

ESCUELA SUPERIOR POLITECNICA DEL LITORAL

FACULTAD DE INGENIERIA ELECTRICA

SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS  
PARA EL NUEVO AEROPUERTO DE GUAYAQUIL

TESIS DE GRADO

Previa a la obtención del título de:

INGENIERO EN ELECTRICIDAD  
ESPECIALIZACION ELECTRONICA

Presentada por:

LUIS G. VITERI M.

Guayaquil - Ecuador

1.988

## DECLARACION EXPRESA

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

(Reglamento de Exámenes y Títulos profesionales de la ESPOL).



Luis G. Viteri M.





---

Ing. Carlos Villafuerte.  
Presidente del Tribunal




---

Ing. Pedro Carló.  
Director de Tesis



---

Ing. Pedro Vargas G.  
Miembro del tribunal.



---

Ing. Cesar Yepes F.  
Miembro del Tribunal.

## RESUMEN

El presente trabajo tiene como objetivos el análisis del actual Sistema de Aterrizaje por Instrumentos ILS para establecer sus limitaciones y posibles mejoras: así como el análisis del nuevo Sistema de Aterrizaje por Microondas MLS y su factibilidad de implementación en el nuevo aeropuerto, para lo cual:

El Capítulo I inicia con las definiciones de los parámetros generales y particulares del sistema de aterrizaje.

En el Capítulo II se realiza una descripción general del sistema ILS: Localizador, Trayectoria de Planeo, Marcadores y equipos auxiliares para la aproximación y el aterrizaje.

El capítulo III establece los principios y conceptos básicos para el análisis de la señal tales como: modulación en el transmisor (AM), modulación en el espacio, profundidad de modulación, despeje de radiofrecuencia y los principios sobre los cuales se fundamenta el MLS como el haz explorador con referencia en el tiempo, modulación DPSK, y técnicas de exploración.

En el Capítulo IV se estudia la señal del Localizador ILS, su sistema de antenas, la señal en el espacio, sus patrones de radiación, la señal en el receptor y la señal en el transmisor.

En el Capítulo V se realiza un estudio similar para la Travectoria de Planeo ILS con sus configuraciones: Referencia de Nulo, Referencia de Bandas Laterales y Efecto de Captura.

El Capítulo VI está destinado a una evaluación global del sistema ILS que permite comprender sus limitaciones en cuanto a la influencia de la topografía, tipo de suelo, error de proximidad, objetos reflectores y finalmente se trata de las inspecciones del equipo tanto en vuelo como en tierra para establecer la integridad y continuidad de servicio.

El Capítulo VII está destinado a evaluar el sistema de aproximación y aterrizaje del Aeropuerto Simón Bolívar, el estado de funcionamiento de las instalaciones (ILS), los procedimientos para la inspección en vuelo y en tierra y proponer ciertas mejoras al sistema actual.

El Capítulo VIII describe funcionalmente al MLS, las ventajas que ofrece en comparación con el ILS actual; evalúa el espacio aéreo, y los criterios de aproximación a establecerse en el nuevo aeropuerto y analiza las consideraciones con respecto a su implantación.

Para presentar luego las conclusiones y recomendaciones respectivas.

# I N D I C E   G E N E R A L

|  | Pag.  |
|--|-------|
| RESUMEN .....                          | V     |
| INDICE GENERAL .....                   | VII   |
| INDICE DE FIGURAS .....                | XII   |
| INDICE DE TABLAS .....                 | XVIII |
| INTRODUCCION GENERAL .....             | XX    |
| CAPITULO I                             |       |
| DEFINICIONES .....                     | 23    |
| CAPITULO II                            |       |
| DESCRIPCION GENERAL DEL SISTEMA        |       |
| 2.1 INTRODUCCION .....                 | 38    |
| 2.2 EL LOCALIZADOR .....               | 39    |
| 2.3 TRAYECTORIA DE PLANEO .....        | 46    |
| 2.4 MARCADORES .....                   | 49    |
| 2.4.1 MARCADOR EXTERNO .....           | 50    |
| 2.4.2 MARCADOR MEDIO .....             | 52    |
| 2.4.3 MARCADOR INTERNO .....           | 53    |
| 2.5 EQUIPOS AUXILIARES .....           | 56    |
| 2.6 EQUIPO RADIDTELEMETRICO DME .....  | 61    |
| CAPITULO III                           |       |
| PRINCIPIOS Y CONCEPTOS BASICOS         |       |
| 3.1 INTRODUCCION .....                 | 70    |
| 3.2 CARACTERISTICAS DEL RECEPTOR ..... | 71    |
| 3.3 MODULACION DEL TRANSMISOR .....    | 78    |
| 3.4 MODULACION ESPACIAL .....          | 83    |

|   | Pag. |
|---|------|
| 3.5 MODULACION DEL TRANSMISOR Y MODULACION ESPACIAL...                              | 88   |
| 3.5.1 DIFERENCIA DE PROFUNDIDAD DE MODULACION<br>Y DESPEJE DE RADIOFRECUENCIA ..... | 90   |
| 3.6 RELACION ENTRE LAS MEDIDAS Y LOS INDICADORES<br>DE LA AERONAVE .....            | 98   |
| 3.7 PRINCIPIOS DEL MLS .....  | 101  |
| 3.7.1 PRINCIPIO DE EXPLORACION .....  | 101  |
| 3.7.2 MULTIPLEXAJE POR DIVISION DE TIEMPO .....                                     | 103  |
| 3.7.3 MODULACION DPSK .....   | 104  |
| 3.7.4 TECNICAS DE EXPLORACION .....   | 106  |
| <br>CAPITULO IV   |      |
| EL LOCALIZADOR  |      |
| 4.1 INTRODUCCION .....  | 113  |
| 4.2 TIPOS DE ESTACIONES LOCALIZADORAS .....   | 114  |
| 4.3 ARREGLO DE ANTENAS Y PATRON DE IRRADIACION .....                                | 117  |
| 4.3.1 ARREGLO LINEAL DE N ANTENAS .....   | 118  |
| 4.3.2 ARREGLO DE ANTENAS ALFORD .....   | 125  |
| 4.3.3 ARREGLO DE ANTENAS DE DIPOLOS<br>LOG. PERIODICOS .....                        | 132  |
| 4.4 LA SEÑAL EN EL ESPACIO .....  | 141  |
| 4.4.1 FASES RELATIVAS Y FORMACION DEL RUMBO .....                                   | 141  |
| 4.4.2 AMPLITUDES RELATIVAS DE LAS SEÑALES RF .....                                  | 148  |
| 4.5 LA SEÑAL EN EL RECEPTOR .....   | 152  |
| 4.6 LA SEÑAL EN EL TRANSMISOR .....   | 159  |
| <br>CAPITULO V  |      |
| TRAYECTORIA DE PLANEO   |      |



|  | Pag. |
|--|------|
| 5.1 INTRODUCCION .....   | 162  |
| 5.2 TIPOS DE ESTACION Y REFERENCIA QUE UTILIZA .....                             | 163  |
| 5.2.1 REFERENCIA DE NULO .....   | 165  |
| 5.2.2 REFERENCIA DE BANDAS LATERALES .....                                       | 168  |
| 5.2.3 EFECTO DE CAPTURA .....  | 172  |
| 5.3 ARREGLO DE ANTENAS Y PATRON DE IRRADIACION .....                             | 180  |
| 5.3.1 ANTENAS Y PATRONES PARA REFERENCIA DE NULO.                                | 187  |
| 5.3.2 PATRONES Y ANTENAS PARA EL SISTEMA<br>REFERENCIA DE BANDAS LATERALES ..... | 195  |
| 5.4 ANALISIS DE LA SEÑAL EN EL ESPACIO .....                                     | 197  |
| 5.5 ANALISIS DE LA SEÑAL EN EL RECEPTOR .....                                    | 204  |
| 5.6 ANALISIS DE LA SEÑAL EN EL TRANSMISOR .....                                  | 208  |
| CAPITULO VI  |      |
| CARACTERISTICAS ESPECIALES Y PARTICULARES DEL ILS                                |      |
| 6.1 INTRODUCCION .....   | 212  |
| 6.2 POSICIONAMIENTO DE LAS ANTENAS .....   | 214  |
| 6.2.1 PROPAGACION Y ESTRUCTURA<br>DE LAS SEÑALES ILS .....                       | 214  |
| 6.2.2 EFECTO DE LA TIERRA .....  | 216  |
| 6.2.3 PATRON VERTICAL DEL LOCALIZADOR .....                                      | 226  |
| 6.3 LIMITACIONES DEL SISTEMA .....   | 228  |
| 6.3.1 INTERFERENCIA DE SEÑALES REFLEJADAS .....                                  | 228  |
| 6.3.2 EFECTO Y ERROR DE PROXIMIDAD .....   | 234  |
| 6.3.3 EFECTO DE LA TOPOGRAFIA DEL TERRENO .....                                  | 230  |
| 6.4 INSPECCIONES DEL EQUIPO .....  | 241  |
| 6.4.1 MONITORES ILS .....  | 242  |

|   | Pag. |
|---|------|
| 6.4.2 INSPECCION EN VUELO .....                             | 246  |
| 6.4.3 INSPECCION EN TIERRA .....                            | 253  |
| 6.4.4 INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO .....            | 256  |
| <br>CAPITULO VII  |      |
| EVALUACION DE AEROPUERTO SIMON BOLIVAR                      |      |
| 7.1 INTRODUCCION .....                                      | 263  |
| 7.2 ESTADO DE FUNCIONAMIENTO DE LAS INSTALACIONES ...       | 265  |
| 7.3 CRITERIOS PARA LA APROXIMACION Y EL ATERRIZAJE ..       | 276  |
| 7.4 PROCEDIMIENTO PARA INSPECCIONES .....                   | 279  |
| 7.5 MEJORAS AL SISTEMA .....                                | 289  |
| 7.5.1 MEJORAS DEL EQUIPO DE INSPECCION EN VUELO .           | 290  |
| 7.5.2 MEJORAS EN EL EQUIPO DE INSPECCION EN<br>TIERRA ..... | 295  |
| 7.5.3 MEJORAS DE CARACTER OPERACIONAL .....                 | 300  |
| <br>CAPITULO VIII   |      |
| EL MLS Y EL NUEVO AEROPUERTO                                |      |
| 8.1 INTRODUCCION .....                                      | 307  |
| 8.2 DESCRIPCION FUNCIONAL DEL SISTEMA .....                 | 308  |
| 8.2.1 TECNICAS DE INFORMACION ANGULAR .....                 | 310  |
| 8.2.2 TECNICAS DE TRANSMISION .....                         | 321  |
| 8.2.3 CONFIGURACION DEL EQUIPO MLS .....                    | 327  |
| 8.2.4 ESTACION DE ACIMUT DE APROXIMACION .....              | 331  |
| 8.2.5 ESTACION DE ACIMUT POSTERIOR .....                    | 343  |
| 8.2.6 ESTACION DE ELEVACION DE APROXIMACION .....           | 347  |
| 8.2.7 ESTACION DE ELEVACION DE ENDEREZAMIENTO ...           | 353  |
| 8.2.8 EQUIPO TELEMETRICO .....                              | 355  |

|   | Pag.    |
|---|---------|
| 8.2.9 TRANSMISION DE DATOS .....                                | 361     |
| 8.2.10 EQUIPO DE A BORDO .....                                  | 364     |
| 8.2.11 PRECISION DEL SISTEMA .....                              | 368     |
| 8.2.12 SUPERVISION Y CONTROL .....                              | 377     |
| 8.3 COMPARACION CON EL ILS .....                                | 379     |
| 8.4 EVALUACION DEL NUEVO AEROPUERTO .....                       | 382     |
| 8.4.1 ESPACIO AEREO .....                                       | 383     |
| 8.4.2 CONTROL DE TRANSITO AEREO .....                           | 386     |
| 8.4.3 CRITERIOS DE APROXIMACION Y ATERRIZAJE .....              | 389     |
| 8.5 CONSIDERACIONES CON RESPECTO A SU IMPLANTACION ..           | 397     |
| 8.5.1 CONSIDERACIONES SOBRE LOS FACTORES<br>OPERACIONALES ..... | 397     |
| 8.5.2 CONSIDERACIONES SOBRE EL EMPLAZAMIENTO .....              | 403     |
| 8.5.3 CONSIDERACIONES GENERALES DE LOS COSTOS ...               | 409     |
| 8.5.4 CONSIDERACIONES TECNICAS DEL EQUIPO .....                 | 410     |
| <br>CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....                        | <br>415 |
| APENDICES   |         |
| A DATOS DE LOS AEROPUERTOS.....                                 | 427     |
| B TABLAS Y FIGURAS DE CALCULO .....                             | 433     |
| C CANALES Y FRECUENCIAS .....                                   | 434     |
| D CARACTERISTICAS ESTANDAR DEL MLS .....                        | 437     |
| <br>BIBLIOGRAFIA .....  | <br>446 |



## INTRODUCCION GENERAL.

En los primeros tiempos las ayudas a la navegación aérea estaban constituidas por operaciones visuales directas del piloto sobre la superficie terrestre y mapas elaborados, denominándose "Navegación Observada". Según se extendían los vuelos fué necesario prescindir del contacto visual con la superficie, naciendo la "Navegación de Estimación"; luego grandes errores acumulativos obligaron a buscar otras referencias como los astros surgiendo la "Navegación por determinación de Posición". El desarrollo de la radio aportó un nuevo camino en el sistema de referencias por medio de estaciones emisoras que pueden ser detectadas e identificadas mediante equipos instalados a bordo de los aviones naciendo, la "Navegación Radioeléctrica". La evolución electrónica en el campo de las telecomunicaciones e informática unidos a niveles de seguridad cada vez mayores han permitido y exigido la colocación de instrumentos de navegación a bordo, capaces no solo de determinar su posición permanente sino de reaccionar sobre los controles de vuelo para adaptarse a un plan previamente establecido, siendo este el actual modo de "Navegación Guiada".

Ya que las aeronaves se trasladan dentro de grandes áreas los sistemas tanto de a bordo como los terrestres requieren de un alto grado de normalización internacional.

Estas normas una vez establecidas cambian levemente dentro de cada país. Las mayores agencias de normalización son: La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) con sede en Montreal Canadá, a la cual el Ecuador ha notificado que no existirán diferencias entre sus reglamentos y métodos nacionales con sus normas y acuerdos internacionales. La FAA (Federal Aviation Administration) es otra de las agencias que normaliza los sistemas de navegación y control de los EE UU, tanto de aeronaves civiles como militares, cuyas normas en su mayoría son mas estrictas que la OACI y a las cuales se rige la inspección en vuelo de nuestro país.

La OACI clasifica a los sistemas de navegación aérea según su cobertura en: "Sistemas de Corto Alcance", "Sistemas de Larga distancia" y "Sistemas de Aproximación y Aterrizaje".

Los primeros brindan datos como rumbo y distancia con un alcance inferior a los 500 Km como los VOR, DME. Los segundos son aplicables a las fases en vuelo que no requieren gran precisión y los terceros son sistemas de mayor precisión necesaria para la fase final del vuelo, siendo dos los sistemas actualmente estandarizados por la OACI el ILS (Instrumental Landing System) y el MLS (Microwave Landing System).

El ILS es un sistema analogico que posee muchas

## INDICE DE FIGURAS

| No   |  | Pag. |
|------|--|------|
| 2.1  | Ubicación estandarizada del Equipo ILS.....                                | 40   |
| 2.2  | Diagrama funcional de un Sistema ILS.....                                  | 40   |
| 2.3  | Cobertura de las señales ILS.....  | 43   |
| 2.4  | Características estándar y terminología ILS....                            | 55   |
| 2.5  | Diagrama funcional básico de un DME.....                                   | 62   |
| 3.1  | Receptor Superheterodino.....  | 72   |
| 3.2  | Características del receptor.....  | 74   |
| 3.3  | Espectro de la onda AM.....  | 79   |
| 3.4  | Formas de onda AM.....   | 80   |
| 3.5  | Portadora modulada en amplitud.....  | 82   |
| 3.6  | Caso de DDM Normal $E_{cs} > E_{ss}$ .....                                 | 93   |
| 3.7  | Caso de DDM Anormal $E_{cs} < E_{ss}$ .....                                | 96   |
| 3.8  | Principio del MLS.....   | 101  |
| 3.9  | Transmisión de señales TDM.....  | 103  |
| 3.10 | Señales MLS DPSK.....  | 105  |
| 3.11 | Diagrama de una antena MLS basada en<br>la óptica cilíndrica.....          | 106  |
| 3.12 | Alimentación de una antena cilíndrica<br>con Guía de Onda Compresible..... | 108  |
| 3.13 | Redes de antenas en fase.....  | 109  |
| 4.1  | Arreglo de dos antenas.....  | 121  |
| 4.2  | Esquema y patrón de una antena Alford.....                                 | 125  |
| 4.3  | Arreglo de 8 lazos Alford.....   | 126  |
| 4.4  | Patrón de radiación CSB generado<br>por el par central.....                | 127  |

| No   |   | Pag. |
|------|---|------|
| 4.5  | Diagrama de radiación de los pares SBO.....   | 129  |
| 4.6  | Diagrama final de la estación<br>Localizadora Alford.....   | 131  |
| 4.7  | Estructura de una antena Log. Periódica.....  | 133  |
| 4.8  | Alimentación de una antena DLP.....   | 135  |
| 4.9  | Patrón de radiación de una antena DLP<br>sin curso posterior.....   | 136  |
| 4.10 | Arreglo de antenas DLP,espaciamiento y<br>distribución de corrientes.....   | 139  |
| 4.11 | Diagrama final del arreglo de<br>14 elementos DLP.....  | 141  |
| 4.12 | Espectro de la señal CSB.....   | 142  |
| 4.13 | Espectro de la señal SBO.....   | 143  |
| 4.14 | Resultado de la modulación espacial.....  | 144  |
| 4.15 | Diagrama de bloques del receptor<br>del Localizador.....  | 153  |
| 4.16 | Diagrama y formas de onda del tranamisor<br>del Localizador.....  | 160  |
| 5.1  | Diagrama polar que indica la formación de la<br>trayectoria de planeo mediante la referencia<br>en un nulo.....         | 165  |
| 5.2  | Diagrama de radiación rectangular del sistema<br>Referencia de Nulo.....  | 167  |
| 5.3  | Variación de la superficie reflectora con la<br>altura de la antena transmisora.....                                    | 169  |
| 5.4  | Diagrama de radiación rectangular de una esta-<br>ción Referencia de Bandas Laterales.....                              | 170  |
| 5.5  | Diagrama polar indicando la formación de la<br>trayectoria de planeo del sistema Referencia<br>de Bandas Laterales..... | 171  |
| 5.6  | Diagrama polar de las señales primarias del<br>sistema Efecto de Captura.....   | 172  |



No

Pag.

BIBLIOTECA

|      |  |     |
|------|--|-----|
| 5.7  | Señal primaria CSB a la frecuencia $f_c$ .....   | 174 |
| 5.8  | Señal primaria SBO a la frecuencia $f_c$ .....   | 175 |
| 5.9  | Señal secundaria de frecuencia ( $f_c - 8\text{kHz}$ ).....  | 176 |
| 5.10 | Patrón resultante final del sistema<br>Efecto de Captura.....  | 178 |
| 5.11 | Nivel relativo de salida ( $E_{\text{salida}}/E_{\text{normal}}$ )<br>versus la razón entre portadoras ( $X/Y$ ) in-<br>dicando el efecto de captura de la señal<br>más fuerte y la razón acústica $R_a = (X/Y \times$<br>$E_y/E_x)$ ..... | 179 |
| 5.12 | Patrón del dipolo horizontal de media onda<br>en el espacio libre.....   | 181 |
| 5.13 | Efecto de la tierra como superficie reflectora.  | 182 |
| 5.14 | Método de las imágenes para determinar<br>el patrón de radiación.....  | 183 |
| 5.15 | Diagrama de radiación de un dipolo horizontal<br>sobre tierra ideal.....   | 185 |
| 5.16 | Lóbulos verticales producidos por un dipolo<br>provisto de un reflector y ubicado a una<br>altura de 800 grados eléctricos.....  | 186 |
| 5.17 | Espectro de la señal CSB que alimenta a la<br>antena inferior modulada al 40 % .....   | 187 |
| 5.18 | Espectro de la señal SBO que alimenta a la<br>antena superior.....   | 189 |
| 5.19 | Diagrama de radiación para el sistema Referen-<br>cia de Nulo hasta un ángulo $\theta = 15^\circ$ .....  | 190 |
| 5.20 | Arreglo equivalente de las antenas Referencia<br>de Nulo.....  | 193 |
| 5.21 | Fases relativas de las corrientes que alimentan<br>las antenas Referencia de Bandas Laterales.....   | 197 |
| 5.22 | Efecto de los lóbulos laterales.....   | 199 |
| 5.23 | Estructura de la DDM para los sistemas<br>Referencia de Nulo y Referencia de Bandas<br>Laterales.....  | 201 |

| No   |  | Pag. |
|------|--|------|
| 5.24 | Diagrama de bloques del receptor de la Trayectoria de Planeo.....  | 206  |
| 5.25 | Diagrama de bloques del transmisor Referencia de Bandas Laterales.....   | 210  |
| 6.1  | Estructura y tolerancia del rumbo del Localizador.....   | 215  |
| 6.2  | Estructura y tolerancia de la trayectoria de planeo.....   | 215  |
| 6.3  | Determinación de la longitud del área de reflexión.....  | 217  |
| 6.4  | Variaciones del índice de reflexión.....   | 219  |
| 6.5  | Areas de reflexión de la Trayectoria de Planeo en el aeropuerto Simón Bolívar.....                                 | 224  |
| 6.6  | Areas de reflexión para el ILS Cat. II.....  | 225  |
| 6.7  | Objetos reflectores.....   | 230  |
| 6.8  | Efecto de Proximidad.....  | 236  |
| 6.9  | Condiciones del terreno .....  | 240  |
| 6.10 | Monitoreo integral usado con las antenas DLP... ..   | 245  |
| 6.11 | Sectores de análisis.....  | 251  |
| 6.12 | Zonas de análisis.....   | 252  |
| 7.1  | Sistema ILS del aeropuerto Simón Bolívar.....  | 266  |
| 7.2  | Reporte de la inspección de comisionamiento de la Trayectoria de Planeo.....                                       | 269  |
| 7.3  | Reporte de la inspección de Postcomisionamiento de la Trayectoria de Planeo y Comisionamiento del Localizador..... | 272  |
| 7.4  | Margen fuera de rumbo del Localizador (Inspección de Comisionamiento).....   | 273  |
| 7.5  | Reporte de una inspección Periódica del ILS de Guayaquil.....  | 274  |

| No   |   | Pag. |
|------|---|------|
| 7.6  | Margen fuera de rumbo<br>(Inspección Periódica).....                        | 275  |
| 7.7  | Carta de Aproxiamción ILS.....  | 277  |
| 7.8  | Sistema Telectroscópico.....  | 292  |
| 7.9  | Esquema del respondedor DME.....  | 301  |
| 8.1  | Sistema de coordenadas MLS.....   | 309  |
| 8.2  | Convenciones de las exploraciones MLS.....                                  | 311  |
| 8.3  | Proceso para determinar la posición angular....                             | 315  |
| 8.4  | Organización de la función angular.....                                     | 316  |
| 8.5  | Organización del código de sincronización e<br>identificación.....          | 323  |
| 8.6  | Ubicación del equipo MLS.....   | 329  |
| 8.7  | Diagrama funcional del sistema MLS.....                                     | 329  |
| 8.8  | Volumen de cobertura de las funciones de<br>Acimut MLS.....                 | 332  |
| 8.9  | Señal de indicación fuera de cobertura (OCI)...                             | 338  |
| 8.10 | Sincronización de la exploración angular<br>con los impulsos de prueba..... | 339  |
| 8.11 | Señales de Margen.....  | 341  |
| 8.12 | Requisitos de densidad de potencia para<br>varias anchuras del haz.....     | 343  |
| 8.13 | Señales de indicación fuera de cobertura<br>(OCI) en elevación.....         | 347  |
| 8.14 | Volúmenes de cobertura delas funciones de<br>elevación MLS.....             | 348  |
| 8.15 | Emplazamiento de la antena de elevación MLS....                             | 351  |
| 8.16 | Convenciones de la exploración de<br>enderezamiento.....                    | 354  |
| 8.17 | Emplazamiento del DME.....  | 356  |

| No     | Pag.   |
|--------|--|
| VIII.3 | Emplazamiento de la antena de elevación MLS. 353   |
| VIII.4 | Potencia del respondedor DME/P..... 360  |
| VIII.5 | Medidas de control cuando falla una<br>estación..... 379   |
| VIII.6 | Resultados sobre el emplazamiento<br>común ILS/MLS del equipo de Acimut<br>con referencia en la fig. 8.24..... 405 |
| VIII.7 | Características técnicas del equipo<br>angular MLS..... 410  |
| VIII.8 | Características técnicas del respondedor<br>DME/P..... 412   |
| A.1    | Datos generales y del sistema de aterrizaje<br>del aeropuerto Simón Bolívar..... 428                               |
| A.2    | Pronóstico de operaciones anuales de<br>aeronaves..... 429   |
| A.3    | Pronóstico de movimientos en la hora pico..... 430   |
| A.4    | Datos generales y del sistema de aterrizaje<br>del nuevo aeropuerto de Guayaquil..... 431                          |
| C.1    | Canales ILS..... 434   |
| C.2    | Canales MLS..... 435   |
| C.3    | Par de canales DME/ILS, DME/MLS, DME/ILS.MLS... 436  |
| D.1    | Par metros DACI de guía angular..... 438   |
| D.2    | Código DACI de Identificación de las<br>funciones MLS..... 439   |
| D.3    | Cronología del preámbulo..... 440  |
| D.4    | Cronología de la función de Acimut de<br>Régimen Alto..... 440   |
| D.5    | Cronología de la función de Elevación..... 441   |
| D.6    | Cronología de la función de Datos Básicos..... 441   |
| D.7    | Datos Básicos..... 442   |



## INTRODUCCION GENERAL.

En los primeros tiempos las ayudas a la navegación aérea estaban constituidas por operaciones visuales directas del piloto sobre la superficie terrestre y mapas elaborados, denominándose "Navegación Observada". Según se extendían los vuelos fué necesario prescindir del contacto visual con la superficie, naciendo la "Navegación de Estimación"; luego grandes errores acumulativos obligaron a buscar otras referencias como los astros surgiendo la "Navegación por determinación de Posición". El desarrollo de la radio aportó un nuevo camino en el sistema de referencias por medio de estaciones emisoras que pueden ser detectadas e identificadas mediante equipos instalados a bordo de los aviones naciendo, la "Navegación Radioeléctrica". La evolución electrónica en el campo de las telecomunicaciones e informática unidos a niveles de seguridad cada vez mayores han permitido y exigido la colocación de instrumentos de navegación a bordo, capaces no solo de determinar su posición permanente sino de reaccionar sobre los controles de vuelo para adaptarse a un plan previamente establecido, siendo este el actual modo de "Navegación Guiada".

Ya que las aeronaves se trasladan dentro de grandes áreas los sistemas tanto de a bordo como los terrestres requieren de un alto grado de normalización internacional.

Estas normas una vez establecidas cambian levemente dentro de cada país. Las mayores agencias de normalización son: La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) con sede en Montreal Canadá, a la cual el Ecuador ha notificado que no existirán diferencias entre sus reglamentos y métodos nacionales con sus normas y acuerdos internacionales. La FAA (Federal Aviation Administration) es otra de las agencias que normaliza los sistemas de navegación y control de los EE UU, tanto de aeronaves civiles como militares, cuyas normas en su mayoría son mas estrictas que la OACI y a las cuales se rige la inspección en vuelo de nuestro país.

La OACI clasifica a los sistemas de navegación aérea según su cobertura en: "Sistemas de Corto Alcance", "Sistemas de Larga distancia" y "Sistemas de Aproximación y Aterrizaje".

Los primeros brindan datos como rumbo y distancia con un alcance inferior a los 500 Km como los VOR, DME. Los segundos son aplicables a las fases en vuelo que no requieren gran precisión y los terceros son sistemas de mayor precisión necesaria para la fase final del vuelo, siendo dos los sistemas actualmente estandarizados por la OACI el ILS (Instrumental Landing System) y el MLS (Microwave Landing System).

El ILS es un sistema analógico que posee muchas

limitaciones técnicas que son motivo de análisis de la presente tesis, debido a las cuales el ILS del aeropuerto Simón Bolívar presenta ciertas dificultades especialmente en la época de invierno causando la suspensión de la guía vertical haciendo imposible las aproximaciones de precisión y restringiendo la utilización del piloto automático por parte de aeronaves debidamente equipadas.

La nueva tecnología consciente de las limitaciones del ILS a creado el nuevo sistema MLS que utiliza un haz explorador con referencia en el tiempo y que según la Reunión Departamental de Comunicaciones /Operaciones de la DACI celebrada en Montreal en Septiembre de 1985, la fase principal de su instalación se iniciaría el 19 de Enero de 1990; fijándose el 19 de Enero de 1998 como fecha de protección del ILS y a partir del 19 de Enero del año 2000 se iniciará la retirada del ILS quedando eliminado como requisito de la DACI, utilizándose el MLS como única norma. Por lo tanto es necesario proyectar la instalación conjunta ILS/MLS en el nuevo aeropuerto de Guayaquil con el fin de que a corto plazo pueda contar con un sistema de gran precisión que facilite la aproximación y el aterrizaje automáticos y que reduzca al mínimo las demoras haciendo el tráfico aéreo mas ágil y seguro, objetivos que también constituyen una motivación de la presente tesis.

limitaciones técnicas que son motivo de análisis de la presente tesis, debido a las cuales el ILS del aeropuerto Simón Bolívar presenta ciertas dificultades especialmente en la época de invierno causando la suspensión de la guía vertical haciendo imposible las aproximaciones de precisión y restringiendo la utilización del piloto automático por parte de aeronaves debidamente equipadas.

La nueva tecnología consciente de las limitaciones del ILS a creado el nuevo sistema MLS que utiliza un haz explorador con referencia en el tiempo y que según la Reunión Departamental de Comunicaciones /Operaciones de la DACI celebrada en Montreal en Septiembre de 1985, la fase principal de su instalación se iniciaría el 15 de Enero de 1990; fijándose el 15 de Enero de 1998 como fecha de protección del ILS y a partir del 15 de Enero del año 2000 se iniciará la retirada del ILS quedando eliminado como requisito de la DACI, utilizándose el MLS como única norma. Por lo tanto es necesario proyectar la instalación conjunta ILS/MLS en el nuevo aeropuerto de Guayaquil con el fin de que a corto plazo pueda contar con un sistema de gran precisión que facilite la aproximación y el aterrizaje automáticos y que reduzca al mínimo las demoras haciendo el tráfico aéreo mas ágil y seguro, objetivos que también constituyen una motivación de la presente tesis.

## INDICE DE TABLAS

| No     |   | Pag. |
|--------|---|------|
| II.1   | Clasificación de los Radiofaros (NDB).....  | 57   |
| II.2   | Codificación OACI de un par de impulsos que identifica a cada modo de funcionamiento de un DME..... | 65   |
| II.3   | Frecuencia de repetición de los pares de impulsos del interrogador DME.....                         | 67   |
| VI.1   | Tipos de Trayectoria de Planeo de acuerdo al tipo de terreno.....                                   | 240  |
| VI.2   | Categorías (OACI) del ILS.....  | 241  |
| VI.3   | Niveles OACI de integridad y continuidad de servicio.....   | 257  |
| VII.1  | Datos de la Trayectoria de Planeo.....  | 268  |
| VII.2  | Datos de Localizador.....   | 271  |
| VII.3  | Evaluación del Localizador (Inspección en vuelo).....   | 280  |
| VII.4  | Evaluación de la Trayectoria de Planeo (Inspección en vuelo).....                                   | 282  |
| VII.5  | Evaluación del Localizador (Inspección en tierra).....  | 284  |
| VII.6  | Evaluación de la Trayectoria de Planeo (Inspección en tierra).....                                  | 286  |
| VII.7  | Evaluación del Marcador Medio.....  | 288  |
| VII.8  | Características del Telectroscopio.....   | 294  |
| VII.9  | Presupuesto de Potencia del transmisor Responder DME/N.....   | 303  |
| VII.10 | Características técnicas del respondedor DME/N.....   | 304  |
| VIII.1 | Niveles mínimos de señal.....   | 342  |
| VIII.2 | Potencia del transmisor.....  | 346  |

| No  | Pag. |
|---|------|
| 8.18 Interface analógica del receptor MLS.....  | 366  |
| 8.19 Envolvente del haz explorador medida en el<br>filtro de salida del receptor..... | 368  |
| 8.20 Envolvente del impulso DME recibido.....   | 372  |
| 8.21 Espacio aéreo terminal de Guayaquil y<br>capacidad de utilización del MLS.....   | 385  |
| 8.22 Criterios para la aproximación de precisión<br>ILS hacia la pista 21.....        | 390  |
| 8.23 Ejemplos de aproximaciones posibles con el<br>MLS.....                           | 396  |
| 8.24 Emplazamiento de la antena de Acimut MLS<br>delante del Localizador ILS.....     | 404  |
| A.1 Ubicación de la Radioayudas .....   | 432  |
| B.1 Pérdidas en el espacio libre.....   | 433  |
| D.1 Par de secuencias de transmisión de todas<br>las funciones MLS.....               | 444  |
| D.2 Par de secuencias de transmisión para la<br>función Acimut de Régimen Alto.....   | 444  |
| D.3 Ciclo completo de transmisión incluyendo<br>datos auxiliares.....                 | 445  |

CAPITULO I  
DEFINICIONES

DEFINICIONES GENERALES DE CARACTER OPERACIONAL

- D.1 **Aerovia:** corredor a través del espacio aéreo navegable dentro del cual se proporciona servicio de tránsito aéreo.
- D.2 **Alcance Visual;** (RVR) distancia a la cual el piloto de una aeronave que se encuentra sobre el eje de la pista puede ver las señales de superficie de la pista o las luces que la delimitan o que señalan su eje.
- D.3 **Alineación;** coincidencia de la posición de un elemento con la referencia nominal.
- D.4 **Altitud;** distancia vertical con respecto al nivel medio del mar (MSL).
- D.5 **Altitud de Intersección de la Trayectoria de Planeo ILS;** altitud publicada en los procedimientos de descenso aprobados, a la cual la aeronave corta la trayectoria de planeo e inicia el descenso por ella.
- D.6 **Altitud Máxima Autorizada;** (MAA) máxima altitud usable publicada para un espacio aéreo terminal o segmento de ruta a la cual se asegura una adecuada recepción de las señales de navegación.
- D.7 **Altitud Mínima de Descenso;** (MDA) mínima altitud a la cual una aeronave está autorizada a descender cuando ejecuta una aproximación sin guía vertical,



usando solamente guía horizontal basada en un VOR, DME NDB, o usando solamente el LOCALIZADOR del ILS, a la q' se puede observar claramente las referencias visuales para asegurar el descenso final y el aterrizaje.

D.8 Altitud Mínima de Recepción: (MRA) altitud mas baja que asegura una intensidad de señal aceptable a la cual puede determinarse la intersección con el ILS.

D.9 Altura: distancia vertical con respecto a un punto específico sobre tierra.

D.10 Altura de Cruce de la Cabecera de la Pista: (TCH) altura de la trayectoria de planeo en un procedimiento ILS o PAR sobre la cabecera de la pista.

D.11 Altura y Altitud de Decisión: (DA/DH) altura o altitud especificada en una aproximación de precisión a la cual debe iniciarse una maniobra de aproximación frustrada en caso de no haberse establecido la referencia visual requerida para continuar la aproximación y aterrizar.

nota 1 la referencia visual constituyen los auxilios visuales del Área de aproximación que pueden ser vistos durante un tiempo suficiente para que el piloto evalúe su posición y el rumbo deseado.

nota 2 en el cálculo se considerará el límite de franqueamiento de obstáculos, el rendimiento de la aeronave y de los sistemas de aproximación y aproximación frustrada.



- D.12 Aproximación de No Precisión: aproximación por instrumentos basados en radioayudas que no brindan guía vertical como el NDB, VOR, DME, LLZ/ILS, BC/ILS, ASR.
- D.13 Aproximación de Precisión: aproximación por instrumentos basados en radioayudas con guía vertical como el ILS, MLS y PAR.
- D.14 Aproximación Directa: aproximación en la cual se intercepta directamente la prolongación del eje de la pista sin ejecutar las fases previstas para un circuito de tráfico de llegada.
- D.15 Arremetida (Retacada): característica para decir que una aeronave inicia la aproximación frustrada.
- D.16 Aterrizaje Directo: Aterrizaje ejecutado por una aeronave después de completar un procedimiento de aproximación por instrumentos en condiciones tales que no se exige una maniobra para circular o aeródromo.
- D.17 Acimut: dirección expresada como un ángulo en el plano horizontal respecto a un punto de referencia medido en el sentido de las agujas del reloj.
- D.18 Cabecera de la Pista: (THR) ver Umbral.
- D.19 Categoría de Aeronaves: clasificación de las aeronaves para efecto de la elaboración y ejecución de un procedimiento de aproximación por instrumentos, siendo la velocidad un factor muy importante en la clasificación. Así:

| Categoría | Velocidad máxima indicada respecto al aire (IAS). |
|-----------|---|
| A         | 90 nudos (Kt)                                     |
| B         | entre 91 Kt y 120 Kt                              |
| C         | entre 121 Kt y 140 Kt                             |
| D         | entre 141 Kt y 165 Kt                             |
| E         | entre 166 Kt y 210 Kt                             |

D.20 **Cobertura:** Volumen de espacio aéreo dentro del cual se radia un señal de características específicas

D.21 **Procedimiento de Aproximación por Instrumentos:**

Una serie de maniobras predeterminadas constituida por 5 segmentos a saber: la ruta de llegada, el segmento inicial, intermedio y final y la aproximación frustrada, que sigue ordenadamente una aeronave que vuela por instrumentos hasta completar el aterrizaje o hasta un punto a partir del cual pueda proseguir en condiciones visuales y aterrizar.

