- Se recomienda capacitar a todo el personal técnico, encargado del mantenimiento de todos los sistemas necesarios para mantener la seguridad de la navegación aérea, mediante cursos completos de cada equipo instalado en el país, de tal forma que exista un grupo de técnicos especialistas en esta área.

14.- Se recomienda estandarizar todos los equipos de radioayudas a una sola marca, de tal forma que los nuevos sistemas a adquirir y los que sustituyan a los sistemas que ya empiezan a quedar en desuso pertenezcan a una sola casa distribuidora, de esta manera se facilitará la obtención de repuestos de cada sistema y capacitación del personal técnico.

15.- Se recomienda la instalación de un laboratorio completo, con equipo especial para la reparación, chequeo y ajuste de cada uno de los diversos equipos instalados en el territorio nacional.

XIII. BIBLIOGRAFIA.

ANEXO 10 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional. Volúmen I. 4a. edición.
1985.

Distance Measuring Equipment / Doppler VOR. Air Traffic Control Equipment
Instruction Manual. Raytheon Canada Limited. Waterloo Ontario Canada.

DME 721. Volume I,II. Thompson-CSF. Division SDC.

Equipo Medidor de Distancia Wilcox 596/596-B. Manual de instrucción 420. Centro
de instrucción, perfeccionamiento y experimentación. CIPE. Argentina.

Flight Inspection Course. Prepared by: DOUSERV GROUP, INC. Montreal, Quebec,
1983 Canada.

Getting Ready for MLS. United States Department of Transportation. Federal
1985 Aviation Administration. Program Engineering and Maintenance Service.

Manual de Instrucción radioayudas-radar. Ministério da aeronáutica. Instituto de
1988 protecáo ao voo.

Navigation Aids. Canadian Pacific Consulting Services Limited. Volúmen IV.
1981

NDB Non-Directional RadioBeacon, model SS-3000 DUAL. Manual #260-87-1. Southern
Avionics Company (SAC).

Transmisor de alcance omnidireccional VHF, modelo 485B. Wilcox Electric Company,
1968 WABCO; libro de instrucción.

Powell, J. Radiosistemas del avión. Editorial Paraninfo.
1984

Radiofaro Omnidireccional de frecuencia muy elevada VOR Wilcox 485B. Manual de instrucción 232. Centro de instrucción, perfeccionamiento y experimentación. CIPE. Argentina.

Rhotheta Navigation System. Manual No. FI-202/203B. Federal Aviation Administration. Department of transportation, Aeronautical Center.

Sistema de aterrizaje por microondas (MLS). Circular de Asesoramiento. Primera edición. Circular OACI.

Sistemas de Navegación Aérea. Corporación Centroamericana de Servicios de Navegación Aérea COCESNA. Preparado por: Ing. Roberto Payne. 2a. edición. Tegucigalpa, Honduras.

Solid State 1 KW Full Dual N.D. Beacon Frequency Synthesized Radio Transmitter. AEROCOM Instruction manual. AEROCOM 5033.

Stevens, Michael. Secondary Surveillance Radar. USA. Artech House, INC. Boston and London.

Teoría de funcionamiento y ajustes del sistema radiofaro omnidireccional (VOR). Wilcox modelo 585-B. Centro de Instrucción, perfeccionamiento y experimentación. CIPE. Argentina.

VOR 512D / VOR 512C. Thompson-CSF. Division SDC (Systèmes Defense et contrôle).

VOR/VORTAC Siting Criteria Handbook. Manual 6700.11 FAA.
1968