D.22 **Procedimiento de Aproximación Ecustrada:** procedimiento a ser seguido en caso de que una aproximación normal no pueda continuarse.

D.23 **Procedimiento de Espera:** maniobra predeterminada que mantiene a una aeronave dentro de un espacio aéreo específico esperando una autorización para aterrizar.

D.24 **Puntos de Referencia en el Área del Terminal:** puntos de referencia usados en los procedimientos de

aproximación: Punto de aproximación inicial (IAF), punto de aproximación intermedia (IF), punto de aproximación final (FAF), punto de inicio de curva en la aproximación frustrada (TP), y punto de inicio de aproximación frustrada (MAP).

D.25 **Reglas Mínimas para el Aterrizaje Instrumental (IFR)**; valores mínimos del techo de las nubes y visibilidad exigidos para que un procedimiento de aproximación por instrumentos pueda ser ejecutado con seguridad.

D.26 **Rutas de Llegada**; rutas identificadas en una carta específica con el objeto de facilitar la transición de las aeronaves entre la fase en ruta de un vuelo y el punto de aproximación inicial de un procedimiento de aproximación por instrumentos.

D.27 **Rumbo**; dirección horizontal desde o hacia cualquier punto, medido usualmente en el sentido de las agujas del reloj desde el norte verdadero u otro punto de referencia.

D.28 **Segmento de Aproximación Inicial**; segmento de un procedimiento de aproximación por instrumentos comprendido entre el punto de aproximación intermedia (IF) o el punto de aproximación inicial (IAF) y el punto de aproximación final (FAF) para los segmentos donde no existe aproximación intermedia.

D.29 **Segmento de Aproximación Intermedia**; segmento de un procedimiento de aproximación por instrumentos

- comprendido entre el punto de aproximación intermedia, y el punto de aproximación final.
- D.30 Segmento de aproximación final; es el segmento mas importante de un procedimiento de aproximación por instrumentos comprendido entre un punto de referencia o el punto de aproximación final (FAF) y el punto de inicio de aproximación frustrada (MAP).
- D.31 Umbral; comienzo de aquella parte de la pista que se puede usar para el aterrizaje.
- D.32 Vuelo Orbital; vuelo en circuito circular a una altura y distancia constante respecto a la antena del equipo terrestre que se esta inspeccionando.
- D.33 Zona de Zona de Contacto; parte de la pista situada después del umbral destinada a que los aviones que aterrizan hagan su primer contacto con la pista.

#### DEFINICIONES APLICABLES AL ILS

- I.1 Aberraciones del Rumbo del Localizador y de la Trayectoria de Planeo; desviaciones casuales del eje de rumbo y/o de la trayectoria de planeo encontradas en el diagrama de radiación recibido con respecto a su alineación nominal, definidas como :
- Codgs desviaciones de la estructura del rumbo o de la trayectoria de planeo, de amplitud y frecuencia tales que puede seguir la aeronave.
- Desigualdades desviaciones rápidas de las



estructuras, causadas generalmente por terreno irregular, obstáculos, árboles, líneas de alta tensión que no pueden ser seguidas por la aeronave.

Eluctuaciones u Ondulaciones: desviaciones rápidas regulares o rítmicas del eje de rumbo del localizador o trayectoria de planeo que no pueden ser seguidas por la aeronave.

- 1.2 Ángulo de planeo ILS: ángulo que forma con la horizontal la recta que representa la trayectoria de planeo media.
- 1.3 Áncho del Curso del Localizador: ángulo formado entre los puntos a ambos lados del eje de rumbo donde ocurre la máxima deflexión del puntero vertical.
- 1.4 Áncho de la Trayectoria de Planeo: ancho de un sector en el plano vertical que contiene a la trayectoria de planeo nominal donde ocurre la máxima deflexión del puntero horizontal.
- 1.5 Banderín de Alarma (FLAG): dispositivo de alarma en el indicador de a bordo que advierte a piloto cuando el equipo terrestre o el de a bordo no proporciona información aceptable.
- 1.6 Categorías del ILS
- a) Categoría I: instalación ILS que ofrece orientación satisfactoria desde los límites de cobertura hasta un punto en el cual el curso del localizador corta la trayectoria de planeo a una

altura de 60 m (200 pies) o menos (Criterio DACI) o 30 m (100 pies) o menos (Criterio FAA) sobre el plano horizontal que contiene al umbral.

- b) Categoría II Aquella que ofrece orientación satisfactoria desde los límites de cobertura hasta un punto en el cual el curso del localizador corta la trayectoria de planeo a una altura de 15 m (50 pies) o menos sobre el umbral.
- c) Categoría III Un ILS que con la ayuda de equipo auxiliar cuando sea necesario proporcione información de guía desde los límites de cobertura hasta la superficie de la pista.

**1.7 Continuidad de Servicio del ILS:** Propiedad relacionada con la escasa frecuencia de interrupciones de la señal radiada durante la aproximación. Su nivel de servicio se expresa en función de la probabilidad de que no se pierdan las señales de guía radiadas.

**1.8 Confiabilidad de la señal ILS:** la probabilidad de que una señal ILS de características especificadas en el espacio pueda ser captada por la aeronave.

**1.9 Confiabilidad de una Instalación ILS:** la probabilidad de que una instalación terrestre ILS radie señales dentro de las tolerancias especificadas.

**1.10 Control Automático de Ganancia (AGC):** método de controlar automáticamente la ganancia en las etapas de amplificación de un receptor de radio para que la señal de salida permanezca constante.

- 1.11 Diferencia de Profundidad de Modulación (DDM): profundidad de modulación resultante de las modulaciones totales de las señales de 90 Hz y 150 Hz sobre la frecuencia portadora.
- 1.12 Distancia Usable: distancia máxima a una altitud especificada, en la que la instalación proporciona identificación legible e información confiable en condiciones meteorológicas normales.
- 1.13 Efecto de Polarización: desviaciones del rumbo del localizador resultantes de la presencia de componentes no deseadas de la radiación verticalmente polarizada y de la actitud de balanceo de la aeronave respecto a la horizontal.
- 1.14 Eje de Rumbo: en todo plano horizontal, el lugar geométrico de todos los puntos de cero DDM.
- 1.15 Error de alineación del Rumbo: desplazamiento angular o lineal del eje medio de rumbo respecto al rumbo nominal.
- 1.16 Estructura del Rumbo: variaciones del patrón de radiación recibido con la distancia a lo largo del eje de rumbo.
- 1.17 Faseador: componente que permite alterar la longitud eléctrica de una señal a través de la variación de las líneas de transmisión, correspondiendo una longitud de 360 grados eléctricos a una extensión de una longitud de onda.
- 1.18 Integridad del ILS: la calidad, seguridad, y pre-

cisión que suministra una instalación ILS, el nivel de integridad se expresa en función de la probabilidad de que no se radien señales de guía falsas.

I.19 Límite de Aproximación Automática: punto a lo largo de la trayectoria de aproximación en el cual se abandona la aproximación automática debido a guía ILS inaceptable.

I.20 Margen (Clearance): término usado para referirse a las características del patrón de radiación en todo el sector a cada lado del eje de rumbo del localizador o de la trayectoria de planeo.

I.21 Puntos de Análisis del ILS:

- a) Punto "A" punto imaginario en la trayectoria de planeo, situado a 4 millas náuticas del umbral medido sobre la prolongación del eje.
- b) Punto "B" punto en la trayectoria de planeo situado a 1050 m (3500 pies) del umbral.
- c) Punto "C" punto por el que la prolongación de la trayectoria de planeo nominal pasa a una altura de 30 m (100 pies) sobre el plano horizontal que contiene al umbral.
- d) Punto "D" punto imaginario situado a 4 m sobre el eje de la pista y que dista 900 m. del umbral en la dirección del localizador.
- e) Punto "E" punto situado a 4 m. sobre el eje de la pista y que dista 600 m del extremo de



parada de la pista en la dirección del umbral.

f) Punto "I" o "Referencia ILS" punto situado verticalmente a 15 m. sobre el eje central de la pista en el umbral, por el cual pasa la prolongación de la trayectoria de planeo.

1.22 Punto de toma de contacto (TD): punto sobre el eje de la pista donde tocan las ruedas del avión siguiendo la rampa de la trayectoria de planeo.

1.23 Rumbo Falso: en cualquier plano horizontal, aquellos lugares geométricos de los puntos en que la DDM es cero pero que no pertenecen al eje de rumbo verdadero.

1.24 Sector de Linealidad: sector que contiene al eje de rumbo o a la trayectoria de planeo donde la DDM varia linealmente con el desplazamiento angular.

1.25 Tiempo de Radiación Falsa: periodo de tiempo en que la señal sale fuera de tolerancia.

1.26 Trayectoria de planeo ILS: aquel lugar geométrico en el plano vertical que contiene al eje de la pista en que la DDM es cero y que se encuentra mas próximo a tierra.

1.27 Trayectoria de planeo falsa: lugar geométrico de los puntos de cero DDM en el plano vertical que no corresponden a la trayectoria deseada.

1.28 Zonas de Análisis del ILS:

a) Zona 1 comprendida entre los límites de cobertura y el punto "A".

- b) Zona 2 comprendida entre el punto "A" y el punto "B".
- c) Zona 3 comprendida entre el punto "B" y el punto "C" para el ILS Categoría I y el umbral para los ILS categorías II y III.
- d) Zona 4 comprendida entre el umbral y el punto "D".
- e) Zona 5 comprendida entre el punto "D" y el punto "E".

1.29 Zona de bajo DDM : zona fuera del curso del localizador o del ancho de la trayectoria de planeo en que el valor de DDM es inferior al valor mínimo especificado para esa zona.

#### DEFINICIONES APLICABLES AL MLS

- M.1 Ancho del Haz: ancho del lóbulo principal del haz explorador en grados, medido en los puntos de - 3 dB en el plano horizontal para la función en acimut y en el plano vertical para la función de elevación.
- M.2 Centro del Haz: punto medio del haz explorador entre los punto de - 3 dB.
- M.3 Datos Auxiliares: datos transmitidos adicionalmente a los datos básicos que proporcionan datos adicionales sobre el emplazamiento terrestre del equipo para mejorar los cálculos de la posición de la aeronave, información meteorológica, estados de las pista

y otra información complementaria.

- M.4 **Datos Básicos:** datos transmitidos por el equipo terrestre asociados directamente con la operación del sistema, y datos de asesoramiento sobre el nivel de performance del equipo terrestre MLS.
- M.5 **DME/P:** Equipo radiotelemétrico de precisión asociado con el MLS y compatible con el DME actual.
- M.6 **Error a lo largo de la Trayectoria:** (PFE, Path Following Error), perturbaciones en la señal de guía que pueden ser seguidas por la aeronave haciendo que se desplace del rumbo o de la trayectoria de planeo deseados, y está compuesto del ruido a lo largo de la trayectoria (PFN) y del error medio del rumbo o del error medio de la trayectoria de planeo respectivamente.
- M.7 **Error Medio del Rumbo:** valor medio del error de acimut a lo largo de la prolongación de la línea central de la pista.
- M.8 **Error medio de la Trayectoria de planeo:** valor medio del error de elevación a lo largo de la prolongación de la trayectoria de planeo MLS de la función "Elevación de Aproximación".
- M.9 **Función MLS:** servicio particular proporcionado por el MLS como por ejemplo, guía de Aproximación en Acimut, guía de Elevación de Aproximación, datos básicos etc.
- M.10 **Nivel Dinámico de lóbulos laterales:** nivel excedi-

do durante el 3% del tiempo por el diagrama de radiación en campo lejano de la antena de exploración medido a la frecuencia de exploración con un filtro video de la envolvente del haz de 26 KHz.

- M.11 Nivel Eficáz de lóbulos laterales; nivel de los lóbulos laterales del haz explorador que en un medio determinado de trayectos múltiples resulta en un error especificado de guía.
- M.12 Punto de Referencia MLS; punto imaginario sobre la línea central de la pista cercano al centro de fase de la antena de Elevación.
- M.13 Referencia de Aproximación MLS; punto imaginario sobre la trayectoria de planeo mínima a una altura específica de 15 m (50 pies) sobre el umbral.
- M.14 Referencia de Acimut Posterior MLS; punto a una altura de 15 m sobre la línea central de la pista en el punto medio de la misma.
- M.15 Ruido a lo largo de la Trayectoria; (PFN, Path Following Noise) aquella parte de la señal de error que podría causar un desplazamiento del eje de rumbo o de la trayectoria de planeo media respectivamente.
- M.16 Ruido de Control de Mandos; (CMN, Control Motion Noise) aquellas fluctuaciones en la señal de guía las cuales afectan la actitud del avión originando movimiento de los timones y controles de mando durante el vuelo acoplado pero que no causa un desplazamiento del rumbo y/o de la trayectoria de planeo deseados.



- M.17 Sector de cobertura MLS: volumen de espacio aéreo dentro del cual una función MLS proporciona servicio donde la densidad de potencia es igual o mayor que la mínima especificada.
- M.18 Sector de Guía de Margen: parte del sector de cobertura en el cual la información en acimut no es proporcional al desplazamiento angular de la aeronave, sino que se trata de una señal de indicación constante de que el avión se encuentra a la derecha o la izquierda fuera del sector de guía proporcional.
- M.19 Sector de Guía Proporcional: volumen de espacio aéreo dentro del cual la guía angular de una función MLS es directamente proporcional al desplazamiento angular del avión con respecto al ángulo cero de referencia.
- M.20 Señal de Indicación fuera de Cobertura: señal que se radia hacia aquellas regiones que no están dentro del sector de cobertura previsto.
- M.21 Trayectoria de planeo mínima: ángulo mas bajo de descenso a lo largo del acimut cero grados, que concuerda con los procedimientos de aproximación publicados y con los criterios sobre franqueamiento de obstáculos.

## CAPITULO II

## DESCRIPCION GENERAL DEL SISTEMA

## 2.1 INTRODUCCION.

Los aviones contemporáneos están equipados con el ILS, de tal forma que el piloto pueda posicionar su avión en el rumbo correcto de descenso, aún en condiciones meteorológicas de baja visibilidad, con la información que genera el sistema desde tierra. La información en acimut, vertical y de distancia es proporcionada por tres subsistemas, cada uno de los cuales posee un conjunto propio de antenas y equipo transmisor emplazados en diferentes lugares de la pista y de la trayectoria de aproximación, de acuerdo con las normas recomendadas por la D/CI y/o la FAA.

Estos tres subsistemas son:

- El Localizador (LLZ); con una señal directiva proporciona la prolongación en el espacio de la línea central de la pista, y consta de un equipo VHF con su sistema monitor, un equipo de mando a distancia y el indicador correspondiente.
- La trayectoria de Planeo (GS, Glide Slope o Glide Path; responsable de la formación de un plano inclinado mediante un patrón de radiación que contiene la trayectoria de descenso, hasta la superficie de la pista (en caso óptimo). Con un equipo

UHF, un sistema monitor, un equipo de mando a distancia y su indicador.

- Los Marcadores; que con tres equipos informan a la aeronave que ya se encuentra dentro del curso, la distancia que falta para alcanzar la cabecera de la pista. Constan de equipos VHF, sus sistemas monitores y el equipo de mando a distancia con su indicador.

El equipo indicador y el de telemando facilita el conocimiento del estado de funcionamiento de todos los componentes del sistema ILS en tierra, en puntos de mando a distancia previamente asignados.

A bordo de la aeronave existirá un sencillo equipo receptor llamado "Receptor de Punteros Cruzados" (CP, Cross Pointer) que traduce las señales y las presenta visualmente al piloto. Adicionalmente al equipo ILS existirán equipos auxiliares para brindar mayor seguridad y calidad de información, estos son: Luces de Aproximación, equipo radiotelemétrico DME, Radar de Aproximación de Precisión (PAR) y sistemas complementarios que proporcionan guía adecuada para el acoplamiento entre la fase en ruta de un vuelo y la aproximación final, como el VDR, los Radiofaros de Localización (NDB), y el Radar de Vigilancia.

## 2.2 EL LOCALIZADOR (LLZ).

Es la parte del sistema que controla la posición del



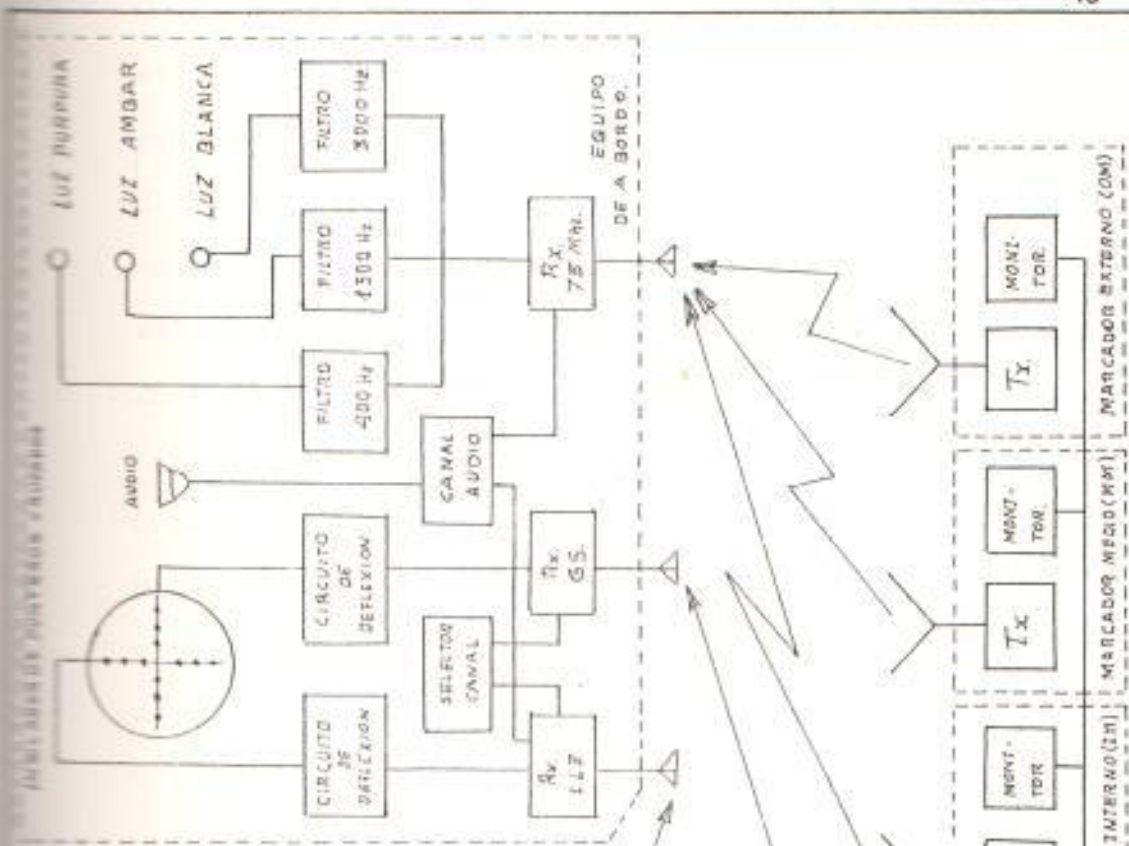


fig. 2.1 Ubicación estandarizada del equipo ILS.

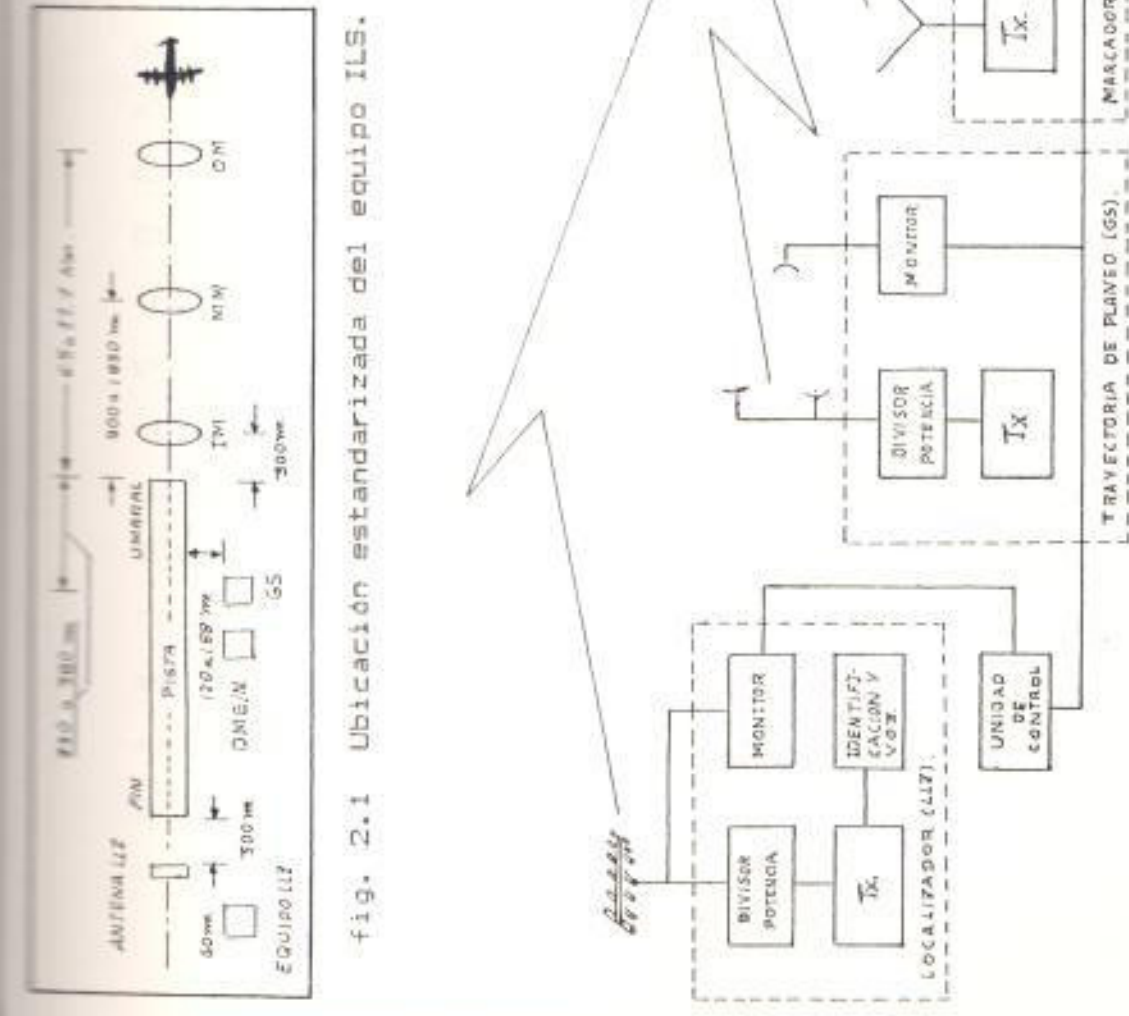


fig. 2.2 Diagrama funcional de un sistema ILS.

avión en el plano horizontal mediante dos diagramas de radiación descritos en detalle en el capítulo IV. El transmisor del localizador de la fig. 2.2, funciona en la banda de 108 a 112 Mhz, con una potencia de salida entre 10 y 15 W, para conseguir un alcance de 25 NM, y alimenta un arreglo de antenas de polarización horizontal.

Cuatro señales pueden modular la amplitud de la portadora en el transmisor, dos de ellas de navegación o guiado y las otras dos de voz e identificación. Las dos señales de guiado son dos tonos de 90 y 150 Hz, cada uno modulando al 20% la portadora, de cuya comparación se va a obtener la señal de guiado. El canal de voz es opcional y se usa poco debido al riesgo de interferencia con las señales de navegación, modulándose en tal caso al 40% la portadora. El canal de identificación es un código de dos o tres letras en alfabeto Morse, estas letras pueden ir precedidas de la letra "I" (de ILS), como por ejemplo el código "ILG" del aeropuerto Simón Bolívar, consiste en una señal de 1200 Hz que modula la portadora al 10% y se repite a razón de 6 veces por minuto durante todo el tiempo en que el localizador está disponible suprimiéndose la identificación cuando el sistema no esté disponible.

El sistema localizador funciona bajo los principios de "Modulación Espacial" descrito en el capítulo III

y el de "Referencia de Nulo" para la configuración en una sola frecuencia, además el principio de "Efecto de Captura" para la configuración en doble frecuencia, analizados en los capítulos siguientes.

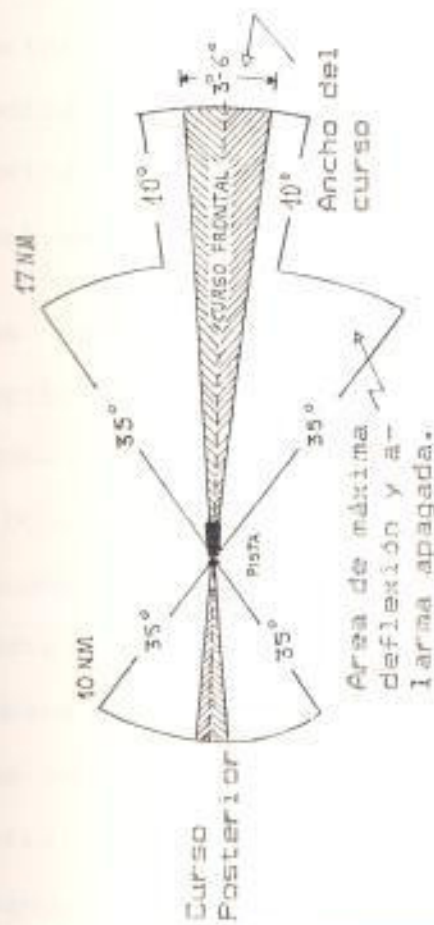
El Sistema de Antenas estará ubicado aproximadamente a 300m. (1000 pies) del extremo final de la pista, con el equipo transmisor ubicado lateralmente a 60m. del borde de la pista evitando se convierta en un obstáculo susceptible de colisión. Como se indica en la figura 2.1. En el aeropuerto Simón Bolívar, el sistema de antenas del localizador está ubicado aproximadamente a 696 pies del final de la pista (tabla A-1 del apéndice A ).

El "Rumbo del Localizador" lo constituye la prolongación del eje central de la pista en el espacio. El rumbo frontal es la prolongación en la dirección de los marcadores. Si las antenas no están provistas de reflectores que eviten la radiación en dos direcciones, también se creará en el espacio una prolongación del eje en sentido contrario y tendremos un rumbo posterior.

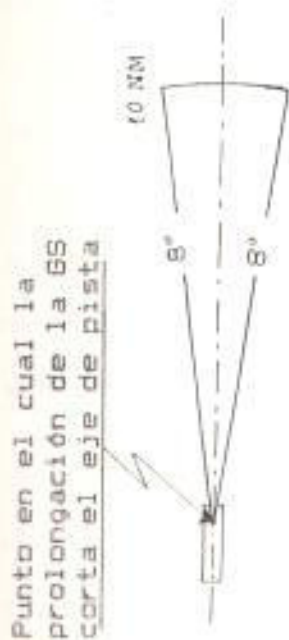
La cobertura del localizador como lo representa la fig. 2.3 a); se extiende desde el centro de las antenas hasta la 25 millas náuticas (NM) dentro del sector uno comprendido entre 10 grados a cada grado del eje. El sector dos entre los 10 y 35 grados

a) Localizador (LLZ)

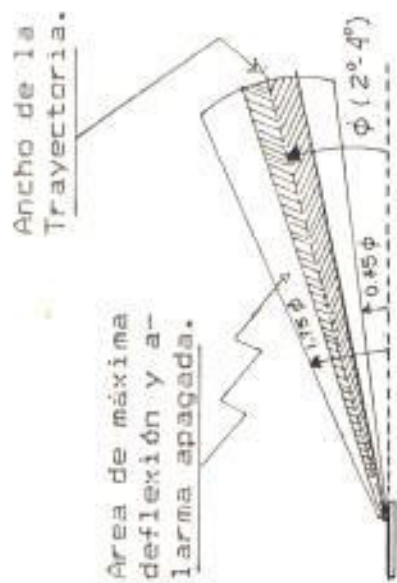
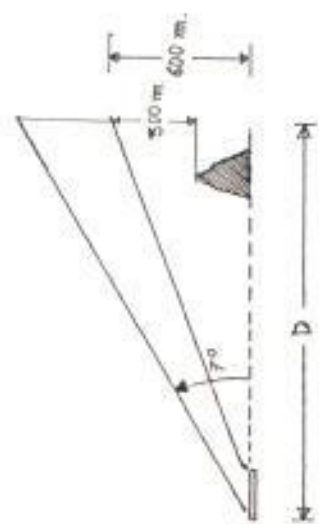
COBERTURA HORIZONTAL



b) Trayectoria de Planeo (OB)



COBERTURA VERTICAL



$\phi$  = ángulo de planeo.

fig. 2.3 Cobertura de las señales ILS.



tendrá un alcance de 10 NM. Cuando las características topográficas no permiten cumplir con los requisitos mencionados, estas limitaciones pueden reducirse a 18 NM. en el sector 1 y 10 NM. en los sectores 2 y 3, siempre que otros equipos de radioayudas cubran satisfactoriamente el área de aproximación intermedia.

El "Curso del localizador" es aquel sector en el plano horizontal que contiene al eje de rumbo y dentro del cual el avión dispone de información proporcional de su desplazamiento angular con respecto al eje central de la pista. El ancho de este sector está comprendido entre 3 y 6 grados como se indica en la fig. 2.3 a). El "ancho del curso" nominal para el localizador del aeropuerto de Guayaquil es de 4,60 grados.

Las señales del localizador verticalmente deben recibirse a una altura igual o superior a los 600 m. (2000 pies) en la cabecera de la pista o a 300 m. (1000 pies) encima de la elevación mas alta que se encuentre dentro de las áreas de aproximación intermedia y final. Dentro de estas distancias la señal deberá ser recibida hasta la superficie del plano que contiene las antenas y se extenderá hasta el infinito con una inclinación de 7 grados sobre el plano horizontal. Dependiendo del tipo de receptor

la señal útil en el sector 1 puede recibirse a 25 millas náuticas sobre los 1000 pies de altura o extenderse a 40 NM a 5000 pies o a 80 millas a 10000 pies.

Los canales de frecuencia del localizador parten desde 108.0 Mhz hasta 111.9 Mhz usando los decimales impares, como por ejemplo el canal 110.3 asignado al aeropuerto de Guayaquil, debido a que algunas instalaciones VOR emplean la misma banda de frecuencia pero con los decimales pares.

Se instalan además sistemas monitores junto a las antenas para supervisar continuamente los parámetros principales.

Las señales del localizador son recibidas por la antena de a bordo y el receptor las presenta visualmente al piloto mediante el desplazamiento del puntero vertical del instrumento. En una aproximación normal si nos ubicamos en el avión observaremos que al lado izquierdo del eje central de la pista predomina la señal de 90 Hz; a ésta área se la conoce como "sector Azul", y el puntero del receptor que se encuentre dentro de este sector y fuera del curso del localizador sufrirá una deflexión máxima al lado derecho, indicando la dirección en la que el piloto debe mover la aeronave hasta encontrar el curso del localizador, donde obtendrá una indicación mas exacta de su posición mediante la deflexión proporcional del

puntero. Una vez en el rumbo correcto las dos señales son iguales y el puntero se mantendrá centrado. Al lado derecho predomina la señal de 150 Hz conocido como "Sector Amarillo", desplazándose el puntero hacia la izquierda análogamente a como sucedía en el sector azul.

Los círculos marcados de negro indican el grado de desviación de la aeronave del curso del localizador como se indica en los ejemplos de la fig.2.4 .

### 2.3 TRAYECTORIA DE PLANE0.

La trayectoria de planeo (GP), es la parte del ILS que controla la posición del avión en el plano vertical mediante los diagramas de radiación detallados en el capítulo V, que proporcionan el ángulo correcto de descenso hasta alcanzar la cabecera de la pista en el "punto de toma de contacto" (TD, Touch Down), mediante la formación en el espacio de un eje inclinado llamado "trayectoria de planeo", cuya pendiente da el ángulo de descenso con la horizontal, con valor comprendido generalmente entre 2 y 4 grados, recomendándose en lo posible sea de 3 grados, aunque éste valor dependerá de las características del terreno y los requisitos del tráfico aéreo local como es el caso del aeropuerto de Quito cuyo valor asignado es de 3,2 grados o del aeropuerto de Guayaquil cuyo valor nominal es 2,5 grados.



El transmisor GP de la fig.2.2 funciona con una portadora en la banda de 328 a 311 Mhz asignada por pares con cada canal del localizador como se presenta en la tabla C.1 del Apéndice C, lo que permite al piloto solo sintonizar la frecuencia del localizador y el receptor sintonizará automáticamente el canal UHF correspondiente. Con una potencia alrededor de 5 vatios (W), el transmisor generará una señal útil entre las 10 y 15 NM desde la antena, constituida generalmente de dipolos con polarización horizontal montados sobre un mástil.

Solo las señales de "navegación y guiado" de 90 y 150 Hz modulan en amplitud a la portadora UHF. El transmisor GP es totalmente análogo al del localizador e incluso más sencillo debido a que no tiene modulación de voz ni identificación.

El sistema se basa en el principio de "Modulación espacial y en los de "Referencia de nulo", "Referencia de bandas laterales", y "Efecto de captura" descritos detalladamente en el capítulo V. y empleados de acuerdo a la topografía del terreno.

El equipo transmisor y antenas estan ubicados al lado derecho o izquierdo de la pista, frente a la "zona de tosa de contacto" a una distancia que puede variar entre 120 y 180 m. (400 a 600 pies) del eje de la pista recomendándose una distancia de 150 m.

La distancia desde el umbral hasta las antenas debe fijarse alrededor del 15% de la longitud total de la pista y no debe ser menor de 230 m (750 pies) ni mayor de 380 m (1250 pies), esto se debe a que una aeronave tocará la pista aproximadamente a 90 m. (300 pies) delante de las antenas, dependiendo de la altura de la antena receptora con respecto al piso. Esta ubicación se representa en la fig. 2.1.

En el aeropuerto Simón Bolívar, el equipo transmisor y las antenas de la Trayectoria de Planeo están ubicadas al lado izquierdo (visto desde la dirección de aproximación) a 252 pies de la línea central de la pista y 1224 pies del umbral.

El sistema orienta su radiación en la dirección del curso frontal del localizador. La cobertura horizontal como se indica en la fig. 2.3 b) debe abarcar por lo menos 8 grados a cada lado del rumbo del localizador a una altura de 300 m (1000 pies) sobre el terreno o sobre la altura de la trayectoria de planeo y hasta las 10 NM. La cobertura vertical se representa en la misma fig. 2.3 de la cual se concluye que para un ángulo de 2,5 grados este sector se extiende desde 1,25 hasta 4,4 grados aproximadamente.

El "Ancho de la Trayectoria de Planeo" es análogo al ancho del curso del localizador, a diferencia que

esta vez se trata de un sector vertical que está fijado en un valor de 1,4 grados aunque puede oscilar entre 0,8 y 1,5 grados (ver fig. 2.4).

La señal recibida por el receptor de a bordo a través de su propia antena es interpretada de manera análoga al localizador por el desplazamiento del puntero horizontal del instrumento.

La trayectoria de planeo funciona bajo el mismo principio de comparar las señales de 90 Hz que predomina encima de la trayectoria originando la deflexión del puntero hacia abajo. Y cuando la aeronave se encuentra en la trayectoria correcta de descenso mantendrá centrado el puntero debido a que las dos señales son iguales. Si la aeronave se encuentra bajo la trayectoria, región donde predomina la modulación de 150 Hz el puntero del receptor sufrirá una deflexión hacia arriba, indicando siempre la dirección hacia la cual debe volar para mantenerse en la trayectoria deseada. Algunos ejemplos se presentan en la fig. 2.4.

#### 2.4 LOS MARCADORES.

Constituyen un conjunto de tres Radiofaros llamados Marcador Externo (OM, Outer Marker), Marcador Medio (MM, Middle Marker) y Marcador interno (IM, Inner Marker), que proporcionan una indicación de distancia

dipolos con reflector aunque un poco menos que en el plano del eje. Todo ello da un diagrama en abanico que hace que el avión reciba señal solo cuando pase por encima del marcador.

#### 2.4.1 MARCADOR EXTERNO.

Es el mas alejado de la pista y debe ser ubicado a 7,20 Km (3,9NM), a menos que por motivos topográficos o por razones operacionales esto no sea posible, podrá ser instalado entre 6,3 y 10,8 Km (3,5 a 6 NM) del Umbral. Pero siempre deberá emplazarse de tal manera que brinde a la aeronave verificaciones sobre su equipo, su altura y su distancia durante la aproximación intermedia y final.

La desviación lateral de su ubicación con relación al eje central de la pista no puede ser mayor de 75 m (250 pies).

Un procedimiento normal de aproximación ILS se inicia con la intercepción de la trayectoria de planeo sobre el marcador externo.

La señal de identificación que modula la portadora es una señal de 400 Hz formada por rayas continuas a una velocidad de dos rayas por segundo de modo que el piloto pueda escuchar este tono de identificación durante el tiempo



fija a la aeronave que vuela sobre ellos; mediante un diagrama de radiación vertical elíptico (como se indica en la fig. 2.3), o en forma de abanico.

Los tres marcadores funcionan con una portadora de 75 Mhz y a una potencia de bajo valor (alrededor de 2 W), para conseguir un alcance vertical de 150 m, 300 m y 600 m, para los marcadores interno, medio y externo respectivamente con una intensidad de señal de 1,5 milivoltios por metro en los límites de cobertura.

El receptor de a bordo es común a los tres marcadores ILS, sintonizando un mismo canal pero diferenciándose mediante la interpretación auditiva del código particular, y por una lámpara que está encendiéndose de acuerdo al mismo código.

El sistema de antenas puede consistir de un par de dipolos horizontales alimentados en fase y espaciados en menos de media longitud de onda, colocados a un cuarto de longitud de onda sobre un reflector que puede ser una malla metálica, el diagrama de radiación vertical en el plano del eje de la pista es un semiocho, debido a que las antenas forman un par en contrafase con sus imágenes. La directividad vertical se consigue alimentando en fase a las dos antenas en el plano transversal a la pista, el diagrama también es directivo, como corresponde a un par de

que vuele sobre este marcador. Adicionalmente en la cabina del avión se encenderá una luz púrpura ante la presencia de una raya.

Generalmente el marcador externo intercepta la trayectoria de planeo a 300 m (1000 pies) sobre la elevación de la pista. Pero en el caso del aeropuerto Simón Bolívar si tomamos como marcador externo al radiofaro de Palma (PAL NDB), de la tabla A.1 del apéndice A, se concluye que este intercepta la trayectoria a 2237 pies sobre la elevación de la pista o a 2300 pies sobre el nivel medio del mar (MSL).

#### 2.4.2 MARCADOR MEDIO.

Existe un punto en la trayectoria de descenso en la que la aproximación final puede ser descontinuada, en caso de que las condiciones meteorológicas y de visibilidad lo exijan. Este punto de decisión suele situarse sobre el marcador medio. Por lo tanto este marcador deberá ser instalado de manera que resulte eminente sobre condiciones de baja visibilidad, como auxilio visual en la aproximación final.

El marcador medio estará ubicado entre 900 y 1250 m. (3000 a 4000 pies) de la cabecera de la pista recomendándose sea instalado a 1050 m.



Si debe emplazarse lateralmente, su desplazamiento del eje central de la pista no será mayor a 75 metros (250 pies).

La identificación consiste en una señal de 1300 Hz con un código alterno de puntos y rayas a razón de dos rayas por segundo, que será escuchado por el piloto y que a su vez encenderá y apagará una luz opaca de color ámbar, de acuerdo con el código de identificación.

Normalmente el marcador medio intercepta la trayectoria de planeo a una altura de 61 m (200 pies) sobre la elevación de la pista. Para el aeropuerto Simón Bolívar esta altura corresponde a 239 pies sobre la elevación de la pista (Tapeline) o 240 pies sobre el nivel medio del mar (MSL) considerando la curvatura de la tierra ( $E_c$ ) (Ver tabla A-1 del apéndice A).

#### 2.4.3 MARCADOR INTERNO.

Cuando sea utilizado deberá ser instalado de modo que en condiciones de poca visibilidad indique una eminente proximidad a la cabecera de la pista. Su ubicación debe fijarse entre los 75 y 450 m (250 a 1500 pies) con respecto al umbral y a no más de 30 m (100 pies) del eje central de la pista cuando deba ser emplazado

lateralmente.

La portadora en el transmisor es modulada por una señal de 3000 Hz con un código de identificación de 6 puntos por segundo, que encenderá una luz blanca bajo este código.

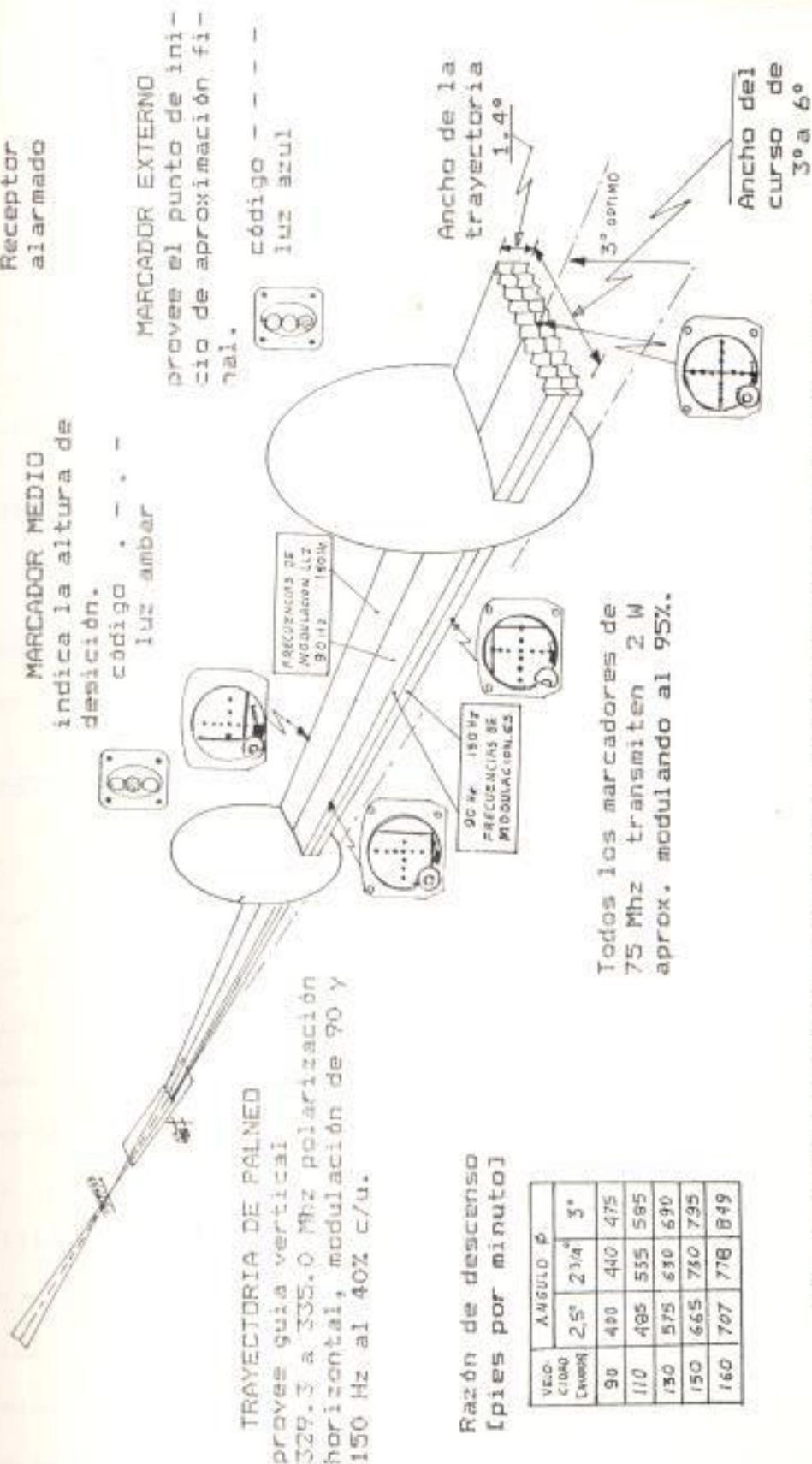
El diagrama de radiación interceptará la trayectoria de planeo en un punto que se encuentre a la altura de decisión mas baja aplicable a las operaciones de Categoría II. Aproximadamente a 31 m (100 pies) sobre la elevación de la pista. Teniendo cuidado de evitar la interferencia con el marcador medio.

En los aeropuertos construidos para utilizar el curso posterior del Localizador no se utiliza la señal de la trayectoria de planeo en esta dirección, por lo tanto los valores mínimos operacionales serán mas elevados.

En una instalación ILS deberá existir normalmente dos marcadores; el marcador externo y el marcador medio. El marcador interno es opcional y se lo utiliza para servir de apoyo a las operaciones de categoría II y III.

La intersección del diagrama horizontal de localizador con el diagrama vertical de la trayectoria de planeo, conjuntamente con los marcadores generan en

LOCALIZADOR VHF  
 provee guía horizontal  
 108.10 a 11.95 Mhz polarización  
 horizontal, modulación de 90 y  
 150 Hz al 20% c/u.



Razón de descenso  
 [pies por minuto]

| VELO<br>C/1000<br>Cavosol | ANGULO $\rho$ |
|---------------------------|---------------|
| 90                        | 25° 2 1/4" 3° |
| 110                       | 420 440 475   |
| 130                       | 485 535 565   |
| 150                       | 575 630 690   |
| 160                       | 665 760 795   |
|                           | 707 776 849   |

fig 2.4 Características estándar (FAA) y terminología del ILS.

el espacio una información tridimensional de la ubicación de la aeronave como se indica en la fig. 2.4.

En cierto modo los marcadores constituyen equipos auxiliares ya que su función puede ser realizada por un equipo radiotelegráfico DME. Lo cual justifica que algunos aeropuertos, por razones económicas omitan el uso de los marcadores y el DME sea suficiente.

## 2.5 EQUIPOS AUXILIARES.

Con el objeto de mejorar la integridad del ILS y de proporcionar guía para la ubicación del mismo, se dispone de los siguientes sistemas :

### A. RADIOFARO DE LOCALIZACIÓN.

Los Radiofaros No Direccionales (NDB) son equipos que generan una señal omnidireccional en la banda de 200 a 455 KHz y son usados como puntos fijos de posición en tierra detectados por la aeronave mediante el "Radiocompás Automático" (ADF) de a bordo.

La portadora en el transmisor es modulada en amplitud al 90% por una señal de audio (1020 Hz o 400 Hz) conteniendo un código Morse de identificación como por ejemplo las letras PAL para el NDB de Palca o SCL para el NDB de Chongón.

La utilización de un NDB depende de su cobertura,



por lo tanto existen tres tipos de NDB como se indican en la tabla II.1.

Tabla II.1 Clasificación de los radiofaros (NDB).

| Tipos de estación | Potencia<br>(Wattios) | Alcance<br>(NM) |
|-------------------|-----------------------|-----------------|
| NDB               |                       |                 |
| De ruta           | 1000 - 5000           | 100 - 500       |
| De aproximación   | 50 - 100              | 50              |
| De localización   |                       |                 |
| LDM               |                       |                 |
| LMM > ILS         | 5 - 10                | 10 - 25         |
| LIM               |                       |                 |

Los Radiofaros de localización corresponden a los de mas baja potencia y normalmente se encuentran ubicados como suplemento de ILS y emplazados en los lugares de los marcadores exterior (LDM), medio (LMM) y en pocos aeropuertos civiles o especialmente en los aeropuertos militares se coloca uno en el punto del marcador interno (LIM). Cuando solo se utilice un NDB éste deberá ubicarse en el punto del marcador externo.

Los radiofaros de localización pueden operar en una de las frecuencias dentro de la banda de 200 a 410 KHz. Y Cuando se utilizen dos radiofaros la diferencia de frecuencias entre sus portadoras no debe ser menor a 15 KHz ni mayor a 25 KHz, a fin de permitir variar rápidamente la sintonía del recep-

tor de a bordo.

Cuando la aeronave cruza sobre la estación el puntero del ADF sufre un giro de 180 grados ;o el piloto recibe auditivamente el "cono del silencio" al pasar por la estación cuando no dispone de un ADF. Desempeñando un papel similar a los marcadores.

La portadora es modulada por el tono de 1020 Hz y es radiada continuamente para impedir oscilaciones en el puntero del ADF.

Los NDB usados como ayudas en la aproximación y espera transmiten la identificación por lo menos 3 veces cada 30 segundos a intervalos regulares en ese período de tiempo.

Cuando se usan los dos radiofaros OLM y LMM como reemplazo del ILS se necesitan dos receptores ADF de tal forma que cada uno sintonice una estación y cada indicador apunte hacia una estación. Cuando los dos coincidan quedará decir que el avión esta en el rumbo correcto alineadamente con la pista.

#### **P-LUCES DE APROXIMACION.**

El sistema de luces de aproximación es una configuración de señales luminosas dispuestas simétricamente al eje central de la pista iniciándose en la cabecera y extendiéndose normalmente hasta 915 m hacia la zona de aproximación, cuando se usa en



conjunto con el ILS o el PAR, para brindar mayor información especialmente en las horas de baja visibilidad.

El sistema lo forman, las luces que indican el alineamiento de la pista (RAIL, Runway Alignment Indicator), luces que guían la carrera de la aeronave en la pista, luces que indican que el fin de la pista se aproxima (REIL, Runway End Identifier Light), y luces de referencias horizontales.

Existen además otros sistemas de mayor precisión que indican mediante un código de colores el ángulo de planeo como el VASI (Visual Approach Slope Indicator), o el PAPI (Precision Approach Path Indicator).

### C. SISTEMA RADAR DE APROXIMACION DE PRECISION.

El Sistema Radar de aproximación de precisión consiste de dos radares: el elemento Radar de Vigilancia (SRE, Surveillance Radar Element) y el elemento Radar de Aproximación de Precisión (PAR, Precision Approach Radar), que pueden ser usados como ayuda en el aterrizaje por instrumentos en terminales de gran tráfico aéreo.

El SRE es utilizado para localizar todas las aeronaves en la vecindad del aeropuerto y dirigir-las hasta una posición correcta para iniciar la

aproximación final, usando el ILS o el PAR. En la pantalla del indicador de posición plana PPI se presenta un mapa de la región que está siendo cubierta para facilitar al operador la ubicación de la aeronave.

El PAR es un radar de corto alcance (10 NM) y de gran resolución que no requiere equipo especial a bordo y que permite una aproximación final mediante comunicación directa del piloto con el operador, el mismo que observa la imagen de la aeronave en el indicador del PAR donde se presenta información en acimut y el ángulo de planeo predeterminado.

El controlador observa la trayectoria seguida por el avión evaluando su posición con respecto a la prolongación del eje central de la pista y de la trayectoria de planeo predeterminada, advirtiéndolo al piloto para que realice cualquier ajuste en el enrutamiento y/o la razón de descenso para que permanezca en la posición correcta, una vez alcanzada la mínima altura establecida el piloto completa el aterrizaje visualmente o con el ILS.

Cuando se usa conjuntamente con el ILS el PAR es un complemento y proporciona una información global más confiable, aumentando la categoría de actuación del ILS y puede ser usado como un equipo monitor muy efectivo o como un equipo en estado de espera,

aumentando la confiabilidad del sistema de aproximación por instrumentos.

#### 2.6 EQUIPO RADIOTELEMETRICO DME.

El DME (Distance Measurement Equipment) comprende el "Interrogador" de a bordo y el "Respondedor" en tierra" con los cuales se brinda a la aeronave información continua y precisa de su distancia con respecto al punto donde está ubicado el respondedor. Funciona en la banda UHF de 860 a 1215 MHz con polarización vertical.

El sistema utiliza las técnicas del Radar ,emitiendo pulsos de energía y midiendo el tiempo transcurrido entre la emisión y la recepción. La mitad de este tiempo de ida y vuelta da la distancia, considerando que las ondas viajan a la velocidad de la luz 300.000 Km /s. equivalente a 300 m/microsegundo. Así cada 150 m. de distancia produce un retardo de 1 ps. y cada milla 12,4 ps. de retardo.

Una estación terrestre DME, estará emplazada para acoplarse a las diferentes fases del vuelo. De tal forma que su utilización, dependerá del alcance, de su cobertura y de su precisión; existiendo dos sistemas básicos definidos por la OACI como DME/N y DME/P. Compatibles bajo la asignación de ciertos canales como se verá mas adelante.

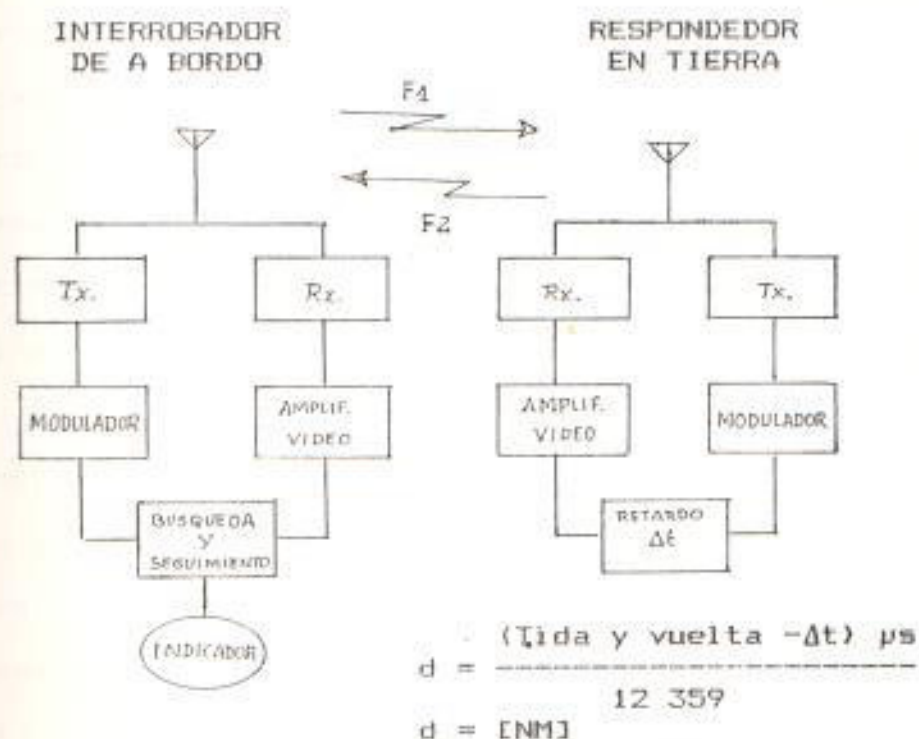


fig. 2.5 Diagrama funcional básico de un equipo medidor de distancia DME.

El DME/N es el común sistema DME diseñado para en conjunto con el VDR servir de ayuda a la fase en ruta de un vuelo con un radio de cobertura de hasta 371 Km (200 NM), a alturas de hasta 14000 m con una precisión de  $\pm 370$  m (0.2 NM), aceptable en esta fase del vuelo y en las iniciales de la aproximación.

Equipos de esta clase con una precisión mejorada y de menor potencia y alcance pueden ser usados con el ILS como una alternativa para reemplazar sus marcadores y apoyar de mejor manera sus operaciones.

El DME/P es un equipo de gran precisión diseñado para obtener errores menores que el DME/N y apoyar



operaciones de aproximación y aterrizaje completamente automático posibles con el MLS. La tolerancia del error depende de la longitud de la distancia medida, siendo menos exigente en la región inicial de aproximación entre 37 y 9,3 Km (20 a 5 NM) de la pista; no así en la región final de aproximación desde los 9,3 Km hasta la pista. Por consideraciones técnicas y funcionales se han creado dos modos de funcionamiento con el DME/P. El modo (IA) que opera en la aproximación inicial con un error (PFE) que disminuye linealmente desde 250 m hasta 85 m a lo largo de esta región. El modo (FA) opera en la aproximación final bajo dos normas de precisión: la norma 1 admite una disminución lineal desde 85 m en el inicio de esta región hasta 38 m en el "punto de referencia MLS" y durante el recorrido en la pista, la norma 2 admite una disminución lineal desde 85 m hasta 12 m en el punto de referencia MLS y durante el recorrido en la pista.

En los dos sistemas el proceso lo inicia el avión con la irradiación omnidireccional de la "señal de interrogación" que consiste en un par de impulsos de 3 microsegundos de duración, separados un tiempo  $t_1$ , con una frecuencia  $F_1$ , comprendida entre 1025 y 1150 Mhz. Para evitar recibir energía reflejada por cualquier obstáculo existe la estación terrestre para



captar la señal de interrogación y emitir omnidireccionalmente una "señal de respuesta" consistente de otro par de pulsos de 3  $\mu$ s. separados un tiempo  $t_2$  con un retardo voluntario  $t_r$  a una frecuencia diferente  $F_2$  comprendida entre 962 y 1213 Mhz, para evitar interferencia entre el canal aire/tierra y el canal tierra/aire presentes al mismo tiempo. La señal es recibida por la antena de la aeronave y reconocida por el receptor, donde se calcula el tiempo entre los flancos de subida o de bajada del primer impulso transmitido y del primer impulso recibido para presentarla como distancia en el indicador o procesarla para el control automático de vuelo.

Existen 126 canales DME separados en 1 Mhz empezando en 1025 Mhz para  $F_1$ . Normalmente solo se necesitaría un impulso para medir la distancia, pero con el objeto de poder identificar los modos de funcionamiento del DME y de aumentar el número de canales disponibles, se ha establecido que se transmita un par de impulsos codificados mediante la asignación de valores a  $t_1$ ,  $t_2$  y  $t_r$  bajo cuatro modos X, Y, W, Z como se aprecia en la tabla II.2 con los cuales puede compartirse un mismo canal cuatro veces.

Así por ejemplo el canal 40 puede usarse como 40X, 40Y, 40W, 40Z, a la misma frecuencia  $F_1$  de 1064 Mhz.

Tabla II.2 Codificación DACI de un par de pulsos que identifica a cada modo de funcionamiento de un DME.

| Sufijo de un Canal | Modo de funcionamiento | Separación entre pares de pulsos ( s ) |                | Retardo tr ( s ) |    |
|--------------------|------------------------|--|----------------|------------------|----|
|                    |                        | Interrogador t1                        | Respondedor t2 | #1               | #2 |
|                    |                        |  |                |                  |    |
| X                  | DME/N                  | 12                                     | 12             | 50               | 50 |
|                    | DME/P (IA)             | 12                                     | 12             | 50               | -  |
|                    | DME/P (FA)             | 18                                     | 12             | 56               | -  |
| Y                  | DME/N                  | 36                                     | 30             | 56               | 50 |
|                    | DME/P (IA)             | 36                                     | 30             | 56               | -  |
|                    | DME/P (FA)             | 42                                     | 30             | 62               | -  |
| W                  | DME/P (IA)             | 24                                     | 24             | 50               | -  |
|                    | DME/P (FA)             | 30                                     | 24             | 56               | -  |
| Z                  | DME/P (IA)             | 21                                     | 15             | 56               | -  |
|                    | DME/P (FA)             | 27                                     | 15             | 62               | -  |

Nota: # significa que se mide el retardo con respecto a los primeros o segundos impulsos del par.

El DME/N utiliza solamente los modos de codificación X y Y. Los modos W y Z se usan solamente con el DME/P, al que además se lo a programado para usarse con los modos X y Y haciéndolo compatible con el anterior en el modo IA como se observa en la tabla II.2. Así respondedores DME normales y de precisión pueden utilizarse con un interrogador de no precisión o con uno de precisión operando en el modo IA.

La frecuencia del respondedor (F2) está relacionada con la frecuencia del interrogador (F1) de la siguiente manera:

| Canales DME  | Modos | Relación                   |
|--------------|-------|----------------------------|
| Inferiores 1 | X y W | $F2 = F1 - 63 \text{ Mhz}$ |
| del 1 - 63 1 | Y y Z | $F2 = F1 + 63 \text{ Mhz}$ |
| Superiores 1 | X y W | $F2 = F1 - 63 \text{ Mhz}$ |
| del 64-126 1 | Y y Z | $F2 = F1 - 63 \text{ Mhz}$ |

Concluyendo que siempre existirá una diferencia de 63 Mhz entre los dos canales, estandarizando en este valor la frecuencia intermedia de los amplificadores del respondedor. Los modos X y W se multiplexan a la misma frecuencia F2 igualmente los modos Y y Z.

Normalmente los canales inferiores en el modo X son asignados emparejadamente con los canales ILS y los Superiores en modo X a los sistemas VOR. La ventaja del emparejamiento de canales ILS/DME es que el piloto debe sintonizar solamente el canal ILS del localizador para recibir información tanto del ILS como del DME. Igualmente con la estación VOR/DME.

La asignación de estos pares de canales están dados en la tabla A del anexo 10 de la DACI de la cual se reproduce una parte a manera de ejemplo en la tabla C.3 del Apéndice C.

Con los cuatro modos de codificación se ha logrado aumentar a 352 el número de canales DME disponibles. El interrogador estará formado por un transmisor de Radar UHF, un receptor y un equipo de presentación de datos. Cuyas funciones son: "Búsqueda", "Localiza-

cion", "Seguimiento" y "Memoria".

Muchos aviones pueden interrogar un mismo respondedor y este contestar a todos simultaneamente, por lo tanto es necesario primero que el interrogador distinga las respuestas que le corresponden, esto lo hace en la fase de búsqueda, cuando se inicia el contacto con tierra, a una frecuencia de 150 pares de pulsos por segundo (prf) para el DME/N y de 40 prf para el DME/P, hasta localizar mas de 30 respuestas correctas en menos de 30 segundos, empezando desde ese momento a obtener una indicación de distancia, y se puede decir que los dos transmisores tierra /aire están sincronizados y listos para pasar a la etapa de seguimiento disminuyendo el prf a un valor menor como de indica en la tabla II.3, presentando en esta etapa información continua de distancia.

**Tabla II.3 frecuencia de repetición de los pares de impulsos del interrogador DME.**

| Fases del Interrogador | DME/N   | DME/P                      |
|------------------------|---------|----------------------------|
| Búsqueda               | 150 prf | 40 prf                     |
| Seguimiento            | 30 prf  | (IA) 16 prf<br>(FA) 40 prf |
| En tierra              | -       | 5 prf                      |

nota: prf= pares de impulso por segundo

Si la señal se pierde momentáneamente, la información puede seguirse presentando en la misma relación conociendo la velocidad y el rumbo de la aeronave a



lo que se llama "memoria activa" o puede retenerse el valor hasta 20  $\mu$ s. para volver nuevamente a la etapa de búsqueda y obtener sincronismo.

El respondedor constará de un Receptor y un Transmisor, con una velocidad de respuesta para contestar a 100 aviones a la vez. Asumiendo un DME/N en la fase de seguimiento con un prf de 30 el respondedor deberá radiar 3000 pares de impulsos en un segundo para responder a este número de aviones.

Si no hubiere ningún avión a la vista el equipo no radiaría nada lo cual es desventajoso para efectos de monitoreo, por lo que el receptor deberá ser tan sensible que dispare el transmisor con el ruido y se mantenga funcionando a su capacidad máxima sin cambiar su ciclo cuando en lugar del ruido tenga que responder un cierto número de aeronaves.

La velocidad máxima de transmisión establece el nivel máximo de potencia media sobre el cual se sobrecalienta el equipo.

El sistema no responde inmediatamente después de recibir la señal de interrogación sino que la retiene un período de tiempo  $t_0$  entre  $[(t_r - 15 \mu s) \text{ y } t_r]$ , lo cual indica que el respondedor puede alterar el retardo normalizado de la tabla II-2; no así el interrogador. Por ejemplo un DME/N funcionando en el canal 40X tendrá un retardo normalizado de 50  $\mu$ s., si el respondedor solo incluye 35  $\mu$ s., el interrogador



lo asume como 50, existiendo un error de 15 ps. equivalente a 2250 m. Lo cual indica que el punto de referencia: cero ya no coincide con la antena en tierra, sino que se a desplazado 2250 m hacia adelante del respondedor.

En la práctica este hecho se usa favorablemente cuando no pueda emplazarse el respondedor en el punto cero deseado. Considerando además que en realidad no se trata de un punto, sino, de una zona de ambigüedad esférica con un radio determinado, usándose el retardo para realizar los ajustes deseados.

En el Capítulo VII se considera la implementación de un DME con el ILS de guayaquil.

## CAPITULO III

## PRINCIPIOS Y CONCEPTOS BASICOS

## 3.1 INTRODUCCION

El capítulo inicia con una descripción de las características generales del receptor. La información que extraiga el receptor de las señales radiadas por el equipo terrestre dependerá de parámetros y principios que son objeto de este capítulo.

Los parámetros del ILS están relacionados con la "modulación total" producida por cada una de las señales de navegación y guiado, la cual a su vez está formada por la "modulación en el transmisor" en términos de voltaje y corriente y por la "modulación espacial" en términos de campo eléctrico y magnético, que mediante la antena del receptor son convertidos nuevamente en voltaje y corriente.

La información extraída por el receptor ILS depende de la comparación entre las dos señales de guiado de 90 Hz y 150 Hz. Esta comparación puede llevarse a cabo mediante la diferencia entre las amplitudes de cada señal llamada "Diferencia de Profundidad de Modulación" (DDM), útil al evaluar el patrón de radiación ILS; o mediante la razón entre sus amplitudes llamada "Despeje de Radiofrecuencia" (RFC) útil

para efectos de monitoreo.

Los parámetros del MLS en cambio, se relacionan con el tiempo entre las recepciones de un haz que explora de ida y vuelta a velocidad constante, siendo un sistema de carácter digital sus principios de funcionamiento son el de "Multiplexaje en el Tiempo" (TDM) y el de "Modulación por Desplazamiento Diferencial de fase" (DPSK). En principio más sencillos que los del sistema analógico ILS.

Al finalizar el capítulo estaremos en capacidad de realizar un análisis detallado de los sistemas en los capítulos siguientes.

### 3.2 CARACTERISTICAS DEL RECEPTOR

La primera función básica de un receptor es "Seleccionar" la señal deseada, radiada por el equipo terrestre ILS, DME o MLS respectivamente, de las señales no deseadas, incluyendo el ruido y otras señales interferentes; para luego "Amplificarla" "Demodularla" y "Presentarla" en los indicadores respectivos del panel de instrumentos de a bordo, o en otra forma adecuada para el control automático del vuelo, como en el caso de la señal MLS.

El esquema expuesto es común a todo tipo de receptor; sin embargo la diferencia entre cada uno de ellos radica en la demodulación y la presentación de la

señal recibida. Así; los receptores ILS y DME son del tipo AM (Amplitud Modulada), y el receptor MLS es una combinación AM para las señales de guía angular y DPSK para las señales de datos. Pero todos ellos se basan en el receptor Superheterodino de la figura 3.1

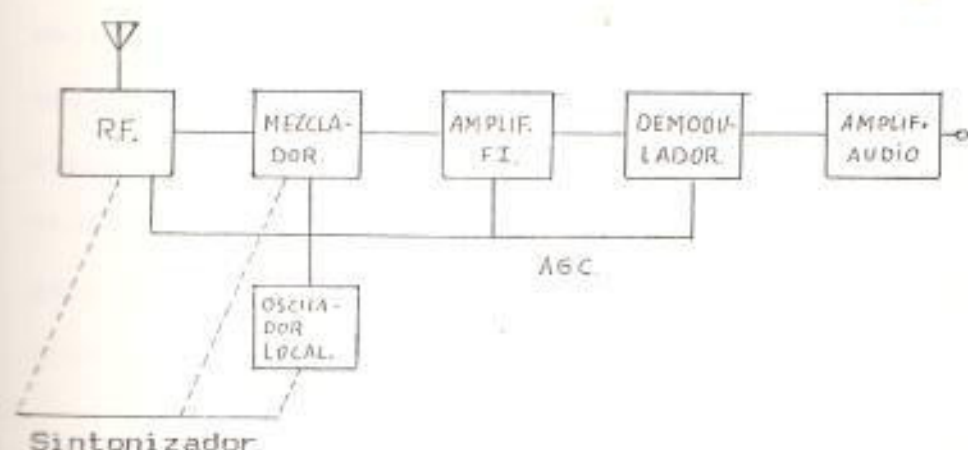


fig 3.1 Receptor Superheterodino.

El receptor Superheterodino se basa en la superposición de la señal proveniente de la antena con la señal generada por un oscilador local a fin de obtener por abatimiento una señal de frecuencia constante llamada Frecuencia Intermedia (FI), que mantiene la misma información de la señal original pero que puede ser más fácilmente amplificada.

La sección de Radio Frecuencia (RF) consiste de un circuito sintonizador, seguido en muchos casos de un amplificador de RF. El circuito sintonizador está conectado a la antena y tiene como función seleccionar las frecuencias deseadas rechazando las no

deseadas; propiedad que se conoce como "Selectividad" del receptor. A continuación puede o no existir un amplificador RF; aumentando la eficiencia del receptor, al aumentar la ganancia, mejorar el rechazo a la frecuencia imagen, mejorar la relación señal/ruido, mejorar el acoplamiento receptor/antena, mejorar la selectividad y prevenir el ingreso de frecuencias espurias al mezclador. En los receptores ILS de la Trayectoria de Planes se omite este amplificador debido al alto rango de frecuencia, cuando esto ocurre se dice que no hay etapa RF.

El oscilador local genera una señal de frecuencia ligeramente menor a la señal recibida, siendo la característica más importante la "Estabilidad de Frecuencia".

El Mezclador superpone la señal captada ( $f_s$ ) con la señal del oscilador ( $f_o$ ) para dar una señal de frecuencia menor ( $f_I = f_o - f_s$  o  $f_I = f_s - f_o$ ). En receptores operando a altas frecuencias, como es el caso de nuestros sistemas, es esencial el uso de dos o más frecuencias intermedias, llamándose en estos casos receptor de "Doble conversión" o de "Triple conversión" respectivamente.

El Amplificador FI que sigue a cada mezclador generalmente está formado de dos o tres etapas con sus circuitos en sintonía fija a la frecuencia FI.



El Demodulador AM sigue a la última etapa FI y está formado por un circuito detector de envolvente que alimenta a un amplificador de baja frecuencia y al AGC.

### 3.2.1 El AGC.

El control automático de ganancia (AGC) consiste de una tensión DC a la salida de la etapa de Audio que se retroalimenta a las etapas anteriores de amplificación para controlar automáticamente la ganancia de estos amplificadores, de acuerdo al cambio en la intensidad de la señal recibida para mantener una intensidad constante a la salida de la etapa de audio.

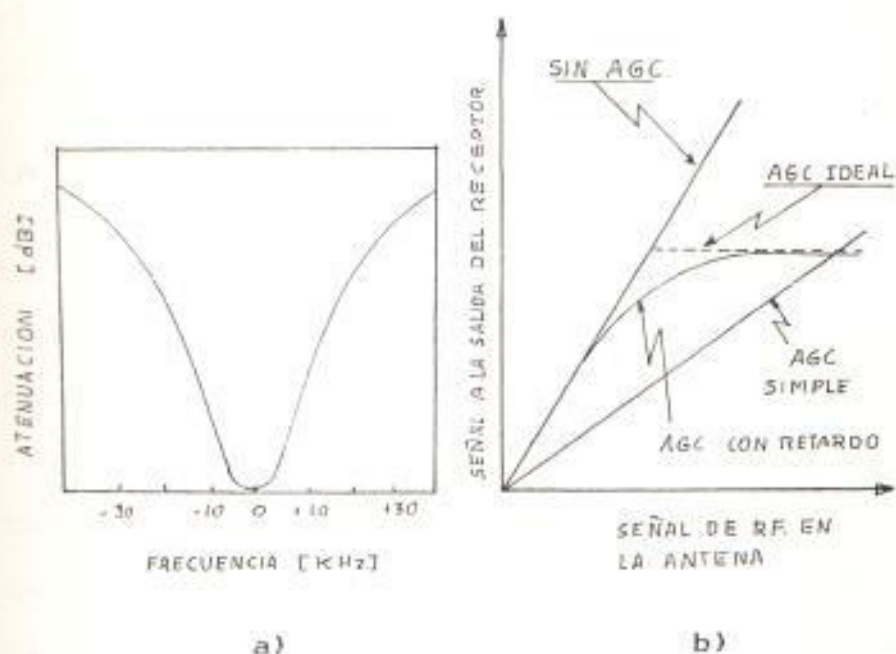


fig. 3.2 Características del receptor  
a) Selectividad b) AGC.

Con un AGC simple la ganancia de los amplificadores es reducida para señales de entrada fuertes, pero desafortunadamente, las señales débiles no se escapan de esta reducción. La figura 3.2 indica las curvas características del AGC, la primera es para un caso ideal donde el AGC no se aplica hasta que la intensidad de la señal se considera adecuada, manteniéndose constante a partir de este punto sin importar que la señal de entrada continúe aumentando. La segunda característica se trata de un AGC con retardo en el que la retroalimentación no se aplica hasta que la intensidad de señal alcance un nivel predeterminado, desde el cual actúa el AGC, evitando reducir la ganancia para señales débiles.

### 3.3.2 LA SELECTIVIDAD

La selectividad de un receptor se mide por la capacidad de rechazar las frecuencias adyacentes al canal sintonizado como se indica en la figura 3.2 b), en la cual se observa la atenuación que el receptor ofrece a las señales adyacentes. En realidad se trata de un filtro pasa banda, cuya característica determina el ancho de banda del receptor. Este parámetro se evalúa variando la frecuencia del generador a cada

lado de la frecuencia de sintonía y midiendo la intensidad a la salida del mismo.

La selectividad en términos del ancho de banda considerando los puntos de frecuencia en la cual la señal de salida se atenúa 3 dB, o en puntos diferentes como por ejemplo para el receptor Collins de la Trayectoria de Planeo ILS se especifica de la siguiente manera: "70 KHz mínimo en los puntos a 6 dB, y 400 KHz máximo en los puntos a 60 dB."

La selectividad se mejora al disminuir el ancho de banda en desmedro de la fidelidad al recuperar la señal, debida a la distorsión introducida al no dejar pasar todas las componentes espectrales que forman la señal.

### 3.2.3 LA SENSIBILIDAD

Es la habilidad de amplificar señales débiles y se define en términos del voltaje que puede aplicarse a la entrada del receptor para dar una potencia de salida estándar. La sensibilidad se expresa en  $\mu V$  o en decibeles bajo un voltio y se mide en varios puntos a lo largo del rango de sintonía.

Para los receptores ILS o MLS la sensibilidad suele evaluarse en términos de la potencia

requerida para producir una señal de salida mínima con un mínimo aceptable en la relación señal/ruido a la salida del receptor. Por ejemplo la sensibilidad del receptor del localizador ILS debería ser tal que en un alto porcentaje de casos, indique una señal utilizable y permanente en presencia de una intensidad de campo mínima de  $40 \mu\text{V}/\text{m}$  o de una densidad de potencia mínima de  $-114 \text{ dBW}/\text{m}^2$ . Este mismo parámetro puede ser especificado por el fabricante de la siguiente manera "Con el control de sensibilidad al máximo a  $200 \mu\text{V}$ ,  $75 \text{ MHz}$  de la señal modulada en amplitud al 80% a frecuencias de  $400$ ,  $1300$  o  $3000 \text{ Hz}$  se obtendrá al menos  $3.3$  voltios a través de dos lámparas conectadas en paralelo" (para el caso de un receptor Coolins de los marcadores ILS).

La sensibilidad está determinada por la ganancia de los amplificadores RF y FI y depende también de la figura de ruido del receptor ;la cual es una medida de la relación señal/ruido a la entrada del receptor con la relación señal/ruido a la salida del receptor censando el ruido introducido por el propio receptor.

### 3.3 MODULACION DEL TRANSMISOR

#### 3.3.1 PROCESO DE MODULACION AM

El proceso de modulación AM consiste en variar linealmente la amplitud de la onda portadora de RF, en función de una tensión moduladora que espectralmente puede estar formada por una banda de audio frecuencias como en el caso de las señales de voz. O en el caso más simple mediante un solo tono de audio dado por:

$v_m = V_m \text{ Sen } \omega_m t$ ; donde  $\omega_m = 2\pi f_m$  y  $f_m$  es la frecuencia del tono. La portadora puede describirse como:

$v_c = V_c \text{ Sen } \omega_c t$  donde  $\omega_c = 2\pi f_c$  siendo  $f_c$  la frecuencia de la portadora.

Si definimos:

Profundidad de Modulación  $m = V_m/V_c$  Ec (3.1)

conocida también como "Índice de Modulación"

entonces  $V_m = m V_c$  y la Onda modulada será:

$$V = (V_c + V_m \text{ Sen } \omega_m t) \text{ Sen } \omega_c t$$

$$V = V_c \text{ Sen } \omega_c t + m V_c \text{ Sen } \omega_c t \times \text{ Sen } \omega_m t$$

Como:  $\text{Sen } a \text{ Sen } b = 1/2[\text{Cos}(a-b) - \text{Cos}(a+b)]$ .

Queda:

$$V = V_c \text{ Sen } \omega_c t + (m V_c/2) \text{Cos}(\omega_c - \omega_m)t - (m V_c/2) \text{Cos}(\omega_c + \omega_m)t, \quad \text{Ec (3.2)}$$



### 3.3.2 ESPECTRO DE LA ONDA AM

La Ec. (3.2) muestra que una onda portadora AM contiene tres componentes frecuenciales.

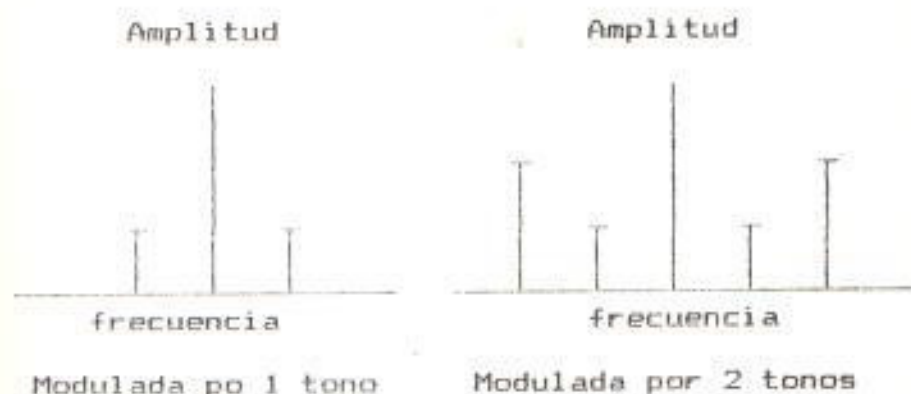


fig. 3.3 Espectro de la onda AM.

La frecuencia del primer término es la frecuencia portadora, la correspondiente al segundo término es la frecuencia lateral inferior, y la del último término es la frecuencia lateral superior. Las frecuencias laterales están por encima o por debajo de la frecuencia portadora en un valor igual a  $2 f_m$ . Consecuentemente, en el caso de una señal modulada más complicada existen numerosas componentes frecuenciales que se distribuyen a uno y otro lado de la portadora  $f_c$ . Recibiendo el nombre de "Banda Lateral Superior" y "Banda Lateral Inferior" o simplemente "Bandas laterales".

Pueden transmitirse directamente la Portadora

con las Bandas Laterales, transmisión conocida como CSB (Carrier plus Side Band); o puede suprimirse la portadora y enviarse solamente las bandas laterales, transmisión conocida como SBO (Side Band Only). Aclarando que la información se encuentra contenida en cada una de las bandas laterales, ya que la portadora no contiene información.

Estos dos tipos de transmisiones se utilizan en el sistema ILS.

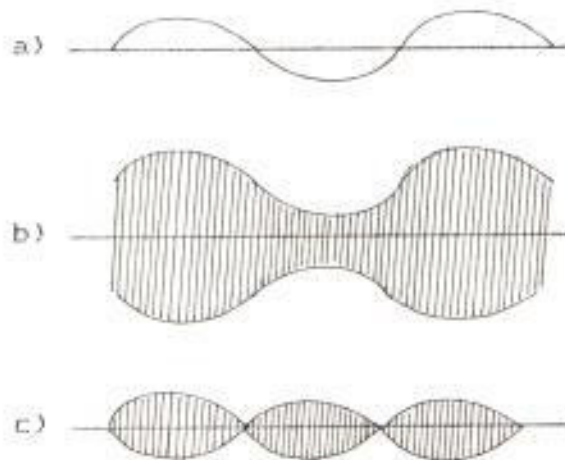


fig. 3.4 Formas de onda AM a) tono modulador  
 b) Modulación CSB c) modulación SBO.

### 3.3.3 POTENCIA DE LA ONDA AM

La potencia media o potencia total asociada a una señal considerando una resistencia de carga

de 1 ohmio es igual al cuadrado del voltaje entre sus extremos. Para una portadora con voltaje eficaz  $V$ , la potencia asociada a una señal AM puede formularse como:

Potencia de la portadora  $P_c = V^2$

Potencia de las Bandas Laterales

$$P_{sb} = 2(mV^2/2)^2 = m^2 V^2 / 2$$

Potencia total

$$P_t = P_c + P_{sb} = V^2 + m^2 V^2 / 2 = V^2 (1 + m^2 / 2)$$

Luego:

$$P_{sb}/P_c = m^2 V^2 / 2V^2 = m^2 / 2 \quad \text{Ec (3.3)}$$

$$P_t/P_c = V^2 (1 + m^2 / 2) / V^2 = 1 + m^2 / 2 \quad \text{Ec (3.4)}$$

### 3.3.4 CONSIDERACIONES DEL INDICE DE MODULACION

El índice de modulación " $m$ " [Ec (3.1)] indica una cierta profundidad en la amplitud de la portadora determinando el mínimo valor que ésta alcanza, razón por la cual se lo conoce también como profundidad de modulación.

Un valor  $m=0$  indica que no existe señal modulante por lo tanto solo está presente la portadora. Un valor  $m < 1$  es el caso normal siendo  $m = 0.2$  para el Localizador ILS y  $m=0.4$  para la Trayectoria de Planeo ILS.

El valor límite ocurre para  $m = 1$ ; mas allá de este valor se produce la Sobre Modulación dis-

torsionando la envolvente lo que hace que la señal original no pueda ser recuperada.

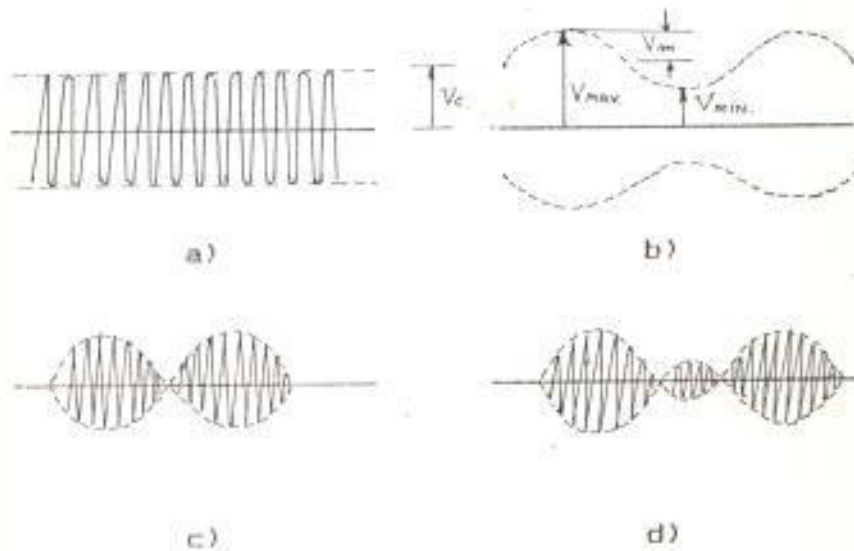


fig . 3.5 Portadora modulada en amplitud a:  
a)  $m=0$ , b)  $m<1$ , c)  $m=1$  d)  $m>1$ .

El índice de modulación puede expresarse en porcentaje o puede ser determinado en función de otros parámetros Así:

- 1) Observando la portadora y la señal AM en el osciloscopio ( fig. 3.5 b )

$$m = \frac{V_{\max} - V_{\min}}{V_{\max} + V_{\min}} \quad \text{Ec. (3.5)}$$

- 2) Conociendo la potencia de la Portadora y de la señal modulada AM. [ Ec. (3.4) ]
- 3) Conociendo los valores efectivos de corriente de la portadora y onda modulada.

$$I_t / I_c = \sqrt{1 + m^2/2} \quad \text{Ec. (3.6)}$$

donde:

$I_t$  = Corriente del transmisor en presencia de modulación

$I_c$  = Corriente del transmisor solamente con la portadora.

### 3.4 MODULACION ESPACIAL

El efecto de la modulación en el espacio puede justificarse a partir de las ecuaciones de Maxwell.

#### 3.4.1 ECUACIONES DE MAXWELL

Las ecuaciones de Maxwell resumen toda la teoría electromagnética en cuatro expresiones fundamentales:

$$\text{rot } H = J + \epsilon \delta E / \delta t \quad \text{Ec. (3.9)}$$

$$\text{rot } E = - \mu \delta H / \delta t \quad \text{Ec. (3.10)}$$

$$\text{div } E = q / \epsilon \quad \text{Ec. (3.11)}$$

$$\text{div } H = 0 \quad \text{Ec. (3.12)}$$

donde:

$H$  = Intensidad de campo magnético [A/m]

$E$  = Intensidad de campo eléctrico [v/m]

$J$  = densidad de corriente

$q$  = densidad de carga

$\epsilon$  = permitividad [faradios/m]



$\mu$  = permeabilidad [henrios/m]

Estas expresiones indican que las fuentes de los campos electromagnéticos son dos: las cargas y las corrientes.

La primera ecuación indica que el campo eléctrico es creado a partir de un campo magnético que cambia con el tiempo.

La segunda ecuación indica que el campo magnético puede ser creado por dos fuentes; por una corriente que fluye por un conductor como en el caso de las antenas o por un cambio en el flujo del campo eléctrico, el mismo que puede existir sin necesidad de un medio material, justificando el origen de los campos electromagnéticos.

La tercera ecuación indica que el campo eléctrico también puede ser creado a partir de cargas eléctricas aisladas o en forma de dipolos.

La cuarta ecuación indica que no existen cargas magnéticas aisladas, sino, en forma de dipolos magnéticos, y por lo tanto el flujo magnético se conserva, es decir que no fluye hacia afuera de la superficie que encierra al dipolo.

### 3.4.2 PRINCIPIO DE SUPERPOSICION

Las cuatro ecuaciones de Maxwell son ecuaciones

diferenciales parciales y lineales; es decir que no contienen términos en forma de productos de dos vectores de campo. El Principio de Superposición surge como una consecuencia de esta linealidad.

Supongamos que  $E_1$ ,  $H_1$ ,  $J_1$ ,  $q_1$ , son funciones de la posición y el tiempo, que satisfacen las ecuaciones de Maxwell; y que otro set  $E_2$ ,  $H_2$ ,  $J_2$ ,  $q_2$ , también satisfacen dichas ecuaciones entonces:

$$\text{rot } E_1 + \text{rot } E_2 = \text{rot } (E_1 + E_2)$$

$$\delta H_1 / \delta t + \delta H_2 / \delta t = \delta (H_1 + H_2) / \delta t$$

reemplazando en la primera ecuación:

$$\text{rot } (E_1 + E_2) = -\rho \delta (H_1 + H_2) / \delta t$$

De donde se concluye que la suma de los dos campos también satisface las ecuaciones de Maxwell.

En general cualquier suma de las soluciones de las ecuaciones de Maxwell es nuevamente una solución. Esta declaración es conocida como el "Principio de Superposición".

El principio de superposición también puede enunciarse de la siguiente manera:

Cuando dos o más ondas electromagnéticas provenientes de dos o más fuentes se encuentran en

un punto del espacio, el Principio de Superposición establece que "Los campos Eléctricos y Magnéticos en cualquier instante sobre este punto serán el resultado de la suma vectorial de las contribuciones que cada fuente proveería si estuviese radiando sola". Así:

$$E_t = E_1 + E_2 + E_3 + \dots + E_n \quad \text{Ec. (3.13)}$$

Donde  $E_1, E_2, E_3, \dots$  etc son las contribuciones de cada fuente, y  $E_t$  es el campo resultante de las Ondas que se superponen en un punto del espacio.

### 3.4.3 PRINCIPIO DE MODULACION ESPACIAL

Consideremos que una portadora de RF es modulada en el transmisor por un tono de frecuencia  $f_m$  con una profundidad de modulación "m" inferior al 100%, irradiándose al espacio omnidireccionalmente. En un punto del espacio el campo eléctrico de esta onda aplicando el principio de superposición será:

$$E(\text{CSB}) = E_c \cos(\omega_c t + \alpha) + E_{cs1} \cos[(\omega_c + \omega_m)t + \beta] + E_{cs2} \cos[(\omega_c - \omega_m)t - \alpha] \quad \text{Ec. (3.14)}$$

Donde:

$E(\text{CSB})$  = Intensidad de campo de la onda AM

$E_{cs}$  = Amplitud de las bandas laterales

$E_c$  = Amplitud de la portadora

$\alpha, \beta, \Omega$  = fases entre las componentes

Las bandas laterales guardan la siguiente relación  $E_{cs} = E_{cs1} + E_{cs2}$ .

Si independientemente de la señal CSB irradiamos una segunda señal SBO formada solamente por las Bandas Laterales, como resultado de la modulación AM con la misma señal de audio que moduló la portadora CSB. La ecuación para el campo eléctrico de SBO que llega al mismo punto del espacio en Igual Relación de Fase será:

$$E(SBO) = E_{ss1} \cos[(\omega_c + \omega_m)t + \beta] + E_{ss2} \cos[(\omega_c - \omega_m)t - \Omega] \quad \text{Ec. (3.15)}$$

Donde  $E_{ss} = E_{ss1} + E_{ss2}$  y  $E_{ss1} = E_{ss2} = E_{ss}/2$

De acuerdo al principio de Superposición la señal resultante en aquel punto del espacio donde éstas dos ondas se encuentran será:

$$E_t = E(CSB) + E(SBO)$$

$$E_t = E_c \cos(\omega_c t + \alpha) + (E_{cs1} + E_{ss1}) \cos[(\omega_c + \omega_m)t + \beta] + (E_{cs2} + E_{ss2}) \cos[(\omega_c - \omega_m)t - \Omega] \quad \text{Ec. (3.16)}$$

Donde puede observarse que la señal resultante  $E_t$  corresponde a la envolvente de las señal  $E(CSB)$  cuya portadora a sido modulada por se-

gunda ocasión, por el mismo tono de frecuencia  $f_m$ .

En conclusión cuando las componentes de modulación de estas dos señales irradiadas (CSB y SBO) se combinan en el espacio, el mismo tono modula en amplitud a la portadora por segunda vez.

A este proceso de modulación que tiene lugar en el espacio mediante la superposición de dos ondas electromagnéticas se denomina "Modulación Espacial". Donde la información esta contenida en las Bandas Laterales.

### 2.5 MODULACION DEL TRANSMISOR Y MODULACION ESPACIAL

Dependiendo de la relación de fase que guardan las dos señales CSB y SBO al momento de ser irradiadas, la energía contenida en las bandas laterales de la señal resultante  $E_t$  podrá ser:

$E_{cs} + E_{sb}$ ; Cuando se irradian en fase

$E_{cs} - E_{sb}$ ; Cuando se irradian en oposición de fase.

El índice de modulación total (M), por definición es la relación entre las magnitudes de las componentes de las Bandas Laterales de la señal resultante  $E_t$  para la magnitud de la Portadora.



$$M = \frac{Ecs \pm Ess}{Ec} = \frac{Ecs}{Ec} \pm \frac{Ess}{Ec} \quad \text{Ec. (3.17)}$$

Donde se puede ver que el índice de modulación total para el tono de frecuencia  $f_m$  está constituido por dos partes; el primer índice debido a la primera modulación ocurrida en el transmisor ( $m$ ) y el otro debido a la segunda modulación ocurrida en el espacio ( $s$ ), donde:

$$\begin{array}{l} \text{Índice de modulación} \\ \text{en el transmisor} \end{array} \left\{ \begin{array}{l} > \\ < \end{array} \right. m = Ecs/Ec \quad \text{Ec. (3.18)}$$

$$\begin{array}{l} \text{Índice de modulación} \\ \text{espacial} \end{array} \left\{ \begin{array}{l} > \\ < \end{array} \right. s = Ess/Ec \quad \text{Ec. (3.19)}$$

$$\begin{array}{l} \text{Índice de modulación} \\ \text{total} \end{array} \left\{ \begin{array}{l} > \\ < \end{array} \right. M = m \pm s \quad \text{Ec. (3.20)}$$

En el sistema ILS las señales de guiado se consiguen mediante la modulación de la portadora por dos tonos de frecuencia 90 Hz y 150 Hz siguiendo los mismos procedimientos de modulación en el transmisor y el de modulación espacial. Por lo tanto cada tono generará las componentes  $Ecs$  y  $Ess$ , las cuales dependiendo del diagrama de radiación tratados en los capítulos IV y V, se sumarán si están en fase o se restarán si están en oposición de fase. Así en cada punto del espacio mientras las componentes del tono de 90 Hz están en

fase las del tono de 150 Hz están en oposición de fase para que predomine uno de ellos.

$$E(90) = E_{cs}(90) \pm E_{ss}(90) \quad \text{Ec. (3.21)}$$

$$E(150) = E_{cs}(150) - E_{ss}(150) \quad \text{Ec. (3.22)}$$

Las amplitudes de las dos señales CSB y SSB serán ajustadas de tal forma que los índices sean iguales para cada tono:

$$m(90) = m(150) = m \quad s(90) = s(150) = s$$

De tal manera que el índice de modulación total para cada punto del espacio será:

$$M(90) = m \pm s \quad \text{y} \quad M(150) = m \pm s$$

### 3.5.1 DIFERENCIA DE PROFUNDIDAD DE MODULACION Y DESPEJE DE RADIO FRECUENCIA

#### Diferencia de Profundidad de Modulaci6n.

En el receptor de a bordo ubicados en un punto dentro del campo radiado los tonos son separados por filtros y rectificadas para obtener una tensi6n DC proporcionales a las amplitudes de cada tono.

Los valores de estas tensiones por ser continuas no tienen direcci6n ni fase y pueden ser tratados como magnitudes escalares y

comparadas mediante su diferencia, conocida como Diferencia de Profundidad de Modulación (DDM) y expresada como:

$$\begin{aligned} \text{DDM} &= M(90) - M(150) && \text{si } M(90) > M(150) \\ \text{DDM} &= M(150) - M(90) && \text{si } M(150) > M(90) \end{aligned}$$

Ec. (3.23)

La deflexión de los punteros en el indicador es directamente proporcional a la DDM.

#### Caso de DDM Normal.

Una de las características de operación normales del sistema ILS es que en los puntos fuera del curso del Localizador y Trayectoria de Plano ILS, la magnitud  $E_{cs} > E_{ss}$ .

Bajo esta condición la DDM guardará las siguientes relaciones:

$$\text{Si: } M(90) = m + s \quad \Rightarrow \quad M(150) = m - s$$

y la DDM será:

$$\text{DDM} = M(90) - M(150) = (m+s) - (m-s) = 2s$$

Ec. (3.24)

Lo cual indica que si el sistema opera normalmente, la DDM será siempre igual a dos veces el índice de modulación espacial tanto en regiones donde  $M(90) > M(150)$  como en regiones

donde  $M(150) > N(90)$ . Para estas mismas regiones la relación entre la DDM,  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$  será la siguiente:

$$\text{Como } m = E_{cs}/E_c \text{ y } s = E_{ss}/E_c$$

Reemplazando en la Ec. (3.24) tendremos:

$$DDM = (E_{cs}/E_c + E_{ss}/E_c) - (E_{cs}/E_c - E_{ss}/E_c)$$

Realizando la suma algebraica:

$$DDM = (E_{cs} + E_{ss} - E_{cs} + E_{ss})/E_c = 2 E_{ss}/E_c$$

pero  $E_c = E_{cs}/m$  luego:

$$DDM = 2m E_{ss} / E_{cs} \quad \text{Ec. (3.26)}$$

### Ejemplo 3.1

El siguiente ejemplo ilustra un caso de DDM normal para el cual se tiene:

$$m=0.2, \quad s=0.1, \quad E_{ss}=10 \text{ V}, \quad E_{cs}=20 \text{ V}, \quad E_c=100 \text{ V}$$

La DDM será:

$$DDM = 2s = 0.2$$

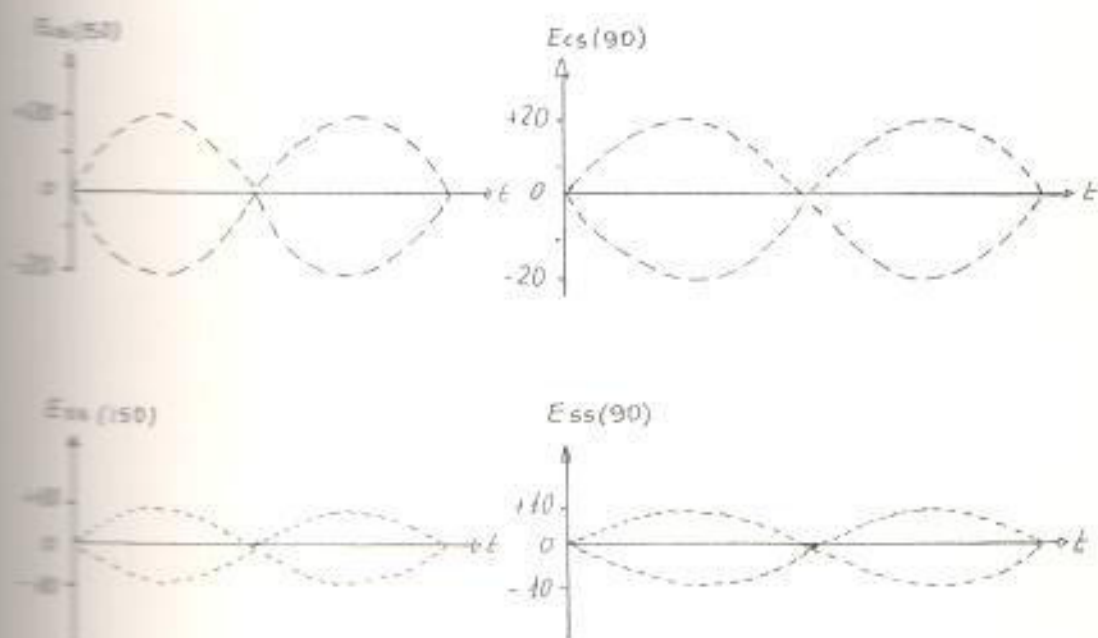
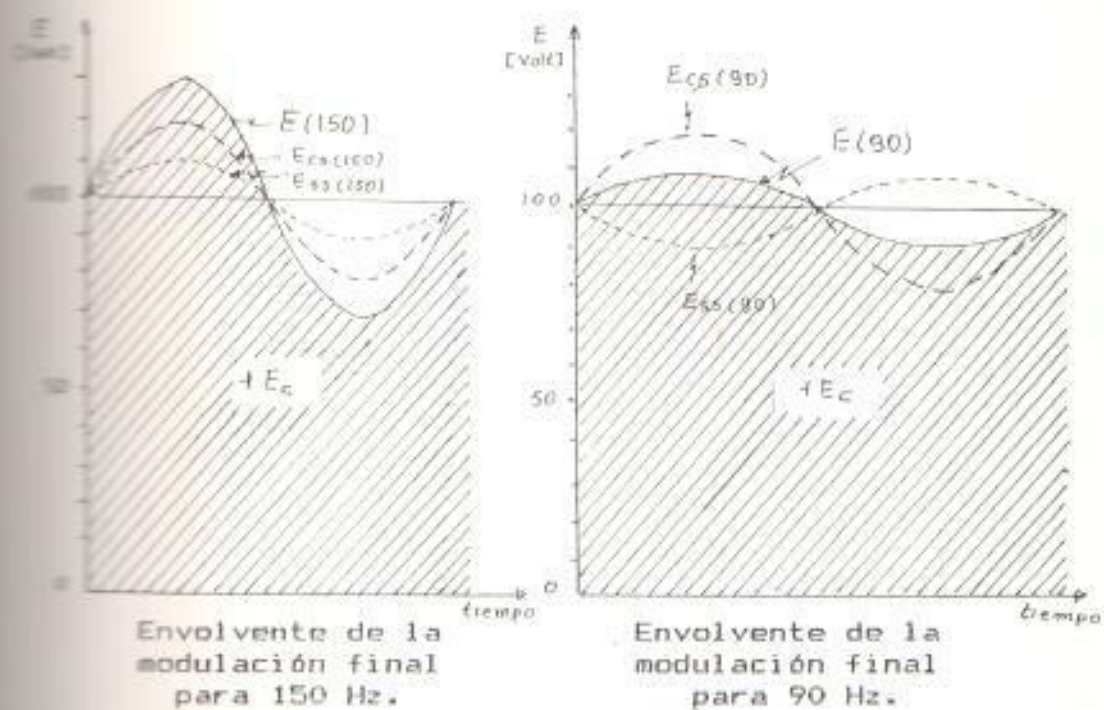
$$DDM = 2m E_{ss}/E_{cs} = 2 \times 0.2 \times 10/20 = 0.2$$

$$DDM = 2E_{ss}/E_c = 2 \times 10/100 = 0.2$$

Asumiendo que el receptor esté en un punto del espacio donde las componentes del tono de 150 Hz estén en fase y las del tono de 90 Hz en oposición de fase.

$$M(150) = m+s = 0.2+0.1 = 0.3$$

$$N(90) = m-s = 0.2-0.1 = 0.1$$



$$m(150) = m(90) = 0.2$$

$$s(150) = s(90) = 0.3$$

fig. 3.6 Caso de DDM normal. ( $E_{cs} > E_{ss}$ )



$$E(150) = E_{cs} + E_{ss} = 20 + 10 = 30 \text{ v.}$$

$$E(90) = E_{cs} - E_{ss} = 20 - 10 = 10 \text{ V.}$$

$$DDM = M(150) - M(90) = 0.3 - 0.1 = 0.2$$

Este conjunto se ilustra en la figura 3.6 donde se presentan las componentes  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$  y la envolvente de la modulación final para cada tono.

En los puntos del espacio que forman el curso del Localizador y La trayectoria de Planeo; la modulación total se deberá únicamente a la modulación del transmisor y no existirá modulación espacial. Lo cual implica que la señal  $E_{ss}$  será cero, esto ocasiona que:

$$s = E_{ss}/E_c = 0 \quad \text{y} \quad DDM = 2s = 0$$

Lo cual a su vez hace que:

$$M(90) = m(90) \pm s = m(90) \quad \text{y}$$

$$M(150) = m(150) \pm s = m(150)$$

Pero como  $DDM=0$

$$DDM = M(90) - M(150) = m(90) - m(150) = 0$$

Debe cumplirse que  $m(90) = m(150)$

En conclusión; el curso estará formado por los puntos de  $DDM=0$  y también deberá coincidir con un nulo del patrón de la señal SBO para que  $E_{ss} = 0$  y además puesto que se recepta la señal CSB en estos puntos debe cumplirse que los índices de modulación en el transmisor

sean iguales ( $m(90) = m(150) \Rightarrow$  igual porcentaje de modulación para c/u de los tonos) ,si no son iguales ocurre un desplazamiento del nulo del patrón y con él un desplazamiento del curso del localizador o de la Trayectoria de planeo respectivamente, hacia el lóbulo que contenga la mayor de las componentes de modulación.

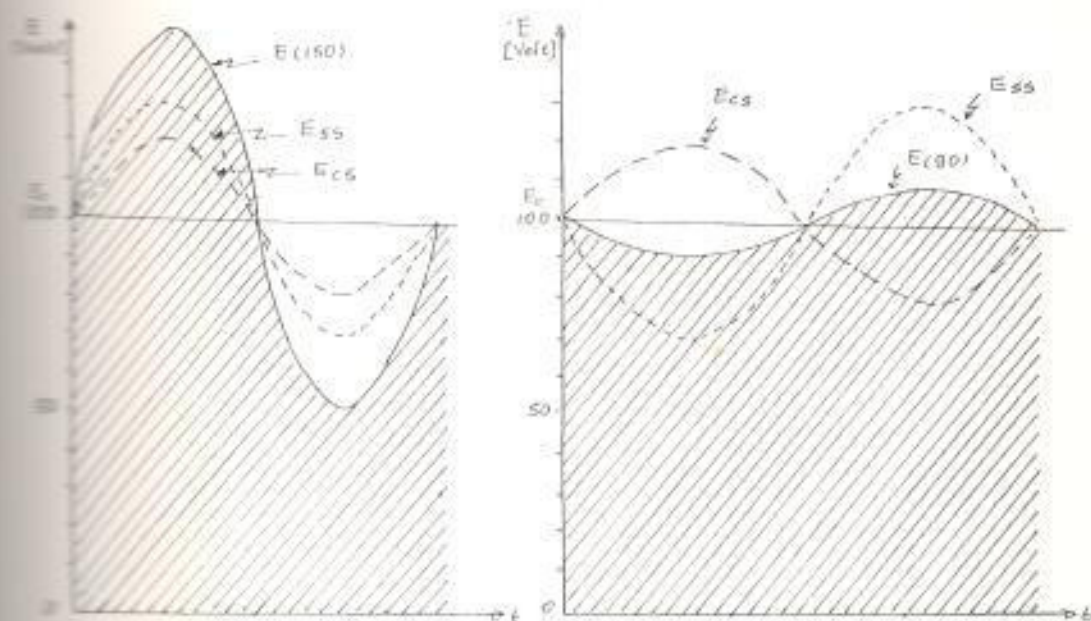
#### Caso de DDM Anormal

Es posible que debido a algunas características operacionales del sistema la magnitud  $E_{ss}$  llegue a ser igual o mayor que  $E_{cs}$  con lo cual las E.(3.24) y E.(3.25) no son válidas ya que en su lugar se encuentran las siguientes relaciones:

Si  $E_{ss} > E_{cs}$

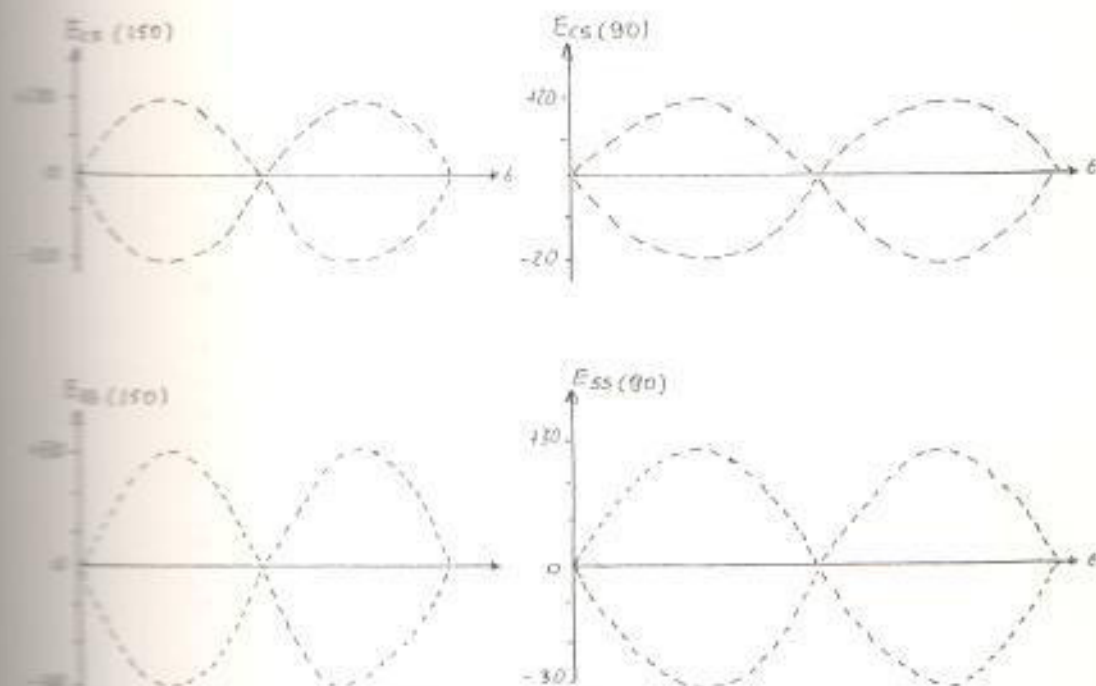
$$DDM = (s+m) - (s-m) = 2m \quad \text{Ec.(3.26)}$$

Como la modulación del transmisor es un valor constante en el campo irradiado la DDM será igual a  $2m$  en cualquier punto del espacio donde  $E_{ss} > E_{cs}$ . Cuando esta situación ocurre la DDM alcanza los mayores valores y la corriente en el receptor será mucho mayor que la requerida para una plena deflexión del puntero. Por lo tanto el instrumento indicador es



Envolvente de la modulación final para 150 Hz.

Envolvente de la modulación final para 90 Hz.



$$\begin{aligned}
 m(150) &= m(90) = 0.2 \\
 s(150) &= s(90) = 0.3 \\
 DDM &= M(150) - M(90) = 0.4
 \end{aligned}$$

fig. 3.7 Caso de DDM anormal. ( $E_{cs} < E_{ss}$ )

diseñado para soportar una sobrecarga del orden del 800 % sin sufrir daños. Un caso de DDM anormal se ilustra en la figura 3.7, para un punto donde las componentes del tono de 150 estén en fase y las del tono de 90 en oposición de fase; donde:

$$m=0.2, s=0.3, E_{cs}=20 \text{ V}, E_{ss}=30\text{V}, E_c=100\text{V}.$$

Y:

$$M(150) = m+s = 0.5$$

$$M(90) = m-s = 0.1$$

$$E(150) = E_{cs} + E_{ss} = 50 \text{ V}.$$

$$E(90) = E_{cs} - E_{ss} = -10 \text{ V}.$$

$$\text{DDM} = M(150) - M(90) = 0.4$$

#### Despeje de Radio Frecuencia

Este término es usado para describir la razón entre los porcentajes de modulación. Un receptor o monitor que carezca de AGC tendrá una salida proporcional a la razón entre los índices de modulación y no a la diferencia de las mismas. El Despeje de Radio Frecuencia (RFC) puede ser definido como:

$$\text{RFC} = (E_{cs} + E_{ss}) / (E_{cs} - E_{ss}) \quad \text{Ec. (3.27)}$$

En puntos donde predomina  $E(90)$  la razón será:  $E(150)/E(90)$  y donde predomina  $E(150)$  la razón

será  $E(150)/E(90)$ .

El valor de RFC será mayor o igual a 1 y puede también expresarse dividiendo la Ec. (3.27) para Ec como:

$$RFC = (m+s)/(m-s) \quad \text{Ec. (3.28)}$$

$$\text{Si } M(90) > M(150) \quad \Rightarrow \quad RFC = M(90)/M(150)$$

$$\text{Si } M(150) > M(90) \quad \Rightarrow \quad RFC = M(150)/M(90)$$

Para expresar "s" en función de "m" y RFC despejamos de la Ec. (3.28)

$$s = m (RFC-1)/(RFC+1)$$

Como  $DDM = 2s$

$$DDM = 2m (RFC-1)/(RFC+1) \quad \text{Ec. (3.29)}$$

RFC puede expresarse también en decibeles

$$RFC_{dB} = 20 \log RFC$$

## 3.3 RELACION ENTRE LAS MEDIDAS Y LOS INDICADORES DE LA AERONAVE.

### Valores límites para DDM y RFC

El mínimo valor de la DDM será igual a cero para puntos sobre el curso del Localizador o sobre la Trayectoria de Planeo. El valor máximo se tendrá cuando la profundidad de modulación total alcanza el 100% y la



máxima profundidad para cada tono sea del 50%. Para la Trayectoria de Planeo ( $m=0.4$ ) puede alcanzarse este valor admitiendo que  $m = 0.5 = s$

$$DDM = 2s = 2(0.5) = 1 \quad \text{Valor Máximo}$$

Por lo tanto el rango de valores para la DDM estará entre 0 y 1. En la práctica no debe excederse de 0.8 para la trayectoria de planeo y 0.4 para el Localizador.

Considerando las mismas condiciones límites de la DDM para RFC:

Para  $s = 0$

$$RFC = (m+s)/(m-s) = 1 \quad \text{Valor mínimo}$$

Para  $m = s = 0.5$

$$RFC = (0.5+0.5)/(0.5-0.5) = \infty \quad \text{Valor máximo}$$

Por lo tanto RFC variará entre 1 e infinito o desde 0 dB hasta infinito.

Una diferencia entre RFC y DDM es que la primera permanece constante cuando  $E_{ss} > E_{cs}$  lo cual es un caso anormal de la DDM. El valor RFC aumenta cuando aumenta  $E_{ss}$  y se hace infinito cuando  $E_{ss} = E_{cs}$ , luego si sigue creciendo RFC comienza a descender. Por este motivo el dispositivo de medida debe responder a la DDM y no a RFC.

#### Relación de los Indicadores con los valores DDM

El receptor del Localizador y de la Trayectoria de

Planeo responden a las variaciones de la relación  $E_{cs}/E_{ss}$ . Lo cual quiere decir que la deflexión de los punteros es directamente proporcional al valor de DDM y puesto que el rango de valores oscila entre 0 y 1 los dos receptores deberán calibrarse de tal forma de obtener su máxima deflexión para los siguientes valores, estandarizados por la OACI y la FAA:

|              |     | DDM   | Corriente de deflexión |
|--------------|-----|-------|------------------------|
| Localizador  | ILS | 0.155 | 150 $\mu$ A            |
| T. de Planeo | ILS | 0.178 | 150 $\mu$ A            |

Las amplitudes relativas de las señales CSB y SBO dados por sus diagramas de radiación presentados en los capítulos IV y V, determinarán el valor de la DDM para cada punto del espacio a partir del acimut  $0^\circ$  y mediante una combinación entre la calibración del receptor y la distribución de la energía en el espacio se podrá determinar los ángulos de máxima deflexión de los punteros. A este sector entre los límites donde ocurre la máxima deflexión se denomina Ancho de la Trayectoria y Ancho del Curso del Localizador.

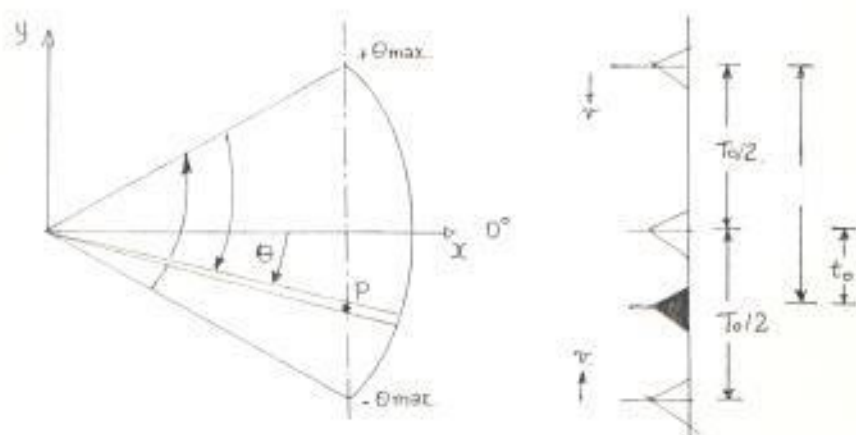
Para prevenir contra interpretaciones erróneas, como la ausencia de alguna de las señales, el receptor incorpora una pequeña bandera de alarma. Los circui-

tos asociados al receptor retiran esta alarma cuando reciben las señales apropiadas de las transmisiones respectivas. En conclusión el banderín aparece si cesan las transmisiones o si surge algún problema en el propio receptor.

### 3.7 PRINCIPIOS DEL MLS

#### 3.7.1 PRINCIPIO DE EXPLORACION

Si un haz muy angosto se desplaza con un movimiento de Ida y Vuelta dentro de un sector limitado por  $\pm \theta_{max}$  como se indica en la figura 3.8 a) con una velocidad angular constante  $W$  (radianes /s), empleando un tiempo  $T_0$  en recorrer desde  $-\theta_{max}$  a  $+\theta_{max}$  y un tiempo  $t$



$$\theta = v \times t$$

$$t_0 = t/2 - T_0/2$$

a) Movimiento  
exploratorio

b) Movimiento  
Equivalente

fig. 3.8 Principio del MLS.

en pasar dos veces por el punto P, medido desde el instante en que es alcanzado por primera vez.

La variación angular  $\theta$  de un avión ubicado en el punto P, puede encontrarse considerando que se trata de un movimiento uniforme y lineal con velocidad  $v$  (grados/s) como se indica en la figura 3.8 b), asumiendo que a lo largo de la línea L se colocan receptores que generan un pulso cuando les llega el haz y puede medirse entonces el tiempo  $t$ .

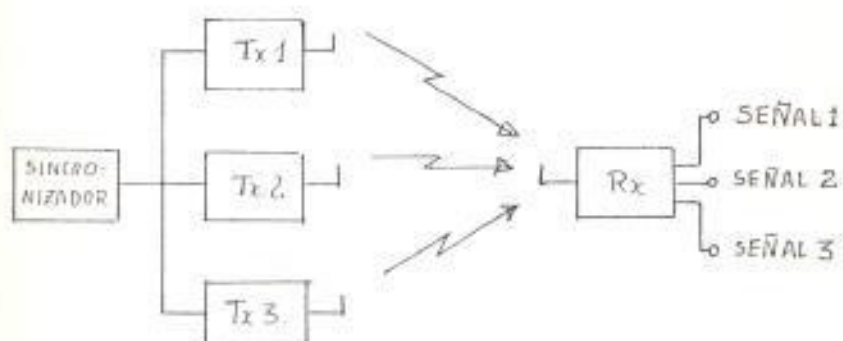
De la figura 3.8 se concluye que  $\theta = v \times t_0$  y reemplazando  $t_0$  se tiene:

$$\theta = (T_0 - t) V / 2 \quad \text{Ec. (3.30)}$$

De donde la posición angular del avión puede ser determinada a partir del tiempo  $t$  entre los haces de IDA y VUELTA receptados por el avión para calcular su posición, conociendo además los valores constantes  $V$  y  $T_0$  para cada aeropuerto, los cuales han sido estandarizados por la OACI y dependen del sector barrido y este a su vez, del ángulo máximo de exploración  $\theta_{\max}$ , de acuerdo con diferentes funciones MLS como se verá en el capítulo VIII.

### 3.7.2 MULTIPLEXAJE POR DIVISION DE TIEMPO (TDM).

Para poder enviar simultáneamente por un mismo medio varios mensajes digitales, puede utilizarse una misma frecuencia portadora modulada por una serie de datos o mensajes, enviados a intervalos de tiempo diferentes en lo que constituye la multiplexación sobre una base de tiempo. Para lo cual se utilizan impulsos de corta duración con amplios espaciamientos entre ellos, enviados bajo cualquier forma de modulación de impulsos (AM, DPSK, etc.).



Formato de Transmisión/Recepción TDM:

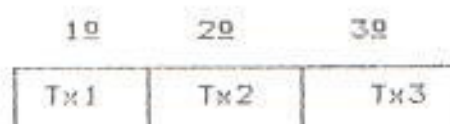


fig. 3.9 Transmisión de señales TDM.



El multiplexaje TDM de las señales MLS consiste en transmitir sincronizadamente las funciones MLS, usando la misma frecuencia portadora, con cada transmisor radiando a un intervalo de tiempo determinado. De tal forma se utiliza un solo receptor para todas las funciones de ángulo radiadas desde tierra como se representa en el esquema de la fig. 3.9.

El formato TDM indica la secuencia de transmisión de cada tipo de señal, pudiendo codificarse a cada una para que el receptor las reconozca fácilmente, y así poder usar cualquier secuencia de transmisión.

El sincronizador hace las veces de conmutador electrónico de acuerdo a la secuencia de transmisión preestablecida.

### 3.7.3 MODULACION DPSK

La modulación por desplazamiento de fase (PSK) es un tipo de modulación digital en la que las señales binarias se utilizan para conmutar la fase de una portadora entre dos valores  $0^\circ$  y  $180^\circ$ . Para un "uno" la portadora tiene una fase y para un "cero" se invierte en  $180^\circ$ .

En el caso de detectar señales binarias debe utilizarse detección coherente, para determinar la fase de la señal recibida, lo que exige una

referencia de fase procedente de un oscilador local coherente en el receptor. En la práctica esto es difícil de conseguir por dificultades de sincronización.

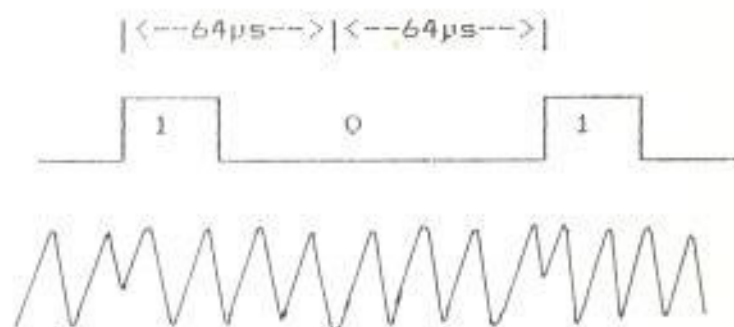


fig. 3.10 Señal MLS DPSK.

Una forma de superar las dificultades de sincronismo es utilizando como referencia la información de fase del bit transmitido anterior. Tal tipo de modulación recibe el nombre de "Modulación Digital por Desplazamiento de Fase Diferencial" (DPSK).

La probabilidad de error a causa del ruido es menor en los sistemas PSK que en los sistemas por desplazamiento de amplitud (ASK) o por desplazamiento de frecuencia (FSK), obteniéndose un sistema óptimo cuando se utiliza una inversión de fase de  $180^\circ$ .

En la modulación DPSK de los datos del sistema MLS un "cero" está representado por un des-

plazamiento de fase de  $0^\circ \pm 10^\circ$  y un "uno" por un desplazamiento de fase de  $180^\circ \pm 10^\circ$  con una velocidad de modulación de 15 625 baudios.

#### 3.7.4 TECNICAS DE EXPLORACION.

##### A. Optica Cilindrica.

Uno de los primeros patrocinadores del MLS fué el sistema Interscan, propuesto por Australia.

Las antenas del Interscan se basaban en un sector de reflector cilíndrico fijo iluminado por una fuente de alimentación compuesta de varios elementos, también dispuestos en forma de arco circular concéntrico con el reflector como se indica en la fig. 3.11.

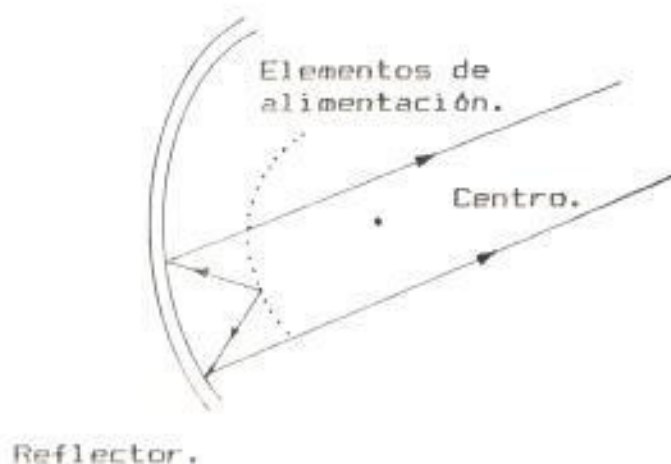


fig 3.11 Diagrama de una antena MLS basada en la óptica cilíndrica.

De esta manera puede obtenerse un haz explorador secundario, de tal forma que la excitación de la fuente se mueva a lo largo del arco. El movimiento es producido electrónicamente, excitando en cada instante determinado un grupo de elementos radiadores y luego mediante la conmutación de un elemento a otro, la excitación parece moverse continuamente a lo largo del arco, obteniéndose un haz explorador secundario.

Antenas de este tipo generan planos en todo el intervalo de exploración, gracias a la simetría cilíndrica del sistema.

Como todos los haces deben pasar por el centro de curvatura, una pequeña antena situada en dicho punto puede verificar la señal radiada a medida que se mueve el haz. Los inconvenientes de este tipo de antena son el tamaño muy voluminoso y el alto nivel de lóbulos laterales.

#### B. Guías de Onda Compresibles.

Consisten de un reflector cilíndrico alimentado a lo largo de su eje focal por una guía de onda de la que se extrae energía con una serie de dipolos que forman un sistema de

antenas en fase (si se alimentan de forma que estén en fase, es decir a distancias correctas dentro de la guía de onda). Los dipolos se van acoplando más según se avanza en la guía de onda, compensando la atenuación de la señal con el avance dentro de la guía.



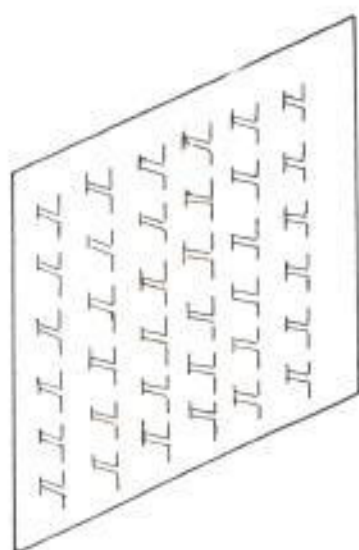
fig. 3.12 Alimentación de una antena cilíndrica con Guía de Onda Compresible.

Este sistema de alimentación tiene la ventaja de que puede variarse geoméricamente el ancho de la guía y con él el valor de la longitud de onda dentro de la misma, variando linealmente la fase en los dipolos, lo que a su vez origina la exploración del haz. Las dificultades de este sistema son de carácter mecánico debido al movimiento recíproco de la pared de la guía de onda necesario para generar el movimiento del haz.

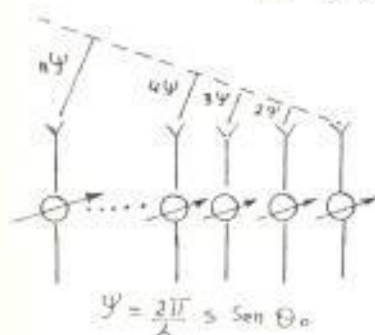


### C. Redes de Antenas en Fase.

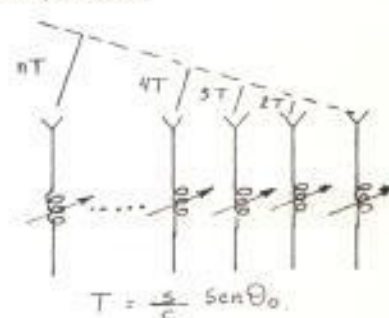
Estas antenas son las más utilizadas con los actuales equipos MLS debido a su menor volumen y bajo nivel de lóbulos laterales. Consisten en un arreglo planar de elementos colocados sobre una superficie reflectora como se indica en la fig. 3.13.



a) arreglo planar



b) alimentación con control de fase.



c) alimentación con líneas de retardo

fig. 3.13 Redes de antenas en fase.

La generación y exploración del haz se consigue alimentando los elementos del arreglo individualmente, colocando desplazadores de fase en las líneas de transmisión que alimentan a cada elemento, para variar linealmente la fase entre ellos. O puede utilizarse líneas de retardo en lugar de los desplazadores de fase como se muestra en la fig. 3.13.

El haz explorador generado por esta antena apunta en la dirección normal al plano del arreglo.

Los desplazadores de fase controlan la fase de las corrientes de excitación de cada elemento radiante. Estos desplazadores de fase son gobernados electrónicamente para permitir un rápido movimiento exploratorio del haz, y su fase se ajusta entre valores comprendidos entre 0 y  $2\pi$ .

Con un espaciamiento "d" entre cada elemento, el incremento de fase  $\delta$  entre elementos adyacentes para un ángulo de exploración  $\theta_0$  es:

$$\delta = (2\pi/\lambda) d \text{ Sen } \theta_0$$

si la fase  $\delta$  es constante con la frecuencia, el ángulo de exploración  $\theta_0$  es dependiente de la frecuencia tal que  $(\text{Sen } \theta_0/\lambda)$  es

constante.

En la exploración con líneas de retardo el ángulo de exploración es independiente de la frecuencia. Proveyendo un retardo incremental de elemento a elemento dado por:

$$t = (d/c) \text{ Sen } \theta_0$$

donde  $c$  = velocidad de propagación.

Los circuitos individuales de líneas de retardo son muy complejos para ser añadidos a cada elemento radiante. Existiendo un compromiso entre usar líneas de retardo y desplazadores de fase o añadir redes de retardo a un grupo de elementos que tiene desplazadores de fase.

Con arreglos planares de antenas la exploración está limitada por las pérdidas en la ganancia y por el incremento del ancho del haz, debido a la reducción del tamaño de la apertura proyectada, por consiguiente los límites conseguidos para los ángulos de exploración están entre  $60^\circ$  y  $70^\circ$ .

Debido al sinnúmero de partes, incluyendo los circuitos electrónicos que alimentan a los desplazadores de fase o conmutadores que gobiernan el haz, la confiabilidad total de la antena es tan grande que la falla de un significativo número de componentes puede

tener un efecto despreciable, tal que la falla del 10% de las componentes ocasiona una pérdida en la ganancia de solamente 1 dB. Sin embargo, el funcionamiento de la antena es complejo y más aún el monitoreo de sus elementos, pudiendo medir el funcionamiento correcto de los desplazadores de fase a partir de sus corrientes de alimentación. La única aparente desventaja de este sistema es la complejidad de las líneas de transmisión y las pérdidas (del orden de 2,5 dB) que en ellas ocurren.

## CAPITULO IV

## EL LOCALIZADOR

## 1. INTRODUCCION

El Localizador descrito en el capítulo II debe cumplir con tres objetivos 1) Generar la prolongación en el espacio del eje central de la pista conocido como Rumbo del Localizador, 2) Indicar cuándo el receptor se encuentra a la derecha o a la izquierda del curso 3) En las regiones próximas al eje de Rumbo debe indicársele que tan alejado de éste se encuentra. El primer objetivo se cumple bajo el principio de Referencia de Nulo, es decir que el rumbo está fijado por un Nulo del patrón de radiación, el segundo y tercer objetivos se cumplen de acuerdo al principio de Modulación espacial descrito en el capítulo anterior. Por lo tanto debe generarse la señal CSB con mayor amplitud y modulada por la suma de dos tonos en fase ( $+90 \text{ Hz} + 150 \text{ Hz}$ ) irradiándose simétricamente a través de un arreglo lineal de antenas con un máximo hacia el eje de la pista y debe generarse también la señal SBO modulada por la suma de los mismos tonos pero esta vez con el tono de 90 en oposición de fase con respecto al de la señal CSB ( $-90 \text{ Hz} + 150 \text{ Hz}$ ) e irradiándola a través del mismo arreglo pero de forma tal que se obtenga un nulo en la dirección del



eje de la pista. Para que al combinarse en el espacio estas dos señales, se obtenga el efecto de Modulación Espacial. Consiguiendo que el tono de 90 domine a la izquierda y el de 150 a la derecha (visto desde el avión).

## 4.2 TIPOS DE ESTACIONES LOCALIZADORAS.

Básicamente existen dos tipos de Localizadores ;el de Frecuencia Unica y el de Doble Frecuencia.

### A. Localizador de Frecuencia Unica.

Este tipo de Localizador opera en un solo valor de frecuencia asignado a cada canal ILS (tabla C-1 Apéndice C) utilizando un solo arreglo lineal de antenas que varían de acuerdo al tipo y número de elementos del arreglo como por ejemplo:

- Sistema de antenas de Lazo Alford.
- Sistema de Guías de Onda.
- Sistema de antenas V-Ring.
- Sistema de antenas de Doble T.
- Sistema de Onda Viajera.
- Sistema de Dipolos Log.Periódicos.

Estos son algunos ejemplos del sinnúmero de antenas que han sido utilizadas por diversos fabricantes desde el primer arreglo de 8 antenas Alford hasta

las antenas de Dipolos Log. Periódicos que forman parte de los equipos mas modernos de estado sólido. Dentro de cada sistema el arreglo varia de acuerdo al número de elementos para obtener mayor o menor directividad; así por ejemplo la Plessey construía sistemas de 12 o 24 elementos, la Philips de 9, 11, o 26 elementos y actualmente la Wilcox produce dos sistemas de 8 y 24 elementos Dipolos Log. Periódicos llamándose de apertura angosta y ancha respectivamente.

Otro aspecto importante para clasificar un Localizador es la direccionalidad del patrón existiendo:

- Localizador con curso posterior.
- Localizador sin curso posterior.

El primero genera un patrón bidireccional irradiando energía tanto en la dirección normal de aproximación como en dirección opuesta. El segundo irradia su mayor energía en la dirección de aproximación porque la radiación en sentido contrario a sido minimizada; siendo útil en localidades como Guayaquil donde el curso Posterior no puede ser operacionalmente utilizado.

### B-Localizador de Doble Frecuencia.

Este tipo de localizador utiliza dos sistemas de

frecuencia única independientes el uno del otro alimentados de tal forma que exista 8 KHz de diferencia entre las frecuencias de cada sistema.

El primer sistema es altamente direccional para evitar distorsiones del Rumbo del Localizador por señales reflejadas en las irregularidades del terreno u otros objetos reflectores como se verá posteriormente; y constituye el sistema primario que utiliza arreglos de gran apertura con gran directividad, como el sistema de Guías de Onda, de Onda viajera o de Dipolos Log. Periódicos operando como si se tratase de un único sistema ILS.

El segundo sistema es poco directivo y es instalado independiente del primero y tiene como finalidad cubrir la región del espacio que el sistema primario no pudo cubrir debido a su gran directividad. Pero con una frecuencia y una intensidad de señal menor para evitar que altere el Rumbo del Localizador generado por el primer sistema. Este sistema utiliza antenas de menor apertura, sean estas del mismo tipo del primero o de otro sistema diferente, como el sistema de Brazos Alford.

Debido a que la diferencia de frecuencias entre los dos sistemas es lo suficientemente pequeña sus señales pueden ser captadas simultáneamente por el receptor y éste responderá a la señal de mayor

potencia debido al principio de Efecto de Captura como se verá en la sección 5.2.3.

Por lo tanto dentro del ancho del curso (fig 2.3 a)) será captada la señal del sistema primario por ser la de mayor intensidad y en sectores mas alejados donde esta señal disminuye a niveles inferiores al del sistema secundario, será esta segunda señal la captada por el receptor, como una señal auxiliar de indicación a la derecha o a la izquierda del rumbo del localizador.

#### ARREGLO DE ANTENAS Y PATRON DE RADIACION.

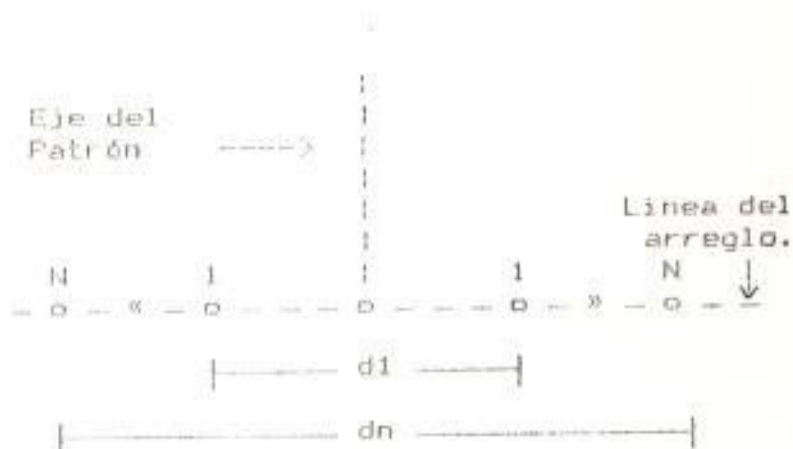
Los patrones de radiación requeridos para cada una de las dos señales del Localizador deberán tener las siguientes características: El patrón CSB debe ser simétrico con respecto a su eje y tener un máximo en esa dirección. El patrón SBD debe también ser simétrico pero con un nulo sobre el eje de simetría que coincida con el eje del patrón anterior.

Los dos diagramas pueden obtenerse a partir de un arreglo colineal (polarización horizontal) de pares de idénticas antenas simétricamente espaciadas con respecto a un punto central ubicado sobre el eje del diagrama con dos sets de radiadores, el uno para la señal CSB y el otro para la señal SBD.

## 4.3.1 ARREGLO LINEAL DE N ANTENAS.

El arreglo de pares de idénticas antenas permite conseguir patrones simétricos mediante el control de los siguientes parámetros.

- La longitud de onda ( $\lambda$ ).
- El número de elementos (N).
- El espaciamiento entre ellos (d).
- La fase entre las corrientes ( $\alpha$ ).
- La magnitud de las corrientes (I).



La longitud de onda es el parámetro en función del cual se describen las dimensiones físicas del arreglo.

Un número impar de radiadores incluye un radiador en el punto central del arreglo y resulta conveniente para generar un patrón con un máximo en el eje del patrón. Un número par de radiadores a la vez que permite generar un un máximo en el eje, permite también obtener un



nulo sobre este eje.

Los pares están ubicados a distancias simétricas del centro común, con un espaciamento que suele ser un múltiplo entero del espaciamento del primer par; y este último depende de la fase de las corrientes que los alimentan. Así espaciamentos superiores a  $\lambda/2$  producen lóbulos laterales considerables; para antenas alimentadas en contrafase el espaciamento recomendado está entre  $\lambda/2$  y  $\lambda$ .

El factor  $d$  permite controlar la ubicación de los máximos y nulos del patrón de tal manera que para un par de antenas alimentadas en fase se tiene un máximo en el eje y para antenas alimentadas en contrafase un nulo sobre el eje y si se cambia su valor se consigue un movimiento exploratorio del eje del patrón.

El objeto de disponer de pares simétricos es el de poder obtener una distribución de corriente gradual y simétrica, la misma que permite obtener lóbulos finos de gran directividad con bajo nivel de lóbulos laterales. Las distribuciones de corrientes más comunes son:

- 1.-Distribución Uniforme; produce máxima directividad pero lóbulos laterales altos.
- 2.-Distribución Binomial; suprime los lóbulos

laterales a cero, pero a expensas de una gran disminución en la directividad. La amplitud decrece rápidamente a partir del par central.

- 3.-Distribución de Fourier; similar a la binomial solo que la amplitud decrece a voluntad.
- 4.-Distribuciones empíricas; controla el ancho del lóbulo con la reducción de los lóbulos secundarios, la amplitud inicia con un valor máximo y va decreciendo en los extremos.

#### Teorema del Producto de Patrones.

En un arreglo de elementos idénticos e igualmente espaciados el patrón del arreglo está dado por el producto de dos patrones, el primero correspondiente al patrón individual del elemento  $A(\theta, \xi)$  y el segundo al que se obtiene considerando a cada elemento como una fuente puntual isotrópica (Fp).

$$E = A(\theta, \xi) F_p \quad \text{Ec. (4.1)}$$

#### Análisis del arreglo de un par de antenas.

Consideremos dos antenas idénticas alimentadas con corrientes sinusoidales de igual magnitud

$I_0$  (rms) con una diferencia de fase " $\alpha$ " espaciadas una distancia  $2a$ .

El factor del elemento es una constante  $A$ .

El factor del arreglo se encontrará a partir del principio de interferencia.

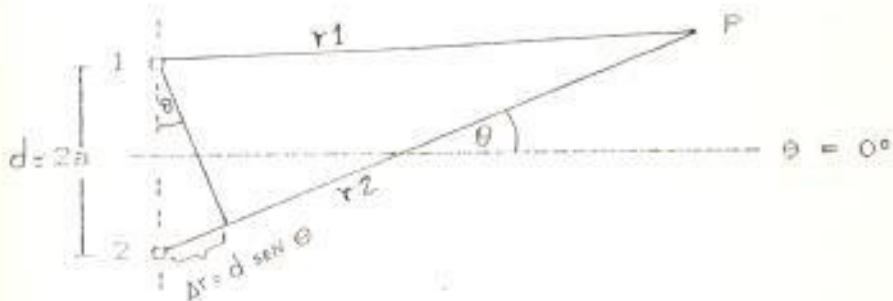


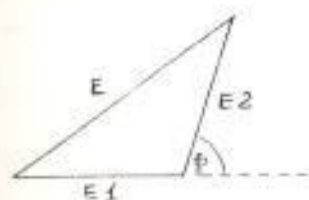
fig. 4.1 Arreglo de dos antenas.

La fase de la Onda 2 al llegar al punto P con respecto a la Onda radiada por la antena 1 es:

$$\psi = 2\pi/\lambda (d \text{ Sen } \theta) + \alpha \quad \text{Ec. (4.2)}$$

Donde el primer sumando es la fase de la onda 2 debido a que ésta tuvo que recorrer una distancia  $r_2$  mayor que  $r_1$  y  $\alpha$  es la diferencia de fase entre las corrientes que alimentan las antenas.

Sea  $E_0 = I_0$  la magnitud del campo que produce cada antena. El campo total dado por el principio de superposición podrá ser calculado a partir del diagrama fasorial:



$$E^2 = E_1^2 + E_2^2 + 2 E_1 \cdot E_2 \cos \phi$$

$$\text{Si } E_1 = E_2 = I_0$$

$$E = I_0 [2 (1 + \cos \phi)]^{1/2}$$

$$\text{pero: } \cos^2 \phi/2 = (1 + \cos \phi)/2$$

$$E = 2 I_0 \cos \phi/2$$

Donde:  $E$  es el factor del arreglo, y el patrón resultante aplicando el teorema del producto de patrones será:

$$E_t = A 2 I_0 \cos [(2d/\lambda) \sin \theta + \alpha/2] \quad \text{Ec. (4.3)}$$

Donde:

$$(2na/\lambda) = \text{espaciamiento en } ^\circ \text{ eléctricos } (a^\circ)$$

Para antenas alimentadas en fase ( $\alpha = 0$ )

$$E_t = A 2 I_0 \cos (a^\circ \sin \theta) \quad \text{Ec. (4.4)}$$

Para antenas alimentadas en oposición de fase:

$$E_t = A 2 I_0 \cos (a^\circ \sin \theta + 90^\circ)$$

$$\text{pero } \cos (\theta + 90^\circ) = - \text{Sen } \theta$$

$$E_t = - A 2 I_0 \text{ Sen } (a^\circ \sin \theta) \quad \text{Ec. (4.5)}$$

#### Análisis del Arreglo de dos pares de antenas.

Las antenas del primer par están alimentadas en fase y generan un patrón dado por la Ec. (4.4), las del segundo par están alimentadas

en oposición de fase y tienen un patrón dado por la Ec.(4.5). Analizando las ecuaciones se observa que existe un desfase de  $90^\circ$  entre los campos radiados por cada par de antenas.

La fase entre estos dos campos puede controlarse mediante una alimentación adecuada de las antenas considerando a los dos pares en conjunto.

Para facilitar el análisis consideremos a cada par como un solo elemento radiador y llamemos  $\phi_r$  a la fase de RF (Portadora) que alimenta al par en fase y  $(\phi_r + \pi)$  a la fase RF que alimenta al par en contrafase. Las ecuaciones considerando la fase de Radio Frecuencia puede escribirse como:

$$E_1 = K \cos \alpha \int \phi_r \quad \text{Ec. (4.6)}$$

$$E_2 = K \cos (\alpha + 90^\circ) \int \phi_r + \pi \quad \text{Ec. (4.7)}$$

Donde:

$E_1$  = Campo radiado por el par 1.

$E_2$  = Campo radiado por el par 2.

$K = A^2 I_0$ .

$\alpha = a^0 \cos \theta$ .

Analizaremos tres casos tomando como referencia al par 1.



19 Caso si  $\gamma = 0$  quiere decir que el par 1 y el par 2 son alimentados en fase. El campo E2 estará atrasado  $90^\circ$  con respecto a E1. Por lo tanto se dice que los campos E1 y E2 estarán en Cuadratura.

$$I_{c1} = \cos \omega t \Rightarrow E1 = K \cos \left( \omega t + \frac{\pi}{2} \right) \hat{r}$$

$$I_{c2} = \cos \omega t \Rightarrow E2 = K \cos (\omega t + 90^\circ) \hat{r}$$

20 Caso si  $\gamma = -90^\circ$  quiere decir que el par 2 está adelantado  $90^\circ$  con respecto al par 1 y los campos E1 y E2 estarán en fase en el espacio.

$$I_{c1} = \cos \omega t \Rightarrow E1 = \operatorname{Re} [K e^{j(\omega t + \frac{\pi}{2})}]$$

$$I_{c2} = \cos(\omega t - 90^\circ) \Rightarrow E2 = \operatorname{Re} [K e^{j(\omega t + 90^\circ + \frac{\pi}{2} - 90^\circ)}]$$

Hallando la parte real :

$$E1 = K \cos \left( \omega t + \frac{\pi}{2} \right) \hat{r}$$

$$E2 = K \cos \left( \omega t + \frac{\pi}{2} \right) \hat{r}$$

39 Caso si  $\gamma = +90^\circ$  el par 2 está atrasado  $90^\circ$  con respecto al par 1 y las componentes radiadas estarán en oposición de fase.

$$I_{c1} = \cos \omega t \Rightarrow E1 = \operatorname{Re} [K e^{j(\omega t + \frac{\pi}{2})}]$$

$$I_{c2} = \cos(\omega t + 90^\circ) \Rightarrow E2 = \operatorname{Re} [K e^{j(\omega t + \frac{\pi}{2} + 180^\circ)}]$$

Hallando la parte real si  $\cos(180^\circ + a) = -\cos a$

$$E1 = K \cos (\omega t + \frac{\pi}{2})$$

$$E2 = -K \cos (\omega t + \frac{\pi}{2})$$

En conclusión:



### 4.3.2 ARREGLO DE ANTENAS ALFORD.

Este arreglo permite explicar cómo se obtiene el patrón final de Localizador.

#### A. Esquema de un antena de lazo Alford.

La antena Alford consiste en un lazo cuadrado de corriente formado a partir de dos dipolos eléctricos, doblando cada brazo del dipolo en su centro y alimentados en contrafase de tal forma que la corriente en su periferia circule en el mismo sentido (fig. 4.2).



fig.4.2 Esquema y patrón de una antena Alford.

### B. Esquema del arreglo Alford

El arreglo está formado por cuatro pares de lazos. El primer par separado una distancia inferior a media longitud de onda es alimentado por la señal CSB con corrientes de igual magnitud y fase.

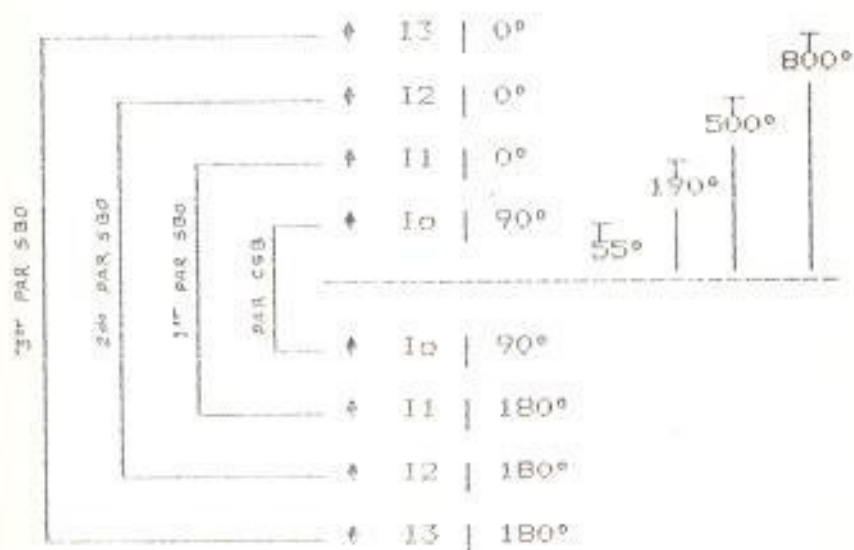


fig. 4.3 Arreglo de 8 Lazos Alford.

Los tres pares restantes separados por distancias superiores a media longitud de onda son alimentados por la señal SBO con corrientes de diferente magnitud y en oposición de fase. Las corrientes CSB y SBO estarán en cuadratura, puesto que existe un desfase de  $90^\circ$ . Esto asegura que el campo radiado esté en la relación de fase apropiada como se verá posteriormente en la Sec. 4.4

### C. Patrón CSB

La señal CSB es radiada por el par central distanciados  $110^\circ$  eléctricos y alimentados con corrientes de igual magnitud y fase; ésta señal está formada por dos componentes la Portadora  $E_c$  y las Bandas Laterales  $E_{cs}$ . Sus amplitudes están relacionadas por el índice de modulación de forma que  $m = E_{cs}/E_c = 0.2$ . Lo cual implica que aunque la forma del patrón de radiación sea la misma para las dos componentes, la amplitud relativa de la portadora será 5 veces mayor que la amplitud de las Bandas Laterales.

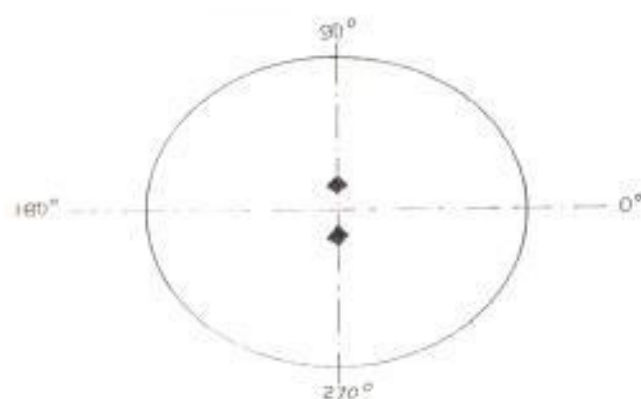


fig.4.4 Patrón de Radiación CSB generado por el par central.

Su patrón estará dado por la Ec. (4.8) y representado en la figura 4.4.

$$E_{cs} = 129 \text{ Cos } (55^\circ \text{ Sen } \theta) \quad \text{Ec. (4.8)}$$

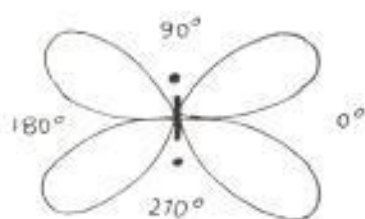
$$E_c = 5 E_{cs} \quad \text{Ec (4.9)}$$

#### D. Patrón SBO.

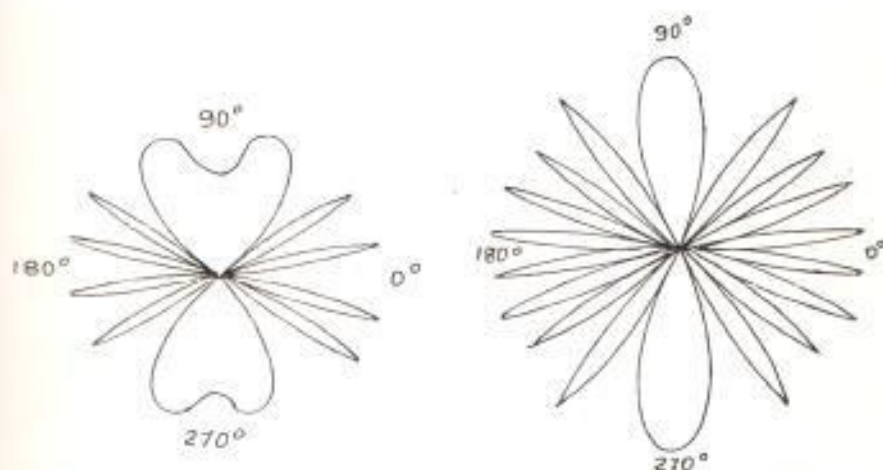
El diagrama para la señal SBO se obtiene por la superposición de tres diagramas correspondientes a los tres pares restantes del arreglo alimentados con una distribución de corriente gradual con valores relativos de 1,0 0,5 0,3 para el primero segundo y tercer par respectivamente. Los elementos de cada par son alimentados en oposición de fase guardando la misma relación de fase con los elementos adyacentes en cada brazo del arreglo como se indica en la figura 4.3.

El primer par con una separación igual a  $3\lambda/2$  eléctricos genera el diagrama con un nulo en el eje del patrón (fig. 4.5 a) ) y cuatro lóbulos en fases opuestas alternadamente indicando con signos (+) y (-) las inversiones de fase en  $180^\circ$  al pasar por un nulo. El objetivo de indicar cuándo se está a la derecha o izquierda del eje del patrón exige que el un lóbulo del patrón SBO esté en fase con el lóbulo del patrón CSP y el lóbulo adyacente en oposición de fase, esto requiere que las corrientes CSP estén en cuadratura ( $\pm 90^\circ$ ) con las corrientes SBO en cada lado de arreglo.



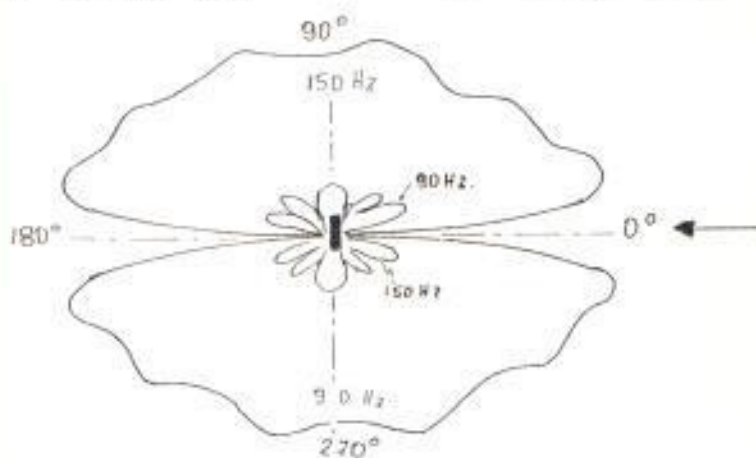


a) 1 par SBD



b) 2 par SBD

c) 3 par SBD



d) Diagrama final SBD

fig. 4.5 Diagramas de radiación de los pares SBD.

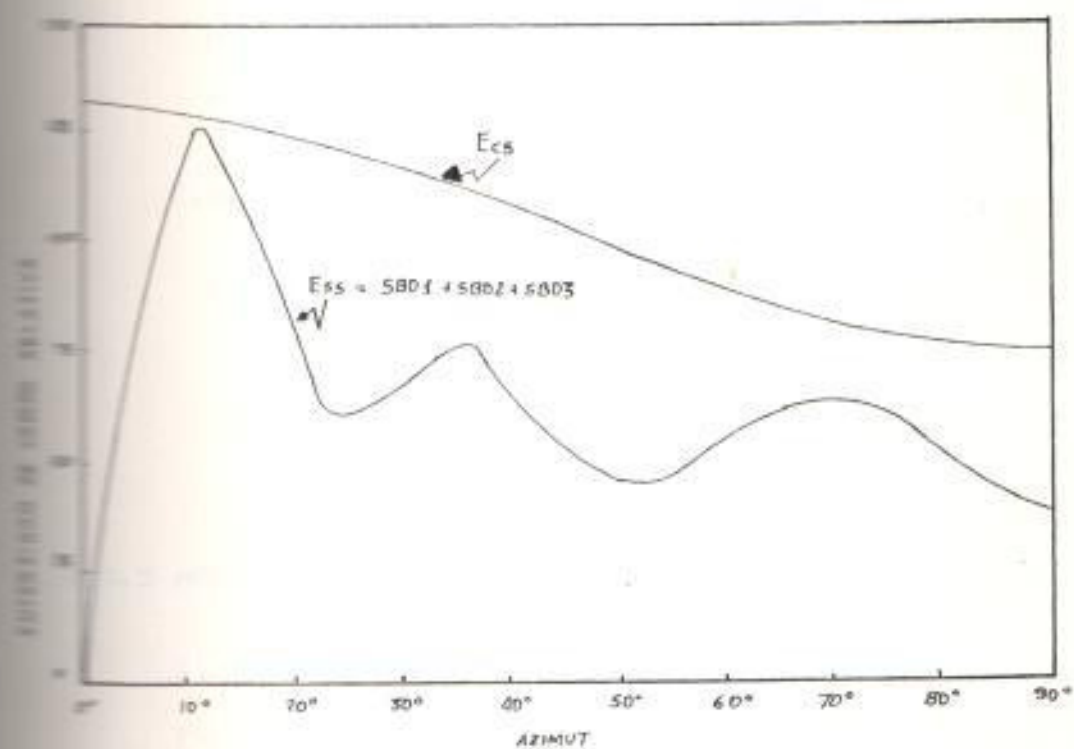
En principio bastaría el primer par SBD para cumplir con los objetivos de la Sec 4.1 pero las normas exigen que la intensidad de la señal SBD en la zona pegada al eje del patrón crezca linealmente a partir del nulo hasta alcanzar un 10% de la portadora a  $\pm 10^\circ$  del eje del patrón; para obtener una variación lineal de la DDN de modo que llegue a 0,18 a  $\pm 10^\circ$  del eje. Este es el motivo por el que no basta el único par de antenas con el cual el crecimiento es en forma desordenada en la perpendicular a la pista con modulaciones muy superiores al 100%, lo que produciría extrañas señales, además de la necesidad de gran potencia. Los dos pares siguientes ayudan a cumplir con estos requisitos.

El segundo y tercer par están espaciados a distancias superiores a una longitud de onda lo que hace que el número de lóbulos se incremente de tal forma que para el segundo par con una distancia de  $1000^\circ$  contenga 8 lóbulos y el tercer par con un espaciamiento de  $1600^\circ$  contenga 16 lóbulos. Estos patrones están dados por:

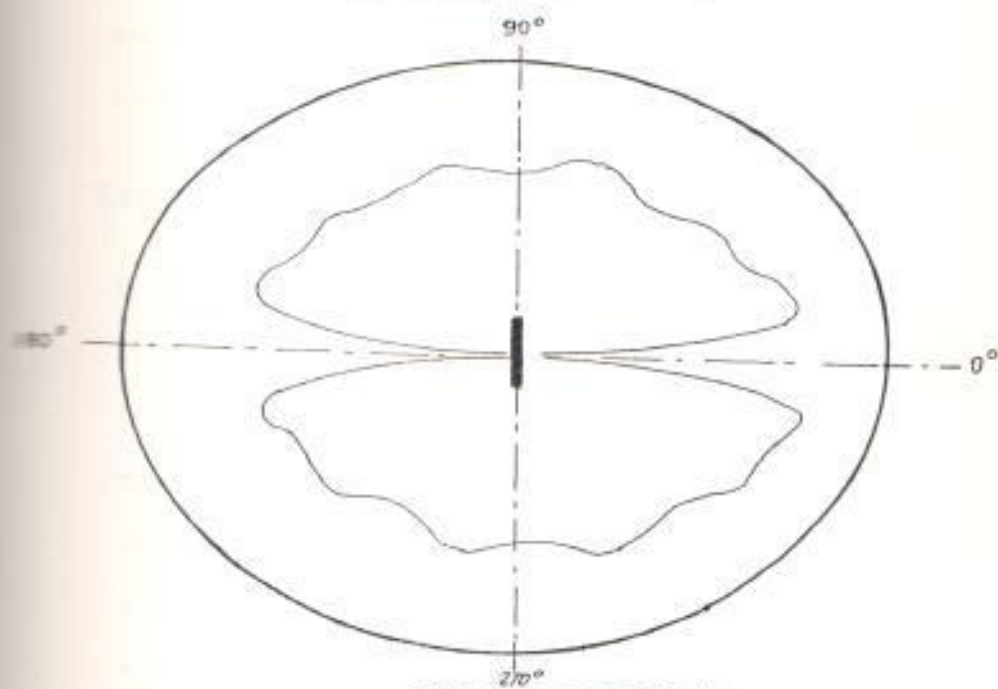
$$Ess1 = 100 \text{ Sen } (170^\circ \text{ Sen } \theta ) \quad \text{Ec. (4.10)}$$

$$Ess2 = 50 \text{ Sen } (500^\circ \text{ Sen } \theta ) \quad \text{Ec. (4.11)}$$

$$Ess3 = 30 \text{ Sen } (800^\circ \text{ Sen } \theta ) \quad \text{Ec. (4.12)}$$



a) Diagrama rectangular



b) Diagrama polar

fig.4.6 Diagrama final de la estación Localizadora ALford.

El diagrama final de la señal SBO se obtiene por la superposición de los tres diagramas mencionados (fig.4.5 d)).

#### E. Diagrama final.

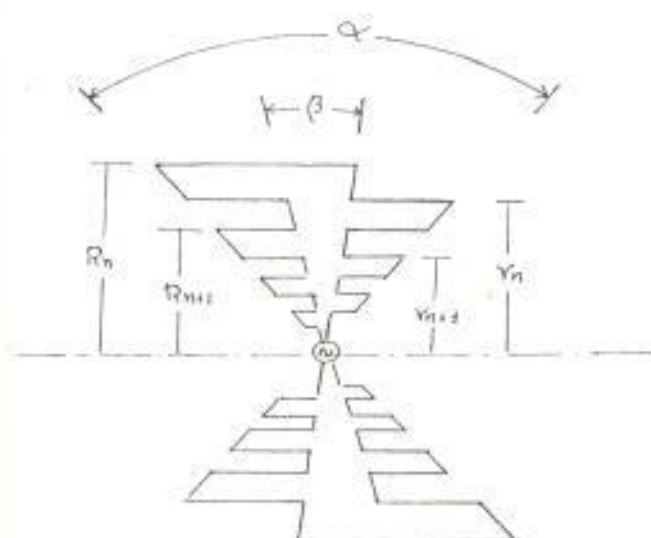
El diagrama final que forma el Rumbo del Localizador está dado por la superposición de los dos diagramas CSB y SBO como se indica en la figura 4.6.

### 4.3.3 ARREGLO DE ANTENAS DE DIPOLOS LOG. PERIODICOS.

El arreglo de antenas de Dipolos Logarítmicos Periódicos (DLP) a diferencia del Alford es un sistema altamente directivo gracias a que el patrón individual de cada antena DLP posee ya una considerable directividad.

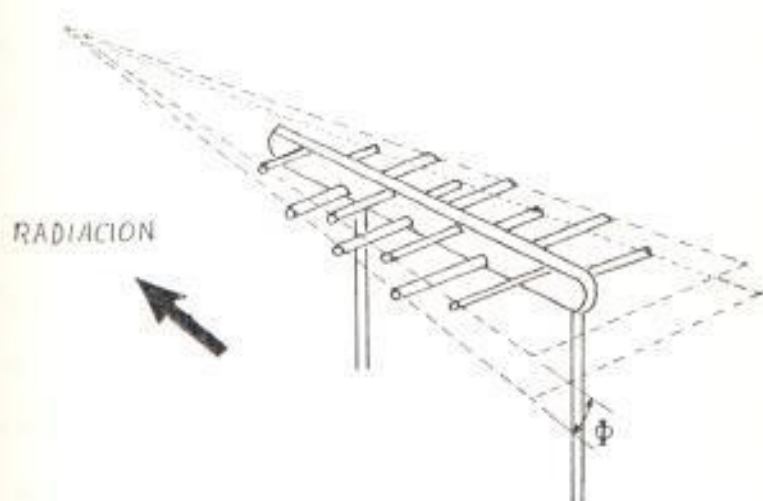
#### Esquema de una antena DLP.

El patrón de radiación y la impedancia en el caso de las antenas lineales estaban determinados por la forma física de la antena y de sus dimensiones evaluadas en longitudes de onda. Si arbitrariamente basándonos en un dipolo eléctrico construimos un sistema de antenas a escala para que cada dipolo sea resonante en cada canal de operación y lo montamos en una sola estructura. Esta antena resultante tendrá



$$\mathcal{T} = \frac{R_{n+1}}{R_n} \quad Y_n = \sqrt{\mathcal{T} R_n}$$

a) Estructura de Dientes trapezoidales.



b) Estructura de dipolos

fig. 4.7 Estructuras de una antena Log.Periódica.



propiedades independientes de la frecuencia de operación y su forma podrá ser especificada completamente solo por su ángulo, y si colocamos los dipolos uno a continuación de otro esta antena tendrá propiedades independientes de la frecuencia.

En la práctica los dipolos pueden montarse espaciadamente sobre la estructura con un factor de escalamiento  $r$ , obteniéndose las mismas propiedades tanto a la frecuencia  $f$  como a la frecuencia  $rf$ , pero de tal forma que el patrón y la impedancia varíen periódicamente con el logaritmo de la frecuencia dentro de este intervalo ( $f - rf$ ). Las antenas obtenidas bajo este principio son llamadas logarítmicas periódicas.

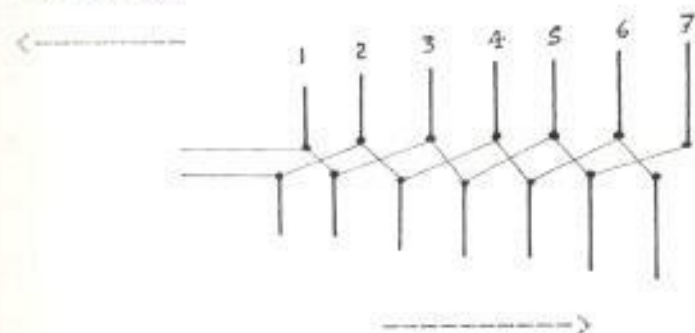
Una estructura trapezoidal como la de la fig. 4.7 a) presenta propiedades periódicas con el logaritmo de la frecuencia en la cual la impedancia varía con período  $1/2$  ( $\ln r$ ) y el patrón con período  $\ln(r)$ . El patrón bidireccional de esta estructura puede convertirse en direccional al doblar los dos brazos formando un ángulo  $\xi$ .

Si reemplazamos los dientes de esta estructura por dipolos resonantes y doblamos sus brazos obtendremos la antena DLP de la fig. 4.7 b),

que será utilizada como elemento del arreglo.  
La estructura de esta antena permite controlar el patrón tanto en el plano horizontal mediante " $\alpha$ " y " $\gamma$ " como en el plano vertical mediante " $\delta$ ".

El punto más conveniente para alimentar la antena es el vértice para lograr una mejor distribución de las corrientes en todos los elementos de la antena y equilibrar la impedancia de la misma. De tal forma que la antena pueda ser alimentada con una línea de transmisión balanceada conectada al dipolo más cercano al vértice.

Radiación



Decremento de fase

fig. 4.8 Alimentación de la antena DLP.

Para que un máximo ocurra en la línea del arreglo la diferencia de fase entre las corrientes que alimentan a cada dipolo deberá ser igual a la distancia que los separa. Es decir la fase

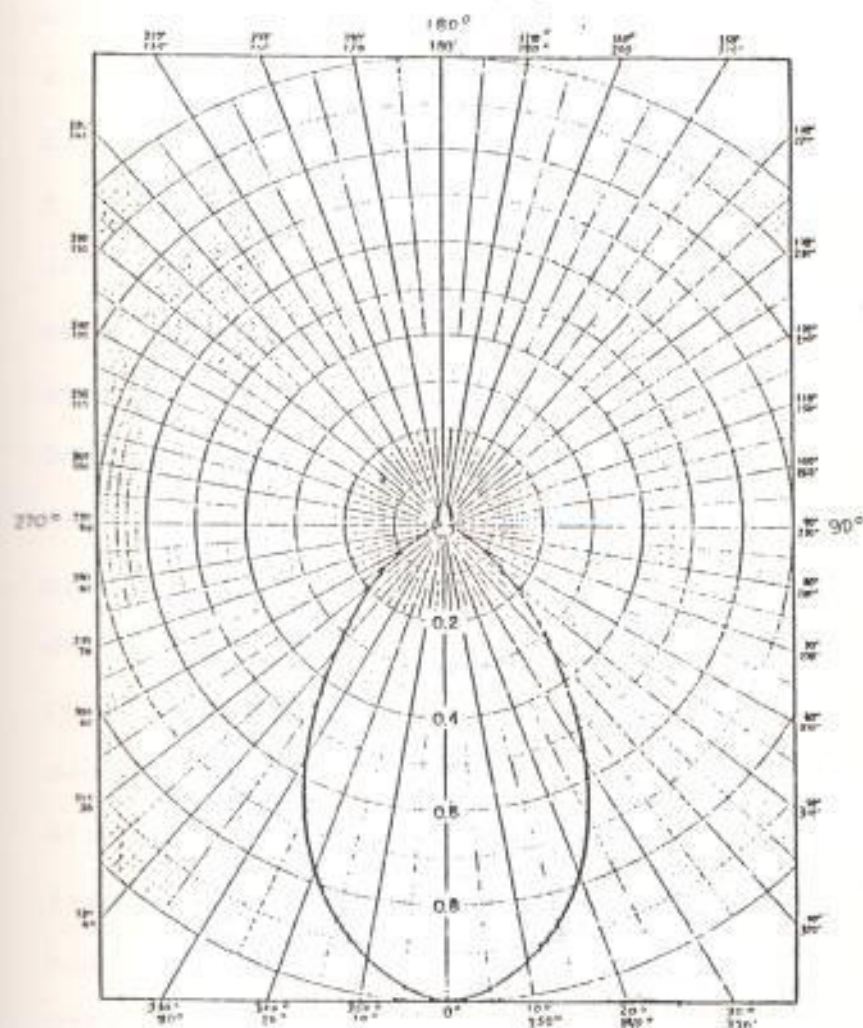
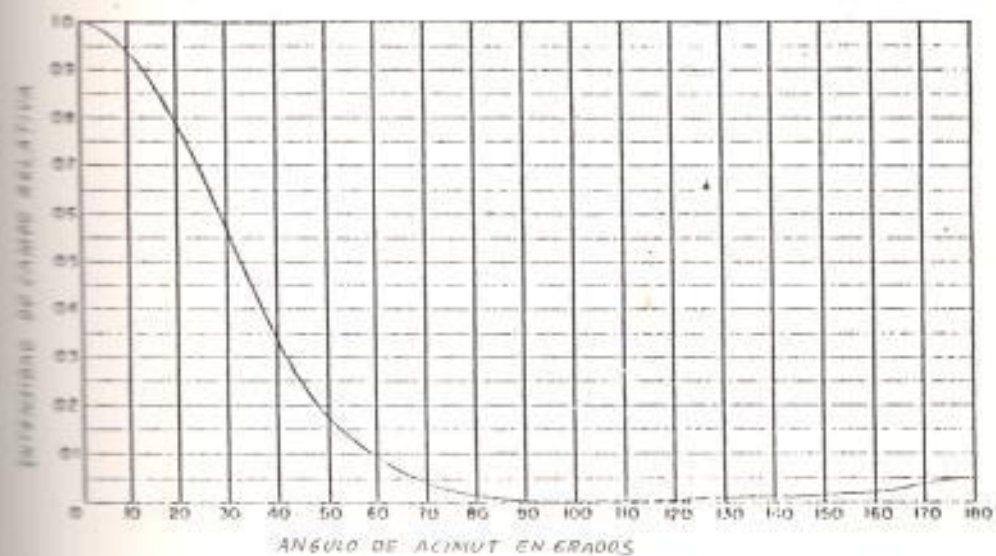


Fig 4.9 Patrón de una antena DLP (Plano E) sin curso Posterior.

deberá incrementarse linealmente en la dirección de radiación o lo que es lo mismo decrementarse en dirección opuesta.

El decremento de fase aparece entonces como un requisito básico en el funcionamiento de la antena DLP. Esto se consigue alimentando alternadamente los dipolos como se indica en la figura 4.8.

Con este tipo de antena compuesto de 7 dipolos con una longitud de 2.75 m de largo y 127 cm de ancho se consigue el patrón horizontal (plano E) de la figura 4.9, con un ancho del haz de  $\pm 23^\circ$  y una relación Antero/Posterior (Front to Back) cercana a los 26 dB en la banda de frecuencia del Localizador con un acoplamiento mutuo excelente ( $-30$  dB o menos).

Debido al pequeño rango de frecuencias del Localizador (108 a 112 Mhz) no se aprovecha a plenitud las características de independencia de la frecuencia de estas antenas, pero permite conseguir gran estabilidad en una amplia variedad de condiciones climáticas.

Alterando la longitud de los 6 dipolos mas alejados del vértice, se observa que el ancho del haz principal se mantiene aproximadamente a  $\pm 23^\circ$  y el nivel de RF a los  $\pm 90^\circ$  es relativamente bajo pero la relación Antero/Posterior



llega a los 12 dB generándose un nivel significativo de señal posterior, utilizable para crear el curso posterior del Localizador. Por lo tanto existen dos clases de antenas DLP, las con curso posterior y las sin curso posterior, identificándolas por su asimetría en la longitud de los dipolos.

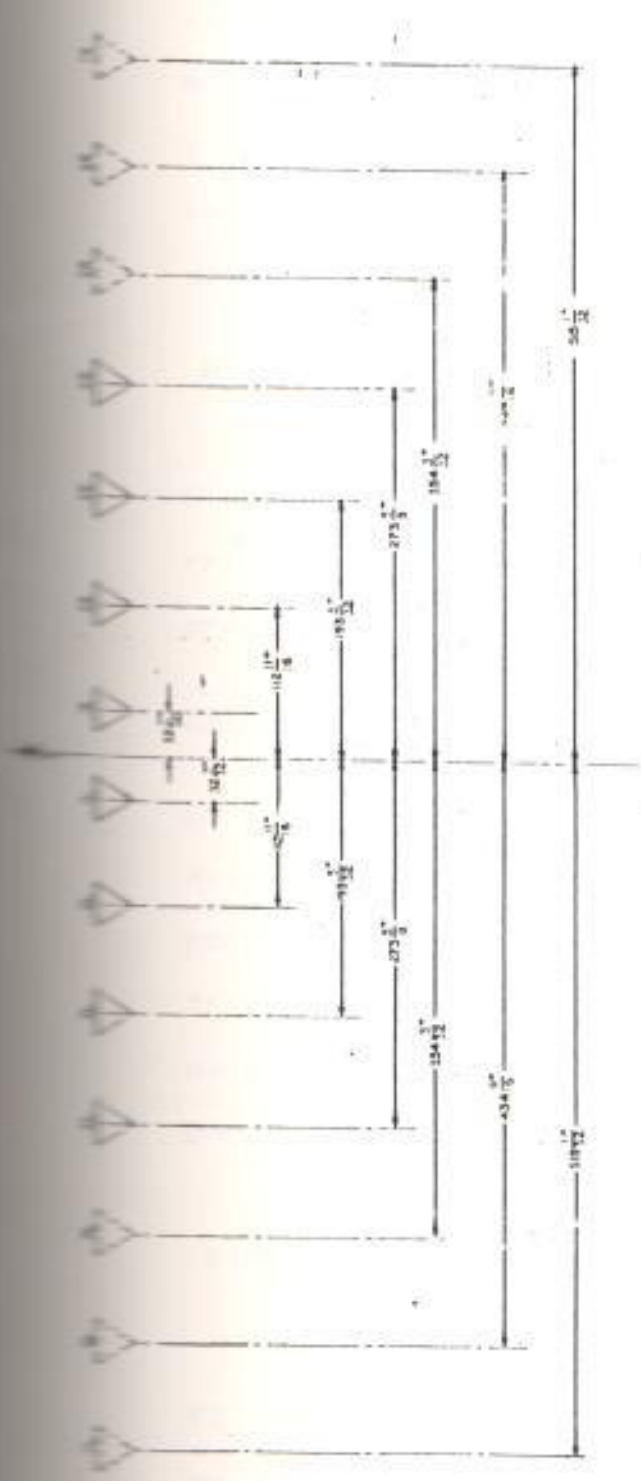
#### Esquema del Arreglo DLP.

Existen dos sistemas; el de apertura angosta con 8 antenas DLP y el de apertura ancha con 14 antenas DLP cada una montada sobre un soporte de aproximadamente 1,83 m (6 pies) sobre tierra como en el caso de Guayaquil o sobre una plataforma como en el caso de Quito. Con un espaciamiento indicado en la figura 4.10. Cada uno de los 7 pares es alimentado tanto por la señal CSB como por la señal SPD con una distribución de corrientes indicada en la misma figura. En el aeropuerto Simón Bolívar se encuentra instalado el arreglo de 14 elementos.

#### Patrón CSB

El patrón CSB es radiado por cada par alimentado con igual amplitud y fase. El diagrama de radiación para c/u de los 7 pares puede ser calculado a partir de la Ec. (4.4), donde  $K$  es





| CSB DISTRIBUTION |       |       |       | ELEMENTOS |       |       |       |
|------------------|-------|-------|-------|-----------|-------|-------|-------|
| AL               | IL    | IL    | IL    | IL        | IL    | IL    | IL    |
| AMP              | 0.053 | 0.143 | 0.183 | 0.000     | 0.002 | 0.183 | 0.18  |
| PHASE            | 0°    | 0°    | 0°    | 0°        | 0°    | 0°    | 0°    |
| SBO DISTRIBUTION |       |       |       |           |       |       |       |
| AMP              | 0.403 | 0.750 | 0.890 | 0.000     | 0.000 | 0.890 | 0.750 |
| PHASE            | 0°    | 0°    | 0°    | 0°        | 0°    | 0°    | 0°    |

| CSB DISTRIBUTION |       |       |       | ELEMENTOS |       |       |       |
|------------------|-------|-------|-------|-----------|-------|-------|-------|
| AL               | IL    | IL    | IL    | IL        | IL    | IL    | IL    |
| AMP              | 0.060 | 0.172 | 0.234 | 0.000     | 0.000 | 0.234 | 0.172 |
| PHASE            | 0°    | 0°    | 0°    | 0°        | 0°    | 0°    | 0°    |
| SBO DISTRIBUTION |       |       |       |           |       |       |       |
| AMP              | 0.118 | 0.379 | 0.528 | 0.000     | 0.000 | 0.528 | 0.379 |
| PHASE            | 0°    | 0°    | 0°    | 0°        | 0°    | 0°    | 0°    |

fig. 4.10 Arreglo de antenas DLP espaciamento y distribución de corrientes.

el patrón individual de cada antena DPL dado en la figura 4.9. Así por ejemplo para el acimut  $0^\circ$   $k = 1$ , para el Ac.  $45^\circ$   $k = 0.25$  etc. y el diagrama final estará dado por la suma de las contribuciones de los 7 pares en la ecuación:

$$E_{cs} = K I \sum_{n=1}^7 2 \ln \cos(A_n \theta \sin \Theta) \quad \text{Ec. (4.13)}$$

El espaciamiento  $A_n$  y la amplitud de las corrientes se indica en la figura 4.10 y el gráfico en la figura 4.11.

#### Patrón SBO

La señal SBO es también radiada por los 7 pares alimentados con corrientes de igual magnitud pero con  $180^\circ$  de desfase. Análogamente el patrón puede determinarse a partir de la Ec. (4.5) para luego sumar las contribuciones de los 7 pares y obtener el patrón final:

$$E(\text{SBO}) = 2K I \sum_{n=1}^7 \ln \sin(A_n \theta \sin \Theta) \quad | \quad \theta + 90^\circ \quad \text{Ec. (4.14)}$$

El espaciamiento  $A_n$  y la amplitud se indican en la figura 4.10 y el gráfico en la figura 4.11.

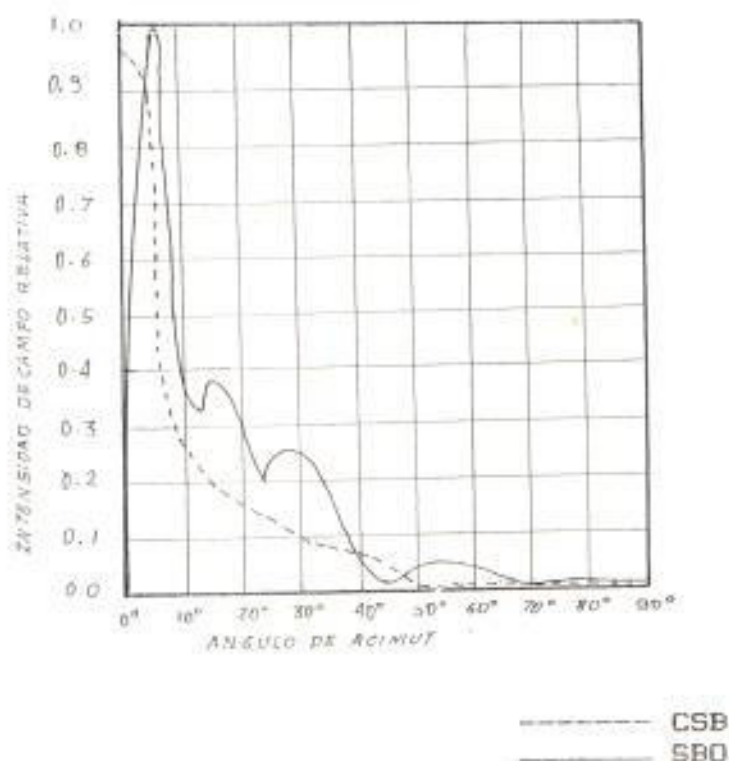


fig. 4.11 Diagrama final del arreglo de 14 elementos DLP.

#### LA SEÑAL EN EL ESPACIO.

Toda la información que el Localizador proporciona depende de las Amplitudes y Fases de las señales CSB y SBO irradiadas al espacio, con la información contenida en sus respectivas bandas laterales.

#### 4.4.1 FASES RELATIVAS Y FORMACION DEL RUMBO.

##### A. Fases de los tonos moduladores (90 y 150 Hz).

Los tonos que modulan la portadora de la señal CSB deben estar en fase, con un índice de modulación  $m = 0.2$  (20%). El espectro de

su portadora  $E_c$  y sus bandas laterales  $E_{cs}$  se indica a continuación:

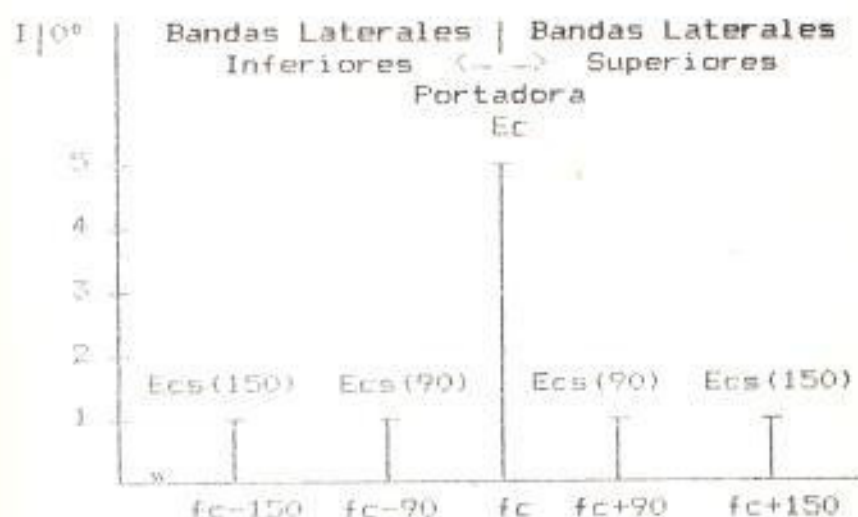


fig 4.12 Espectro de la señal CSB.

La fase de los tonos que modulan la portadora de la señal SSB antes de suprimirse en relación a los tonos que modulan la portadora CSB debe ser tal que los tonos de 150 estén en fase y los de 90 en oposición de fase como se observa comparando las figuras 4.12 y fig. 4.13.

En el receptor se compara los voltajes totales para cada tono  $E(150)$  y  $E(90)$  mediante el índice de modulación total.

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

y  $DDM = M(90) - M(150)$  Al lado izquierdo

$DDM = M(150) - M(90)$  Al lado derecho

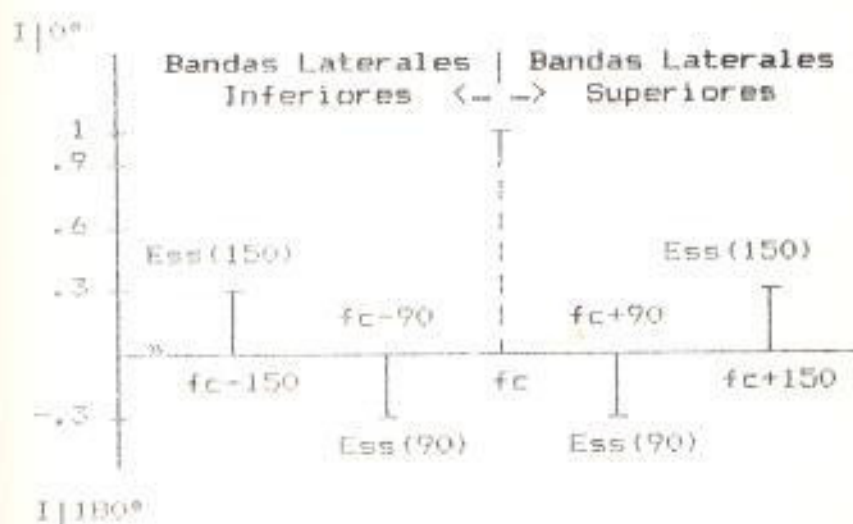


fig 4.13 Espectro de la señal SBD.

Si la fase relativa de uno de los dos tonos no fuese invertida antes de ser radiada, la suma  $E_{cs}(150) + E_{ss}(150)$  será igual a la suma  $E_{cs}(90) + E_{ss}(90)$  en todos los acimuts, tanto al lado derecho como al lado izquierdo y no podría formarse el rumbo del Localizador puesto que  $M(90) = M(150)$  y  $DDM = 0$  en todos los puntos. Mas cuando uno de los tonos está en oposición de fase. El voltaje en el receptor de las bandas laterales totales según la modulación espacial para un punto ubicado al lado derecho será:

$$E(150) = E_{cs}(150) + E_{ss}(150)$$

$$E(90) = E_{cs}(90) - E_{ss}(90)$$

$$DDM = M(150) - M(90)$$

$$DDM = E(150)/E_c - E(90)/E_c$$



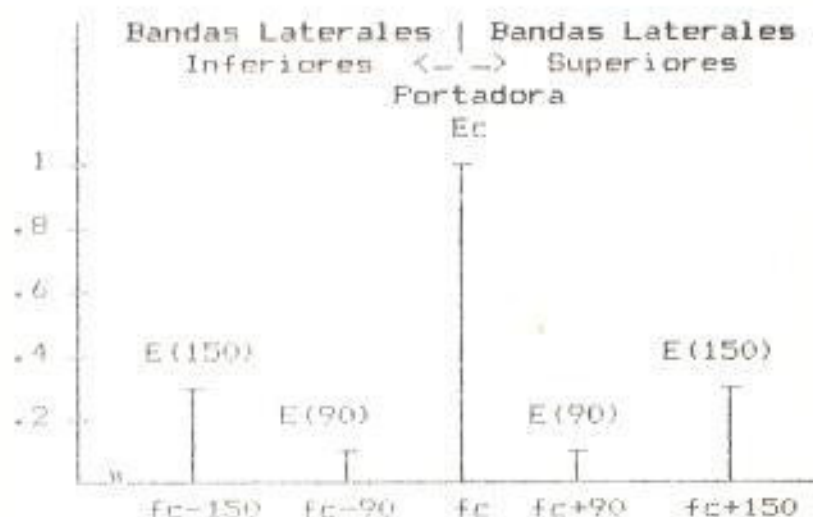


fig. 4.14 Resultado de la Modulación Espacial.

De donde puede observarse la predominancia de la señal  $E(150)$  al lado derecho.

Al lado izquierdo sucede lo contrario debido a la inversión de fase de  $180^\circ$  al pasar por el nulo:

$$E(150) = E_{cs}(150) - E_{ss}(150)$$

$$E(90) = E_{cs}(90) + E_{ss}(90)$$

$$DDM = M(90) - M(150)$$

$$DDM = E(90)/E_c - E(150)/E_c$$

#### B. Fases Relativas entre las señales de RF.

Se trata de la relación de fase entre los campos de la señal CSB y de la señal SBO con respecto a la corrientes que los generan. Al analizarse la sección 4.3.1 puede concluirse

que la fase entre las corrientes que alimentan los pares SBD ( $I_{ss}$ ) en relación a la fase de las corrientes que alimentan los pares CSB ( $I_{cs}$  e  $I_{cs}$ ) puede regularse mediante un control de fase ( $\gamma$ ) de las corrientes  $I_{ss}$  que varíe entre  $-90^\circ$  y  $+90^\circ$  pasando por  $0^\circ$  de forma que:

$$I_{cs} = I_1 \cos \omega t \quad \Rightarrow \quad E_{cs} = E_1 \cos \kappa \quad | \quad \bar{\omega}t$$

$$I_{ss} = I_2 \cos(\omega t + \gamma) \quad \Rightarrow \quad E_{ss} = E_2 \cos(\kappa + 90) \quad | \quad \bar{\omega}t + \gamma$$

El requisito para una operación normal es que los campos  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$  estén en fase para lo cual se deberá alimentar los pares SBD con  $90^\circ$  de adelanto de fase ( $\gamma = -90^\circ$ ) que equivale a decir que las corrientes  $I_{cs}$  deberán recorrer una distancia de cuarto de onda mayor que las corrientes  $I_{ss}$ . En estas condiciones la DDM depende solamente de la intensidad de los campos  $E_{ss}$  y  $E_{cs}$ , de tal forma que si  $E_{cs}$  es mayor que  $E_{ss}$ , la DDM puede ser calculada a partir de la Ecuación  $DDM = 20 \log E_{ss}/E_{cs}$ .

Cuando los pares SBD son alimentados en fase con los pares CSB, existe una relación de cuadratura entre los campos  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$ ; y de acuerdo al análisis del siguiente diagrama fasorial:



Si asumimos que:

$$E_1 = E_2 \quad \text{entonces} \quad E(90) \text{ y } E(150) = 0$$

Por lo tanto  $DDM = 0$  para todos los puntos del espacio. Este hecho puede usarse para poner en fase las corrientes que alimentan los pares portando las señales CSB y SBO, colocando un receptor en un punto determinado y provocando una relación de cuadratura de las señales  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$ , al igualar la longitud del recorrido de las dos corrientes  $I_{cs}$  e  $I_{ss}$  mediante una línea de cuarto de onda (en la señal SBO). En estas condiciones el receptor deberá indicar  $DDM=0$  (corriente de deflexión = 0  $\mu A$ .) si las señales han estado en la fase correcta, de lo contrario cualquier desviación de este valor será proporcional al desfase ( $\theta$ ) existente entre estas dos señales, con una tolerancia de  $\pm 10 \mu A$ . Una vez que mediante el control de fase en el transmisor se han realizado los ajustes necesarios podrá retirarse la línea de cuarto de onda

para que el equipo vuelva a la condición normal de operación.

Cuando los pares SED se alimentan con  $90^\circ$  en atraso de fase ( $\tau = +90^\circ$ ) con los pares CSB, los campos  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$  están en oposición de fase, por lo tanto se invierte el sentido de deflexión del puntero indicador. Este hecho puede utilizarse para comprobar la simetría en la profundidad de modulación. Por ejemplo colocando el receptor en un punto fijo al lado de 150 Hz y en condiciones normales de operación (Campos en Fase) el receptor marcará el valor de la DDM para ese punto y éste valor corresponderá al tono de 150 ; luego sin mover el receptor provocamos la inversión de los campos con una línea de cuarto de onda (en la señal CSB), el puntero se desplazará en sentido contrario y su valor corresponderá al tono de 90 Hz. Comparando estos dos valores puede tenerse una indicación del balance de modulación.

En general si llamamos  $\phi$  al ángulo de desfase entre los campos  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$  la DDM se podrá expresar como:

$$DDM = 2m E_{ss}/E_{cs} \cos \phi. \quad \text{Ec. (4.10)}$$

Otro método de faseamiento podría consistir en comprobar bajo condiciones normales de operación si las corrientes están en cuadratura, conectando un receptor DDM portátil en las líneas de alimentación de las antenas; este receptor sensará las corrientes  $I_{cs}$  e  $I_{ss}$  las cuales si están en cuadratura darán como resultado una lectura de 0  $\mu A$  o cero DDM; aplicando la misma Ec.(4.10) a estas corrientes.

#### 4.2 AMPLITUDES RELATIVAS DE LA SEÑALES DE RF.

El diagrama de radiación de la señal CSB tiene su intensidad máxima en el azimut  $0^\circ$  que está sobre la línea central de la Pista. El diagrama de la señal SSB tiene un nulo en  $0^\circ$  y otro en  $180^\circ$ . Los dos diagramas tienen una distribución simétrica de las energías  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$  a cada lado del eje de la pista. Esto permite que la deflexión del indicador varíe simétricamente a cada lado del eje. Así la DDM a  $2^\circ$  a la derecha tiene el mismo valor a  $2^\circ$  a la izquierda y variará linealmente entre  $0^\circ$  y  $4^\circ$ .

#### DDM del Localizador:

El cálculo de la DDM del Localizador puede efectuarse aplicando la Ec.(4.10) en condicio-



nes normales de operación es decir cuando  $E_{cs}$  es mayor que  $E_{ss}$ . Donde estos valores están dados por el patrón final de radiación de la figura 4.11. En un caso anormal donde  $E_{cs} < E_{ss}$  de acuerdo con la Ec. (3.26)  $DDM = 2m$ . Puesto que  $m = 0.2$  entonces  $DDM = 0.4$ .

#### Ancho del Curso:

En la región cercana al acimut  $0^\circ$  la señal  $E_{ss}$  (SBD) varía linealmente con el desplazamiento angular ( $\theta$ ). Y la amplitud de la señal  $E_{cs}$  es mayor y se mantiene aproximadamente constante, por lo tanto la DDM variará linealmente desde 0 hasta un valor igual a 0.155 a cada lado del acimut  $0^\circ$ . Al sector limitado por los ángulos de acimut  $\pm \theta$  para el cual se alcance este valor de 0.155 DDM (Equivalente a 150  $\mu A$  en la corriente de deflexión) se lo define como "Ancho del Curso del Localizador".

El Ancho del Curso se ajusta de acuerdo a la longitud de la pista de tal forma que en el umbral tenga sus límites a 213,36 m (700 pies) pero no debe exceder de  $6^\circ$  ni ser menor de  $3^\circ$ .

Es dentro de estos límites donde ocurre la plena deflexión del puntero vertical del indicador de a bordo.

El ancho del curso puede regularse mediante el

control de potencia de la señal SBO, de tal forma que cuando ésta aumenta, disminuye el ancho del curso y viceversa.

#### Ancho del Curso y Casos Anormales de DDM:

El aumentar la potencia de la señal SBO para disminuir el ancho del curso implica un incremento de la señal Ecs, esto puede ocasionar que en ciertos puntos fuera del ancho del curso su intensidad sobrepase al valor de Ecs en esos puntos, teniendo un caso de DDM anormal. Estos puntos aumentan al disminuir el ancho del curso y viceversa.

#### Ancho del Curso y Variaciones de Fase de RF.

La DDM depende directamente de la fase de RF de las señales CSB y SBO, como así lo indica la Ec. (4.10), de tal forma que cualquier desviación de fase del valor nominal de operación ( $\theta = 0^\circ$ ) origina una disminución de la DDM y con ella un ensanchamiento del ancho del curso. Por lo tanto, cuando se realiza un faseamiento de las señales RF, es necesario mantener un control del ancho del curso.

#### Margen Fuera de Curso (Clearance).

El término Margen fuera de curso o Margen fuera

de Rumbo o Clarancia, se refiere a las características de la DDM mas allá de los límites del ancho del curso.

En estas regiones fuera del ancho del curso es necesario mantener el puntero indicador en su máxima deflexión como una indicación de la dirección en la que se debe volar. Por lo tanto se requiere que la DDM sea siempre mayor al valor que ocasiona la máxima deflexión en los límites del ancho del curso ( $DDM > 0.155$  ó corriente de deflexión  $> 150 \mu A$ ) hasta los acimuts en que se presta servicio ( $35^\circ$  para el Localizador de Guayaquil).

En los ángulos inmediatamente superiores al ancho del curso el valor de la DDM puede ir creciendo linealmente hasta alcanzar un valor de  $0.150 DDM \pm 10\%$ , y mantenerse este valor en los ángulos restantes.

En la Inspección en vuelo este parámetro se mide en un vuelo orbital entre  $0^\circ$  y  $360^\circ$  de acimut, registrando gráficamente la corriente de deflexión y los puntos de baja DDM ( $< 150 \mu A$ ) que son llamados puntos de baja claridad.

Actualmente este parámetro se verifica entre  $\pm 90^\circ$  dividiendo el área en tres sectores como se verá en el capítulo VI.

### Rumbo Posterior del Localizador:

Cuando las antenas radian energía hacia el acimut  $180^\circ$  se forma el curso posterior y cuando éste se utiliza la aeronave puede aterrizar en dirección contraria a la nominal con las mínimas condiciones de aproximación y aterrizaje, usando solamente el curso posterior del Localizador con un alcance de 2 NM a 600 pies de altura.

La estructura del Curso Posterior tendrá la mismas características de Curso Frontal que se han analizado, con la diferencia que el piloto debe volar en el sentido de la deflexión del puntero indicador, debido al cambio de fase de  $180^\circ$  de los lóbulos SRD al pasar por el nudo central que invierte el sentido de deflexión del puntero.

### SEÑAL SERIAL EN EL RECEPTOR

En la actualidad se han combinado los receptores del VOR y del Localizador con el propósito de ahorrar espacio puesto que los dos comparten la misma banda de frecuencias. Pero es de nuestro interés describir solamente el receptor del Localizador.

El receptor VME del Localizador es un receptor AM del tipo Superheterodino que se describe en el

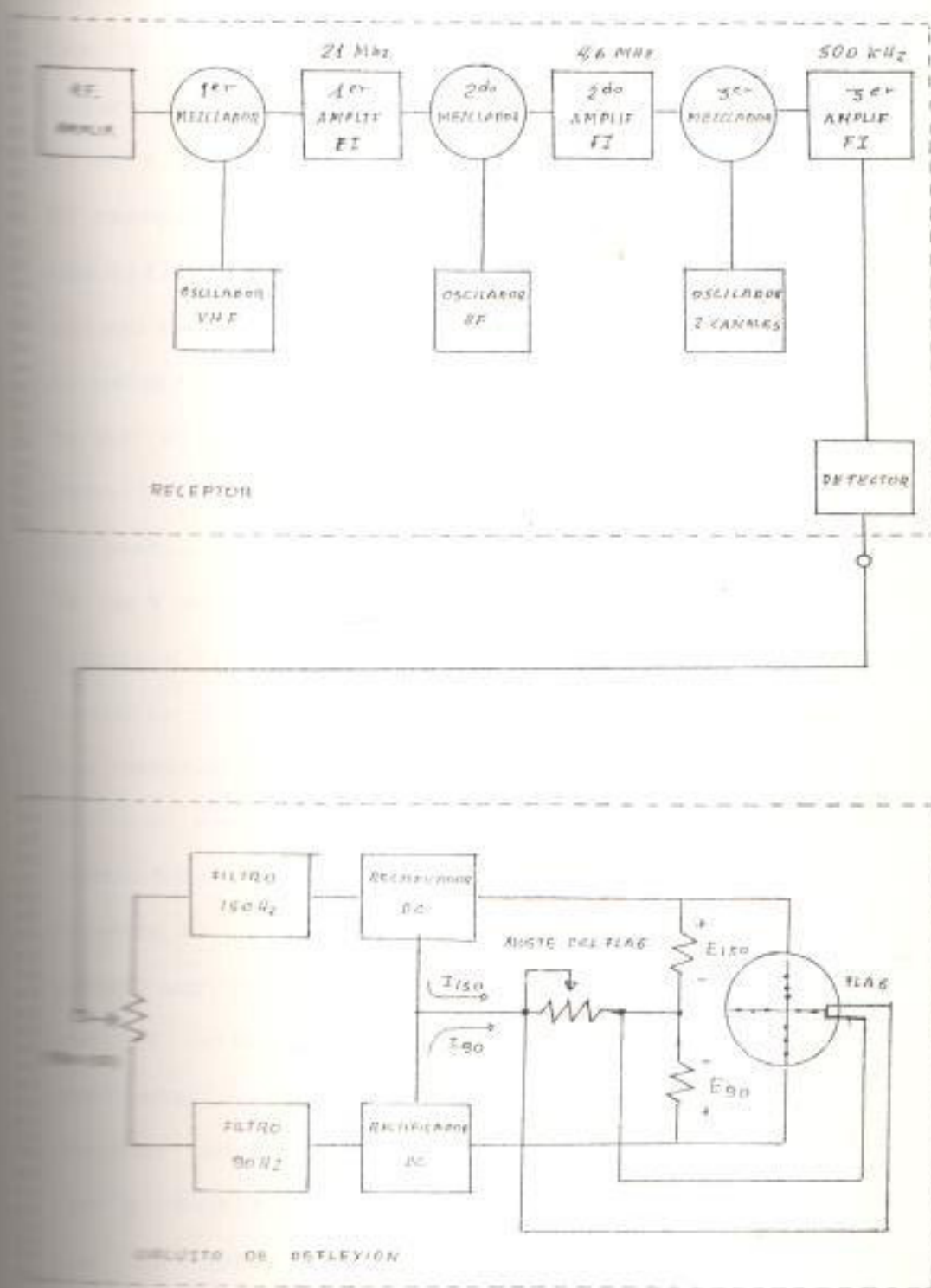


fig. 4.15 Diagrama del Receptor del Localizador.



capítulo III (Sec.3.2) con sección de Radio Frecuencia y de triple conversión como se indica en la figura 4.15 con la primera FI de 21 Mhz, la segunda FI de 4.6 Mhz y la tercera FI de 500 KHz.

El receptor está en capacidad de procesar la señal de identificación, la señal de voz y las señales de guiado de 90 Hz y 150 Hz.

El selector de canales VHF es seleccionado manualmente por el piloto para sintonizar el canal del Localizador respectivo y éste se encargará de sintonizar automáticamente el receptor de la T. de Plano (como se verá en la Sección 5.5) reemplazándose a la vez el circuito de comparación de fase común al VOR por el circuito de deflexión del ILS.

Los osciladores locales están compuestos generalmente de una red de osciladores de cristal y conmutados electrónicamente para seleccionar el adecuado de acuerdo al canal que se esté utilizando. Para luego pasar por un multiplicador de frecuencia hasta obtener el valor de las FI respectivas a la salida del oscilador.

Después de la etapa de amplificación las señales de voz e identificación son demoduladas y filtradas para dar la señal de audio respectiva; las señales de guiado son retroalimentadas para el AGC y pasan a la vez, al circuito de deflexión. Este circuito compara las amplitudes de los tonos de 90 Hz y 150 Hz previa-

mente separadas por los filtros respectivos.

Cada una de estas señales pasan luego por un rectificador de onda completa, dando a su salida una tensión DC positiva, directamente proporcional a la profundidad de modulación de la señal de entrada. Estos valores DC resultantes son aplicados a un circuito comparador y conectados a un medidor, que se trata de un Micro Amperímetro de cero en el centro, que requiere de 150  $\mu$ A para su deflexión total; llamado Indicador de Curso.

Los niveles de intensidad de la señal de entrada utilizados en la comparación son básicamente la energía existente en las bandas laterales. La polaridad de la señal a la salida está determinada por el tono de mayor potencia, de tal forma que si el tono de 150 Hz es mayor el puntero se desviará a la izquierda y lo contrario si el tono de 70 Hz es mayor.

#### Deflexión debida a la Modulación del Transmisor.

Quando la aeronave se encuentra en el eje de Rumbo del Localizador, la única energía que se recibe es la correspondiente a la señal CSB, puesto que la señal SBO tiene un nulo en este acimut, por lo tanto en este punto no ocurre ninguna modulación espacial y la única existente es la efectuada en el transmisor.

En este caso la potencia de los dos tonos son

iguales y su diferencia marcará cero manteniendo el puntero del instrumento en el centro.

### B. Deflexión debida a la Modulación Espacial.

La señal receptada cuando se vuela fuera del eje de vuelo del localizador está formada por la señal CSB y SSB produciéndose el efecto de modulación espacial. Si escogemos los puntos en los que  $m(90) > m(150)$ , el rectificador de 90 Hz tendrá una corriente proporcional a  $I_m(90) + s(90)$  y el de 150 Hz proporcional a  $I_m(150) - s(150)$ , pero como  $s(90) = s(150)$ ,  $I(90)$  se incrementa en "s" y  $I(150)$  disminuye en "s" perdiéndose una dominancia de la corriente del rectificador de 90 Hz. La diferencia de tensión resultante de estas dos corrientes ( $E = E(90) - E(150)$ ) es proporcional entonces a la modulación espacial "s".

Si ahora en lugar de restar sumamos las mencionadas corrientes tendremos una corriente proporcional a la modulación del transmisor ( $m(90) + m(150)$ ) que no depende en absoluto de la modulación espacial, por lo tanto esta corriente puede ser utilizada como una indicación del índice de modulación del transmisor y es calibrada de tal forma que active una alarma cuando sea inferior a 240 pA, por este motivo se la conoce como Corriente de Alarma.

La condición de alarma ocurre cuando la intensidad

de campo de la señal de RF no es suficiente para proporcionar lecturas válidas de deflexión o si el AEC no proporciona el nivel de salida adecuado.

### Calibración del Receptor del Localizador.

Se trata de buscar ahora un valor adecuado de la DDM para una completa deflexión del puntero, para lo cual se establece que la diferencia entre los índices de modulación en el receptor  $M(90)$  y  $M(150)$  correspondan a 4 dB.

Si consideramos que la modulación en el transmisor se ajusta al 20% ( $m = 0,2$ ) y además que  $M(90)$  es mayor que  $M(150)$ , lo cual quiere decir que la señal de 90 Hz debe incrementarse en 2 dB y la de 150 Hz decreamentarse en 2 dB del valor inicial 0,2.

$$2 \text{ dB} = 20 \log y$$

$$0,1 = \log y \quad \Rightarrow \quad y = 1,249$$

donde  $y$  es el valor que debe incrementarse a  $m(90)$  y decreamentarse a  $m(150)$ .

$$M(90) = 1,259 \times 0,2 = 0,2518$$

$$M(150) = 0,2 / 1,259 = 0,1588$$

$$\text{Como: DDM} = 0,2518 - 0,1588 = 0,093$$

Con este valor de  $DDM = 0,093$  se controla la sensibilidad de la deflexión ajustando para una corriente en el indicador de 90  $\mu\text{A}$ .

Como la DDM y la corriente varían linealmente, el

valor de plena deflexión se ajustará para obtener 150  $\mu\text{A}$  y la DDM correspondiente será:

$$\text{DDM} / 0,93 = 150 \mu\text{A} / 90 \mu\text{A}$$

$$\text{DDM} = 0,155$$

La corriente de alarma (Flag) es proporcional a  $a(90) + b(150) = 0,4$  y se calibra para que a este valor corresponda 400  $\mu\text{A}$ . Las lecturas posteriores de esta corriente determinarán el  $m$  del transmisor.

|                         |     |     |     |     |     |     |     |     |      |
|-------------------------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|------|
| Entrada                 |     |     |     |     |     |     |     |     |      |
| RF [ $\mu\text{V}$ ]    | 2   | 5   | 10  | 15  | 20  | 25  | 50  | 100 | 1000 |
| AGC [ $\mu\text{A}$ ]   | 2,6 | 2,4 | 3,6 | 4,1 | 4,3 | 4,8 | 4,9 | 5,0 | 8,9  |
| $\%$                    | 14  | 16  | 18  | 20  | 22  | 24  |     |     |      |
| Flag. [ $\mu\text{A}$ ] | 190 | 250 | 312 | 375 | 437 | 502 |     |     |      |

En una inspección en vuelo se anotan estos valores al igual que el AGC con el objeto de comparar las futuras ediciones como se indica en el ejemplo anterior.

### 3. Errores del Receptor.

Existen dos categorías de errores atribuibles al receptor relacionados con el Rumbo y el Ancho del curso. Los ajustes iniciales al calibrar los equipos determinan estos dos parámetros. Sin embargo



mucha diferencia en la atenuación de los filtros o en los rectificadores origina errores en la determinación del Rumbo.

La estabilidad del ancho del Curso, una vez ajustado depende de la operación del ABC. Para mantener un alto grado de seguridad, la estructura del Rumbo y el Ancho del Curso se chequean a intervalos frecuentes. Los errores de alineamiento del Rumbo se originan a causa de la distorsión de los filtros de 90 y 150 Hz. Por esta razón el equipo modulador en tierra y los amplificadores de audio de a bordo son diseñados con alta fidelidad.

#### LA SEÑAL EN EL TRANSMISOR.

El transmisor del Localizador consiste de un Generador de RF convencional en la banda de 108 a 112 Mc., un sistema convencional de Modulación en Amplitud. Las señales modulantes de navegación y guiado se obtienen de un Generador de Audio. El modulador es un tipo especial que hace a la vez de modulador convencional AM y de Generador de Bandas Laterales llamado Modulador Cruzado o Híbrido, mediante el cual se obtienen las señales CSB y SSB. Y un sistema de control de amplitud y fase que distribuye la energía al arreglo de antenas en las relaciones adecuadas como se analizó en la sección 4.3.

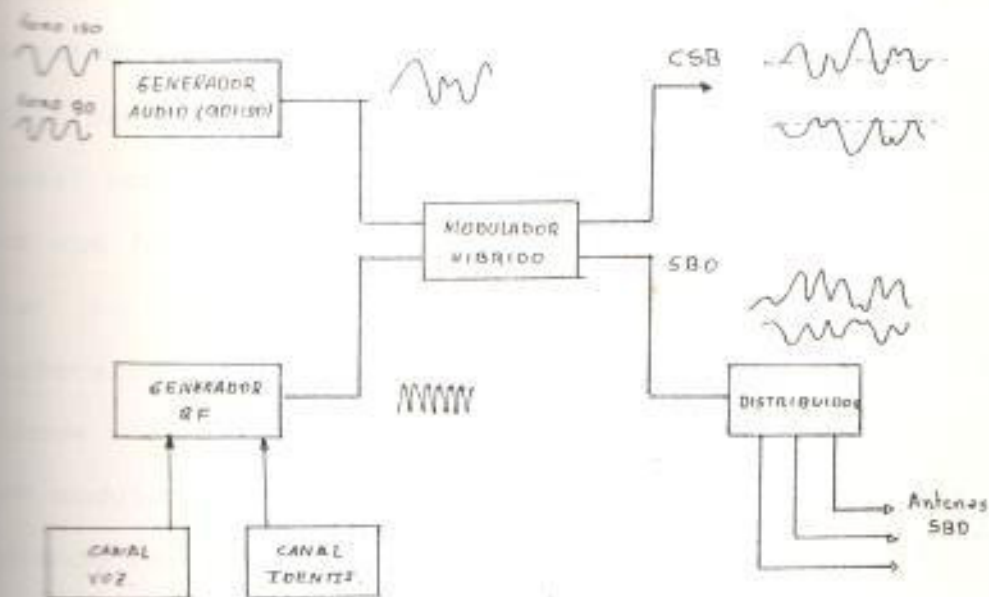


Fig 4.16 Diagrama y formas de Onda del transmisor del Localizador.

El Generador de Audio proporciona las señales de 90 y 150 Hz en la relación de fase tal que pasen simultáneamente por cero cada tres ciclos de la señal de 90 y cada cinco ciclos de la señal de 150. Es decir que se comporten como múltiplos de una señal de 30 Hz que es el común divisor. Esta coherencia de fase se consigue mediante dos osciladores sincronizados por un oscilador común o maestro de 30 Hz.

El Modulador Híbrido es una combinación de modulador convencional y generador de bandas laterales con dos circuitos híbridos de tal forma que a la entrada se suman las señales de RF y las de Audio y luego ambas

señales se rectifican por separado como si fuesen dos moduladores distintos de modo que si las señales se filtran en pasa alto, se obtendrá simplemente la señal modulada al 20%. Pero en su lugar se combinan de dos formas diferentes: 1) Restándolas para cancelar la parte común de RF y queden solo las Bandas Laterales pero moduladas por la diferencia de los tonos ( $150 - 90$ ) 2) Sumándolas para obtener la onda modulada por la suma de los tonos ( $150 + 90$ ) obteniendo las dos señales llamadas SBD y CSB respectivamente.

El canal de voz es optativo y se omite en el ILS de Sasyaquil. El canal de identificación consiste en un tono de 1200 Hz modulado por el código ILS en alfabeto Morse que modula la portadora al 10 %.

El Generador de Radio Frecuencia emplea osciladores de cristal o sintetizadores de frecuencia. La etapa final es el control de potencia y fase.

## CAPITULO V

## TRAYECTORIA DE PLANE0

## 5.1 INTRODUCCION

En el capítulo II se describieron las características generales del subsistema 'Trayectoria de Planeo', GP (Slide Path), que al igual que el localizador cumple con tres objetivos: 1) generar en el espacio un eje inclinado que indique la trayectoria y el ángulo correcto de descenso 2) indicar cuando el receptor se encuentra arriba o abajo de dicho eje 3) indicar que tan alejado del eje de la "trayectoria de planeo" se encuentra la aeronave. El sistema actual del GP está basado en los mismos principios del localizador: el de 'referencia de nulo' para satisfacer el primer objetivo y el de 'modulación espacial' para cumplir con los dos objetivos restantes.

La señal de guiado está formada por dos señales análogas al localizador, los tonos de 90 Hz y 150 Hz.

El nulo del patrón de la señal SBO (Solo Bandas Laterales) determina la trayectoria de planeo, y la superposición con la señal CSB (Portadora mas Bandas laterales) determina la dominancia del tono de 90 Hz encima de la trayectoria y de 150 Hz abajo de la trayectoria. Esta configuración básica que toma

como referencia el nulo de un patrón se denomina "Referencia de Nulo", alrededor de la cual se hacen ciertas modificaciones para dar las estaciones conocidas como "Referencia de Bandas Laterales" y "Efecto de Captura".

La configuración Referencia de Nulo es adoptada en terrenos razonablemente planos. En terrenos no planos donde económicamente no es posible nivelar el terreno se adopta la instalación del sistema de Referencia de Bandas Laterales que exige un terreno plano más corto. La instalación de un sistema de Efecto de Captura se utiliza en aeropuertos que presenten discontinuidades en el trayecto de aproximación.

La señal en el espacio es analizada en función de la amplitud y fase de las señales CSB y SBO.

El transmisor es análogo al del localizador y hasta más sencillo puesto que carece de voz e identificación. El receptor es también similar al del localizador con la diferencia que el puntero horizontal es el que responde a la variación de la DDM.

#### LOS TIPOS DE ESTACION Y REFERENCIA QUE UTILIZA.

Históricamente las técnicas de generación de la trayectoria de planeo se han ido desarrollando desde el sistema basado en el principio de las "Superficies Equipotenciales"; donde la trayectoria de planeo



estaba dada por puntos de intensidad constante. Este sistema fue usado desde 1927 hasta 1941 y fue de gran importancia en esa época pero actualmente no forma parte de los sistemas estandarizados por la DACI.

Las dificultades que presentaba el anterior sistema fueron resueltas por el sistema de tipo "Equisenal" desarrollado a partir de 1938 y estandarizado por la DACI en 1941. El principio de operación de este sistema fué bastante similar al del localizador en cuanto a que se basaba en la superposición de dos patrones, cada uno llevando una modulación de 90 Hz o de 150 Hz respectivamente; con la diferencia que la trayectoria de planeo estaba determinada por los puntos de intersección de los dos patrones que tengan igual intensidad de señal.

Uno de los defectos del sistema Equisenal era la necesidad de altos ángulos de aproximación, debido a que la antena inferior estaba muy próxima a tierra.

Otro defecto se debía a que el patrón se formaba por reflexiones en tierra por lo tanto una pesada lluvia podía reducir la altura efectiva de las antenas y la tierra volverse mas conductora, causando una variación de la intensidad de la señal y en consecuencia una variación del ángulo de descenso.

Reconociendo estas dificultades se desarrolla a partir de 1947 el sistema basado en la Referencia en

un Nulo del patrón de radiación, el cual, guarda ciertas similitudes con el anterior sistema y es el que se utiliza actualmente con dos modificaciones llamadas Referencia de Bandas Laterales y Efecto de Captura que se analizan a continuación.

### 5.2.1 REFERENCIA DE NULO.

Su nombre proviene debido a que la trayectoria de descenso esta fijada por un nulo del patrón de radiación.

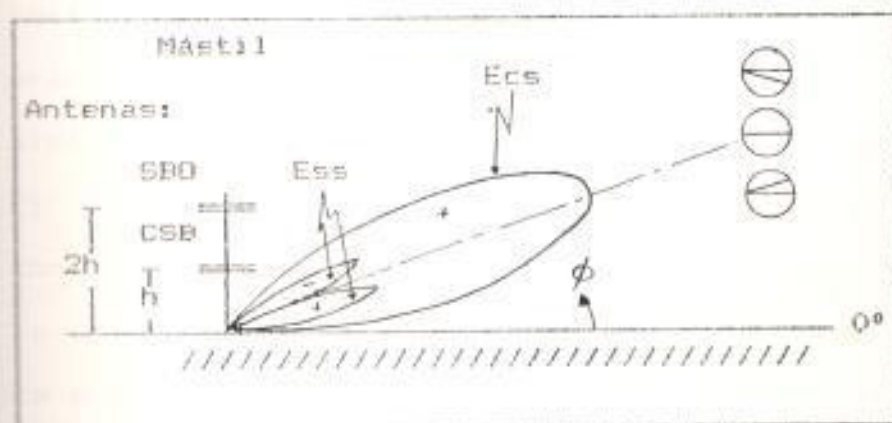


fig. 5.1 Diagrama polar que indica la formación de la trayectoria de planeo mediante la referencia en un Nulo .

El principio de este sistema es análogo al del localizador analizado en el capítulo IV. Con la diferencia que ahora el arreglo de antenas y los patrones, son en el plano vertical. Por lo tanto, el sistema se basa en la superposición de dos patrones provenientes de dos antenas con

polarización horizontal, colocadas sobre un mástil vertical que se levanta sobre tierra. La una en la parte superior y la otra en la parte inferior del mástil.

El primer patrón de la figura 5.1 se trata de un lóbulo proveniente de la antena inferior que corresponde a la señal CSB, el cual consiste de una portadora modulada por dos tonos en fase ( $90 \text{ Hz} + 150 \text{ Hz}$ ), con el eje de máxima intensidad apuntando en la dirección de la trayectoria de descenso. A esta señal en las prácticas de inspección en vuelo se la conoce simplemente como "Portadora" (Carrier).

El segundo patrón se trata de dos lóbulos en contrafase separados por un nulo que determina la trayectoria de planeo, y están completamente envueltos por el patrón CSB. Estos dos lóbulos contienen a la señal SBO, resultante de la modulación de dos tonos que guardan la siguiente relación de fase con los de la señal CSB ( $-90 \text{ Hz} + 150 \text{ Hz}$ ).

Los dos patrones se superponen entre sí para conseguir el efecto de la modulación espacial de tal forma que se obtenga una predominancia de la modulación de  $90 \text{ Hz}$  encima de la trayectoria de planeo y de la modulación de  $150$





SBO con el ángulo de descenso deseado.

La figura 5.2 ilustra la interferencia entre las señales irradiadas, sumándose o cancelándose en el espacio de acuerdo a las fases relativas entre ellas representadas por la simbología (+) y (-), para como resultado final producir el desbalanceamiento de los tonos de 90 Hz y 150 Hz que al ser comparados en el receptor causarán la deflexión del puntero horizontal en las direcciones allí indicadas.

### 5.2.2 REFERENCIA DE BANDAS LATERALES.

Una estación basada en el sistema anterior requiere para su perfecto funcionamiento que el terreno que se extiende hacia la dirección de aproximación sea razonablemente plano y sin obstáculos ya que se constituirá en la superficie reflectora que formará parte activa del principio de operación del sistema. Considerando que en ciertas localidades es imposible disponer de una gran extensión de terreno plano, se ha desarrollado el presente sistema que tiene por objeto disminuir la longitud del área de reflexión.

El área de reflexión de una antena colocada sobre una superficie plana reflectora disminuye con la altura de la antena transmisora ( $H_t$ )



para un mismo punto receptor ubicado a una altura constante  $H_r$ , como puede apreciarse en la figura 5.3 aplicando el método de las imágenes.

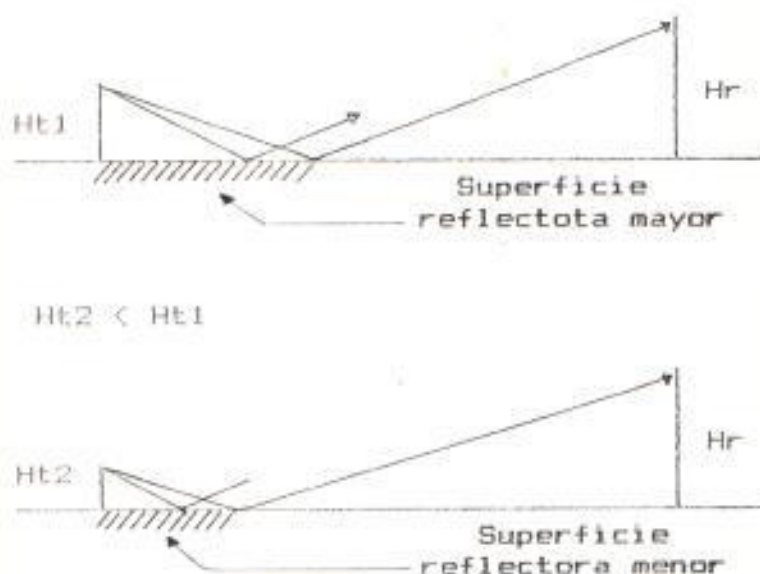


fig. 5.3 Variación de la superficie reflectora con la altura de la antena transmisora.

El sistema de Referencia de Bandas Laterales es el mismo sistema de Referencia de Nulo, al cual se le ha añadido la superposición de un tercer patrón generado por la misma antena inferior que radia la señal CSB. Este nuevo patrón contiene una nueva señal llamada "Banda Lateral de Referencia" (SBR); que consiste solamente de bandas laterales pero esta vez llevando una modulación opuesta en fase a las de la señal SBO esto es:  $( + 90 \text{ Hz} - 150 \text{ Hz} )$  con una

amplitud de señal independiente a la señal SBO. Este tercer patrón con su relación de fases se indican en la figura 5.4.

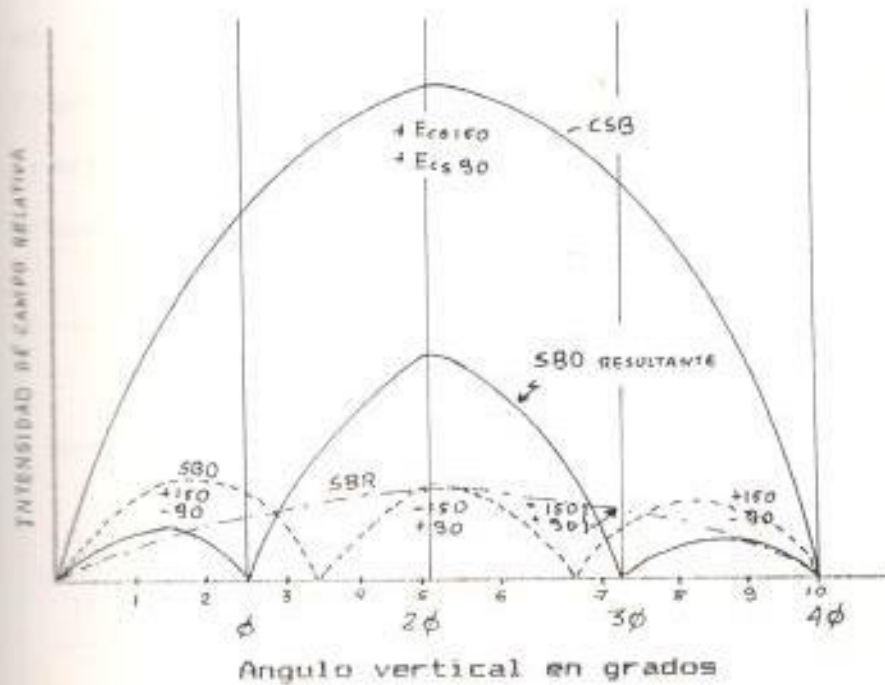


Fig.5.4 Diagrama de radiación rectangular de una estación "Referencia de Bandas Laterales".

El efecto de esta tercera señal al superponerse con la señal SBO es la de obtener un diagrama resultante total para las bandas laterales, dado por  $(SBO + SBR)$ , con un nulo en un ángulo inferior al que se consigue radiando solo la señal SBO con la antena superior. Esto origina que las alturas de las antenas puedan disminuirse en comparación con el sistema anterior, disminuyendo también el área de reflexión,

manteniendo un ángulo normal de aproximación. El patrón de radiación resultante para las bandas laterales será asimétrico alrededor de la trayectoria de planeo, pero también lo será el patrón de la portadora como se indica en la figura 5.5, debido a lo cual no se alterará la simetría de la DDM arriba y abajo de la trayectoria.

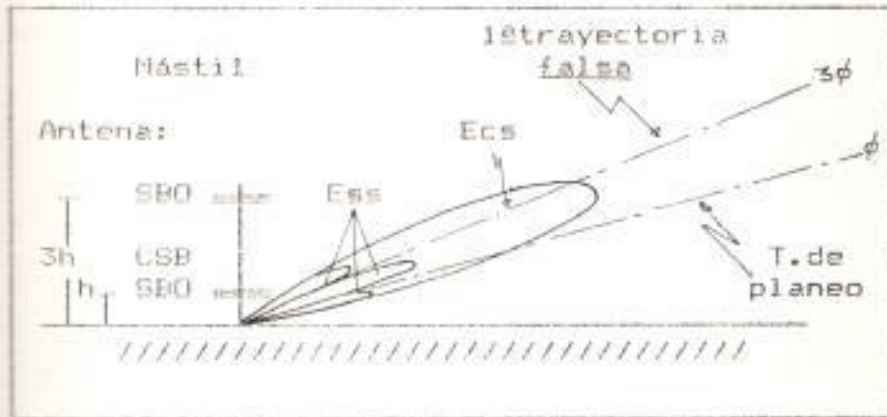


fig. 5.5 Diagrama polar indicando la formación de la trayectoria de planeo del sistema "Referencia de Bandas Laterales."

Por las características mencionadas el sistema es utilizado con buenas ventajas en localidades donde la máxima área disponible en el extremo de la pista es bastante corta mas allá de la cual el terreno se vuelve abrupto. O para localidades con un declive en el terreno en sus primeras 5 millas, o para superar algunos efectos de reflexión que ocurrirían en un terreno

con algunas pequeñas elevaciones en sus primeras 5 millas ( 9,26 Km).

### 5.2.3 EFECTO DE CAPTURA.

El sistema Referencia de NULO muchas veces posee puntos de baja intensidad de señal en la región bajo la trayectoria, a los que se conoce como puntos de baja intensidad ( o de baja navegabilidad o clarencia en las inspecciones en vuelo).

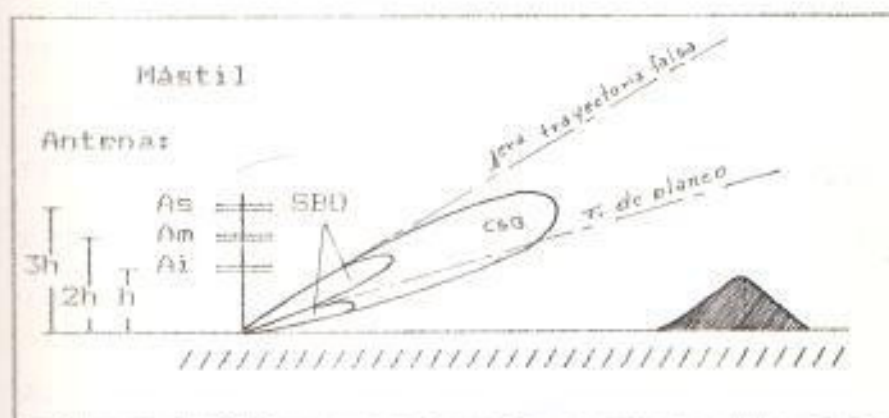


fig. 5.6 Diagrama polar de las señales primarias del sistema "Efecto de Captura".

En localidades donde existen elevaciones, éstas reflejan la energía alterando la trayectoria de planeo.

La figura 5.6 ilustra un ejemplo de un perfil de aproximación típica con un área plana disponible inferior a los 9 Km. Para estos casos

donde existen elevaciones u objetos reflectores en el Área de aproximación se ha diseñado el sistema "Efecto de Captura" que tiene por objeto mejorar la navegabilidad con respecto al sistema Referencia de NULO, mediante la reducción de la intensidad de la energía radiada en los ángulos de baja elevación, para que la intensidad de las ondas reflejadas por estos obstáculos sea pequeña, de modo que no afecte la estructura de la trayectoria.

El sistema se basa en los mismos principios del sistema Referencia de Nulo y consiste en general de dos clases de señales: Las Señales Primarias y las Señales Secundarias irradiadas por un arreglo vertical de tres antenas tipo imagen.

#### A. LAS SEÑALES PRIMARIAS.

Las señales primarias son las clásicas señales "Portadora" CSB y "Bandas Laterales" SBO que se encargan de la formación de la trayectoria de planeo de la misma forma como lo hacían en el sistema Referencia de NULO solo que esta vez cada una se obtiene ya no por el patrón de una sola antena sino por la superposición de los patrones provenientes de las dos antenas inferiores en el caso de



la señal CSB y de todas las tres antenas en el caso de la señal SBO.

**La señal CSB.**— El patrón final está formado por un lóbulo mayor desplazado hacia la parte superior de la trayectoria de planeo deseada, formado por la irradiación de las antenas media ( $A_m$ ) e inferior ( $A_i$ ). Con la antena media irradiando en fase opuesta y a la mitad de la intensidad de la antena inferior.

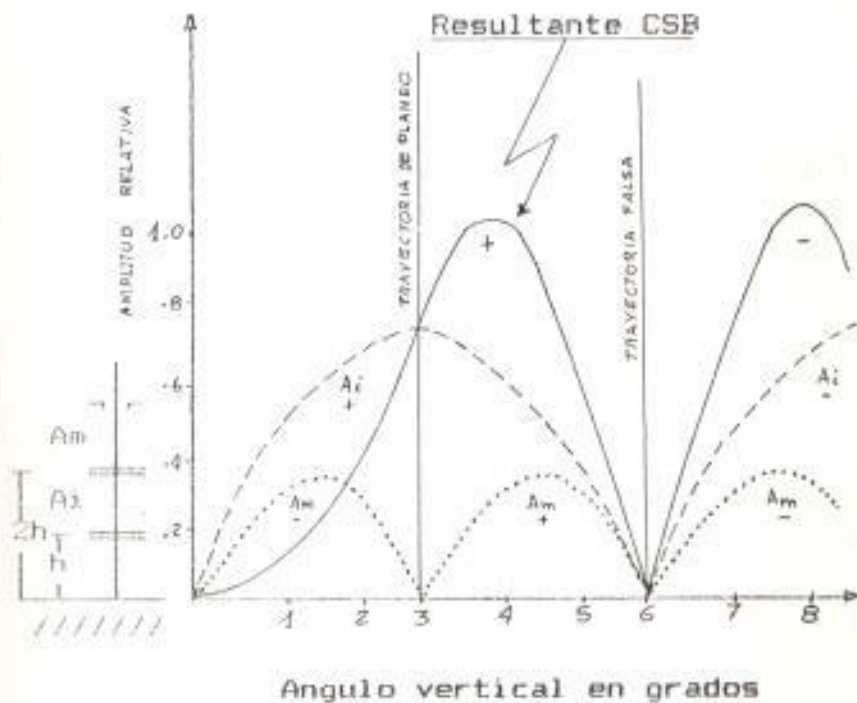


fig.5.7 Señal primaria CSB a la frecuencia ( $f_c$ ).

Puede observarse en el patrón resultante que la intensidad de la señal en ángulos infe-

riores al ángulo de descenso es mucho menor que en ángulos inmediatamente superiores al ángulo de planeo.

La señal SBO.- Su patrón final está formado por dos lóbulos separados por un nulo que coincide con el ángulo de planeo deseado. El lóbulo inferior es de menor intensidad que el lóbulo superior. Este resultado se consigue por la superposición de los patrones provenientes de las tres antenas.

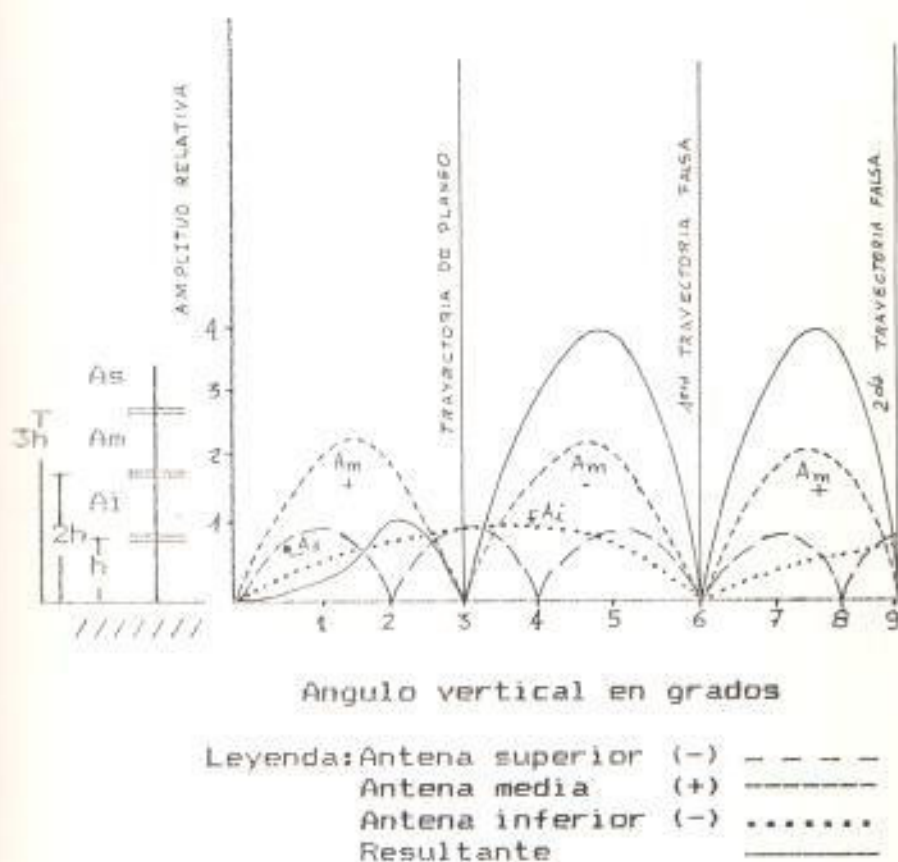


fig.5.8 Señal primaria SBO a la frecuencia  $f_c$ .

Con la antena superior (AS) e inferior irradiando en fase opuesta y a la mitad de intensidad comparada con la antena central (AM). La composición de las dos señales CSB y SSB darán como resultado la formación de la trayectoria de planeo como se indica en la figura 5.8.

#### B. LAS SEÑALES SECUNDARIAS

En la región bajo la trayectoria, la intensidad de las señales primarias se va debilitando en los ángulos de baja elevación.

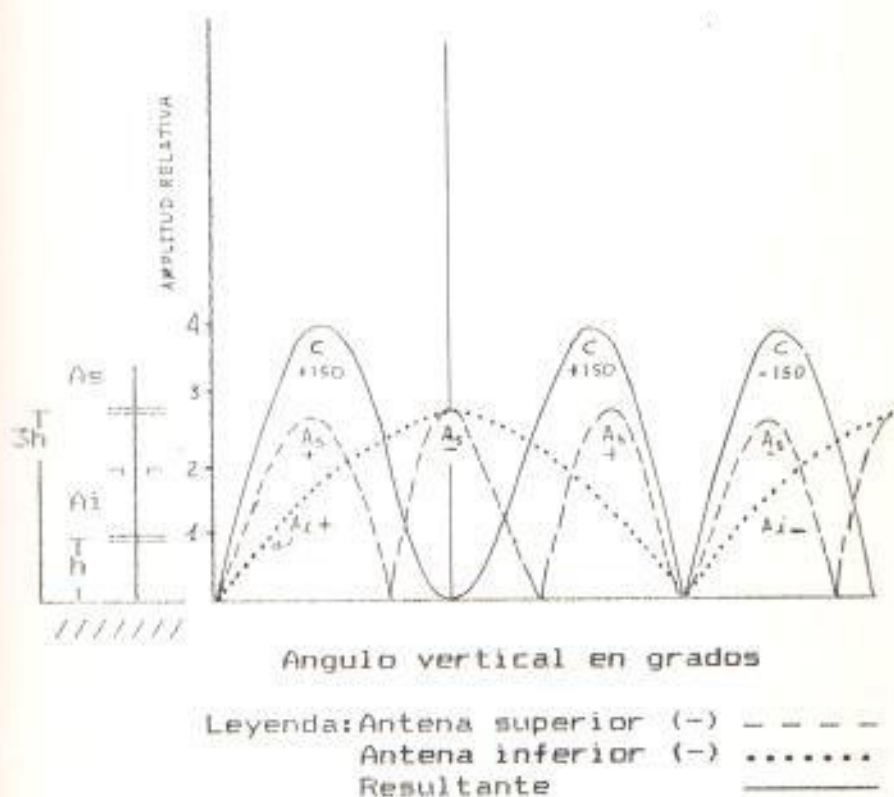


fig.5.9 Señal Secundaria (Clearance) de frecuencia ( $f_c - B Kz$ ).

El objeto de estas señales secundarias es el de reforzar la intensidad en estos ángulos de baja elevación usando el principio de "efecto de captura" del receptor, para no alterar la trayectoria formada por las señales primarias.

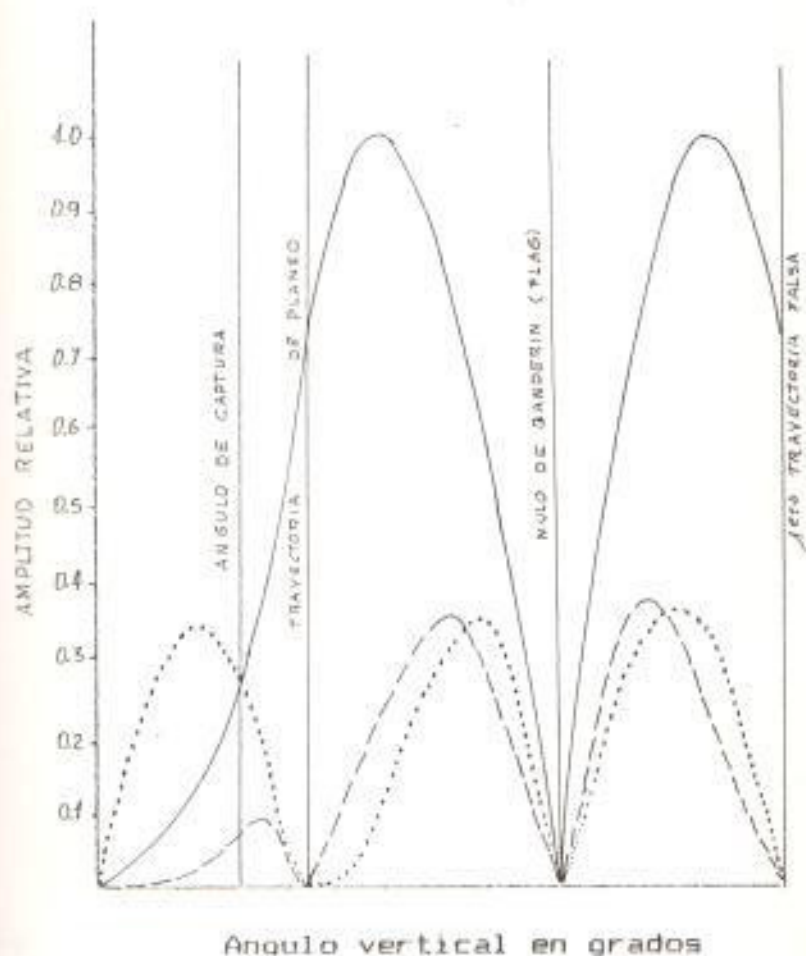
A esta señal se la denomina señal de claridad (Clearance) y consiste en una portadora cuya frecuencia es  $(f_c - 8 \text{ Kz})$  aproximadamente 8 Kz menor en relación a la frecuencia de la portadora de las señales primarias ( $f_c$ ); modulada al 90 % solamente por el tono de 150 Hz.

El patrón de esta señal se obtiene alimentando las antenas superior e inferior con valores idénticos en amplitud y fase para conseguir un nulo bastante ancho alrededor de la trayectoria de planeo y un lóbulo de gran intensidad en los ángulos de baja elevación, donde la señal primaria fue disminuida a propósito.

Las reflexiones de la señal secundaria en las discontinuidades de los terrenos, bajo estos pequeños ángulos, tiene poco o ningún efecto en la estructura de la trayectoria de planeo formada por las señales primarias debido al efecto de captura. Con la ventaja

que ahora se dispone de una señal extra, que indica volar hacia arriba a las aeronaves que desciendan demasiado, bajo la trayectoria.

La potencia de la señal secundaria en relación a la potencia de la señal CSB determina el punto de cruce X en la fig. 5.10.



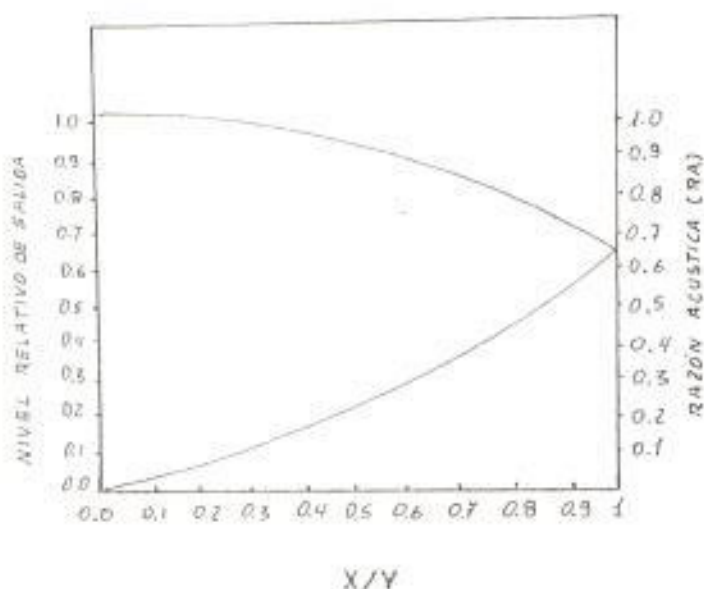
Leyenda : Señal principal CSB —————  
 Señal principal SBO - - - - -  
 Señal secundaria C . . . . .

fig 5.10 Patrón resultante final del sistema Efecto de Captura.



El punto X es el punto a partir del cual el receptor captura la señal secundaria.

Aumentando la potencia de la señal de claridad se eleva el ángulo de captura. Este punto es ajustado para satisfacer los requisitos de inspección en vuelo.



Y = nivel de la portadora mas fuerte.

X = nivel de la portadora mas débil.

E<sub>y</sub> = señal a la salida del detector de la señal mas fuerte.

E<sub>x</sub> = Señal a la salida del detector de la señal mas débil.

fig. 5.11 Nivel relativo de salida (E<sub>salida</sub>/E<sub>normal</sub>) versus la razón entre portadoras (X/Y) indicando el efecto de captura de la señal mas fuerte, y la razón acústica  $RA = (X/Y * E_y) / E_y$ .

"Efecto de Captura".- cuando dos o mas señales de frecuencias ligeramente diferentes y de diferente amplitud están presentes a la entrada de un detector lineal (En el receptor). La señal de intensidad mas débil es suprimida por la señal de intensidad mas fuerte. A este fenómeno que ocurre en el receptor se denomina Efecto de Captura.

Así por ejemplo si la señal mas débil es 0.5 veces de la portadora mas intensa, la señal de audio recuperada de la portadora mas débil será 0,14 veces de la señal de audio recuperada con la portadora mas intensa. La señal mas débil fué demodulada por la señal mas fuerte y tiene un nivel de salida muy inferior al que se esperaba inicialmente. Este efecto se indica gráficamente en la figura 5.11.

### 5.11 ARREGLO DE ANTENAS Y PATRON DE RADIACION

Los patrones verticales necesarios para la formación en el espacio de la trayectoria de planeo son más sencillos de obtener que para el localizador, gracias a que las características de radiación de una antena operando cerca de la superficie de la tierra puede ser modificada por el efecto de las reflexiones sobre esta superficie.

Una primera estimación teórica aceptable puede reali-

arse aplicando el método de la antena imagen y considerando un dipolo horizontal sobre una tierra altamente conductora.

El dipolo eléctrico horizontal de Media Onda provisto de una pantalla reflectora ubicada a un cuarto de longitud de onda, es el sistema radiante elemental y más comúnmente usado en esta aplicación particular. En el espacio libre la apertura del patrón horizontal puede controlarse variando la longitud ( $L$ ) del dipolo de tal forma que aumentando su longitud el patrón se vuelve más directivo. Así para  $L = \lambda$  se tendrá una apertura de  $40^\circ$ . Pero se prefiere el dipolo de  $\lambda/2$  por ser resonante y presentar una impedancia puramente resistiva. El patrón de radiación de un dipolo de media onda en el espacio libre está dado en la fig. 5.12.



$$A_{\theta} = \frac{K \cos(\pi/2 \sin \theta)}{\cos \theta} \approx K \cos \theta$$

Patrón horizontal



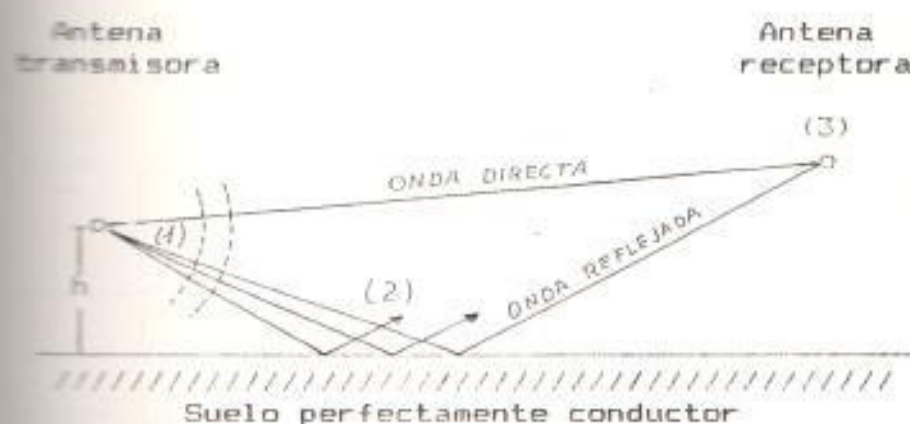
$$A_{\theta} = K(1)$$

Patrón vertical

fig. 5.12 Patrones del dipolo horizontal de media onda en el espacio libre.

Quando colocamos al dipolo horizontalmente sobre un

suelo perfectamente conductor (figura 5.13) la característica omnidireccional de su patrón vertical en el espacio libre se verá alterada por los efectos de la reflexión sobre esta superficie, al igual que su impedancia característica. Aunque el patrón horizontal permanecerá invariable.



- (1) frente de onda.
- (2) inversión de fase.
- (3) combinación de las ondas directa y reflejada.

fig. 5.13 Efecto de la tierra como superficie reflectora.

La onda reflejada por ser horizontalmente polarizada sufre un cambio de fase de  $180^\circ$  en la reflexión y sigue un trayecto diferente al de la onda directa hasta encontrarse en el punto receptor e interferir sumándose o restándose conforme lleguen en fase o en oposición de fase. Dando como resultado una serie de lóbulos y nulos que dependen de la altura de la antena. La formación de estos nulos y lóbulos puede encontrarse reemplazando la superficie reflectora por

una antena imagen ubicada a la misma distancia que la antena real y considerando que es excitada por una corriente de la misma intensidad de la antena real pero desfasada  $180^\circ$  debido al cambio de fase en la reflexión; que ocurre solamente en una onda polarizada horizontalmente.

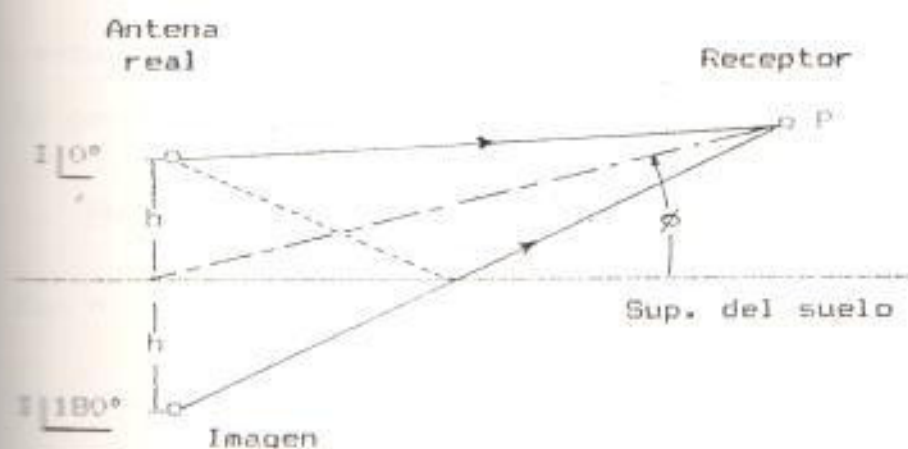


fig. 5.14 Método de las imágenes para determinar el patrón de radiación.

Considerando la figura 5.14, el problema se reduce al arreglo de dos antenas alimentadas en oposición de fase que se analizó en la sección 4.3 (Cap IV). Los resultados de este arreglo se considerarán válidos solamente para la mitad superior del arreglo (es decir para  $\theta$  entre  $0^\circ$  y  $180^\circ$ ). De la Sec. 4.3 se concluye que el patrón vertical para cualquier ángulo horizontal  $\theta$  y elevación  $\theta$  estará dado por:

$$E_\theta = A_\theta \cdot \text{Sen} ( h \cdot \text{Sen} \theta ) \quad \text{Ec. (5.1)}$$

donde :



$E_{\theta}$  = Intensidad de campo eléctrico.

$\theta$  = Ángulo de elevación (entre  $0^{\circ}$  y  $180^{\circ}$ ).

$A_{\theta}$  = Factor de amplitud que depende del patrón horizontal para un acimut específico  $\theta$ .

$h^{\circ}$  = Altura de la antena en grados eléctricos ( $2\pi h / \text{longitud de onda}$ ).

Los nulos del patrón ocurren cuando  $\text{Sen}(h^{\circ}\text{Sen}\theta) = 0$

y esto ocurre cuando:  $h^{\circ}\text{Sen}\theta = 0, \pi, 2\pi, 3\pi \dots \text{etc.}$

En general

$$\text{NULOS : } h^{\circ}\text{Sen } \theta = n\pi \quad \text{Ec (5.2)}$$

Con  $n = 0$  para el 1º nulo, ... etc.

Los máximos ocurrirán cuando  $\text{Sen}(h^{\circ}\text{Sen}\theta) = \pm 1$

y esto ocurre cuando  $h^{\circ}\text{Sen } \theta = \pi/2, 3\pi/2, 5\pi/2 \dots \text{etc.}$

En general :

$$\text{MAXIMOS } h^{\circ}\text{Sen } \theta = (2n+1) \pi/2 \quad \text{Ec (5.3)}$$

Con  $n=0$  para el 1º máximo ...etc.

Las Ec(5.2) y Ec(5.3) indican que los máximos y nulos del patrón de radiación dependen de la altura de la antena. Algunos patrones se indican a manera de ejemplo en la figura 5.15; donde puede observarse que el número de lóbulos laterales se duplica al duplicarse la altura de la antena. Las señales ILS son utilizables hasta los  $15^{\circ}$  de elevación.

Una pantalla conductora plana en forma de malla o de

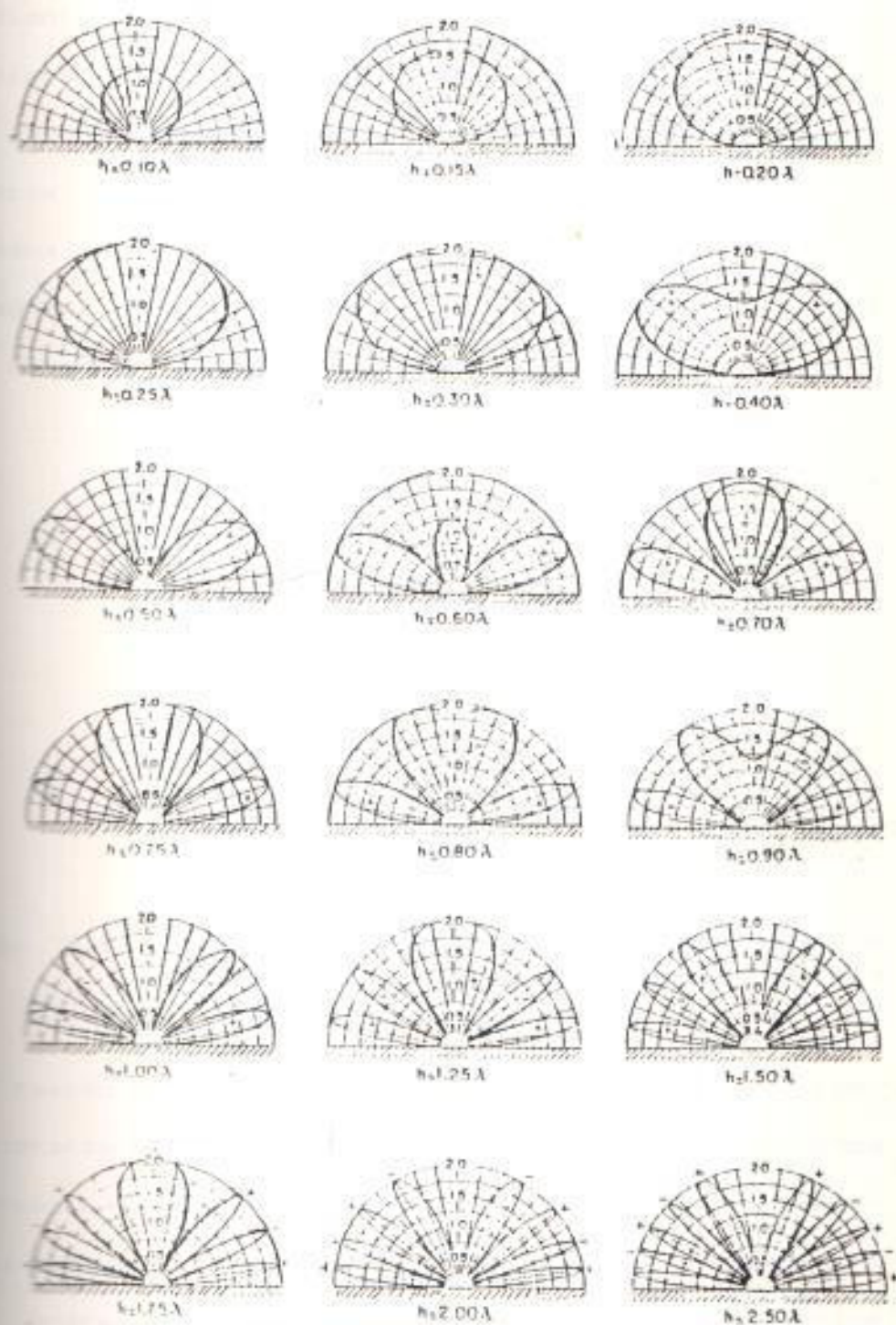


fig. 5.15 Diagramas de radiación de un dipolo horizontal sobre una tierra ideal.

lámina, de área suficientemente mayor que el sistema radiante, colocada atrás de la antena, actúa como un reflector. Este sistema se comporta como un arreglo de antenas alimentadas con un desfase igual a la distancia que las separa (considerando la imagen de la antena sobre el reflector), dando como resultado un diagrama Unidireccional. Si el espaciamiento es  $\lambda/4$  el diagrama resultante será en forma de cardiode.

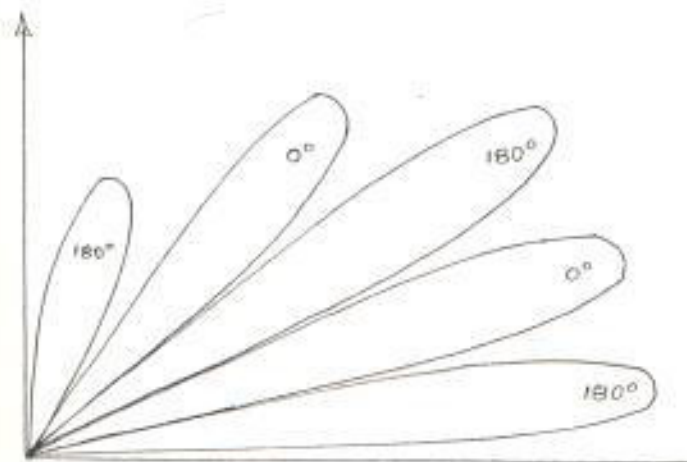


Fig. 5.16 Lóbulos verticales producidos por un dipolo provisto de un reflector y ubicado a una altura de  $850^\circ$  eléctricos.

El tamaño de la pantalla es empírico, pero debe considerarse el efecto de la difracción en los contornos debido a la cual existe una cierta cantidad de energía radiada hacia atrás, la misma que es evaluada con la energía frontal en la relación Antero/Posterior (F/B ;Front to Back). Los reflectores prácticos usados en la Trayectoria de Planeo ILS consisten en va-

rejas orientadas paralelamente al elemento radiante espaciadas alrededor de  $0.2\lambda$ , con una aceptable relación A/P. Si se requiere un menor grado de radiación posterior, pueden usarse espaciamientos de  $0.05$  longitudes de onda.

### 5.3.1 ANTENAS Y PATRONES PARA "REFERENCIA DE NULO"

#### A. Antena de la PORTADORA (CSB)

La antena inferior del arreglo (fig. 5.1) irradia la señal CSB, - la cual esta compuesta por la portadora ( $I_c$ ) y por las bandas laterales ( $I_{cs\ 90}$  y  $I_{cs\ 150}$ ), que son el producto de la modulación en el transmisor de dos tonos en fase ( $90\text{ Hz} + 150\text{ Hz}$ ) cuyo espectro se representa en la figura 5.17.

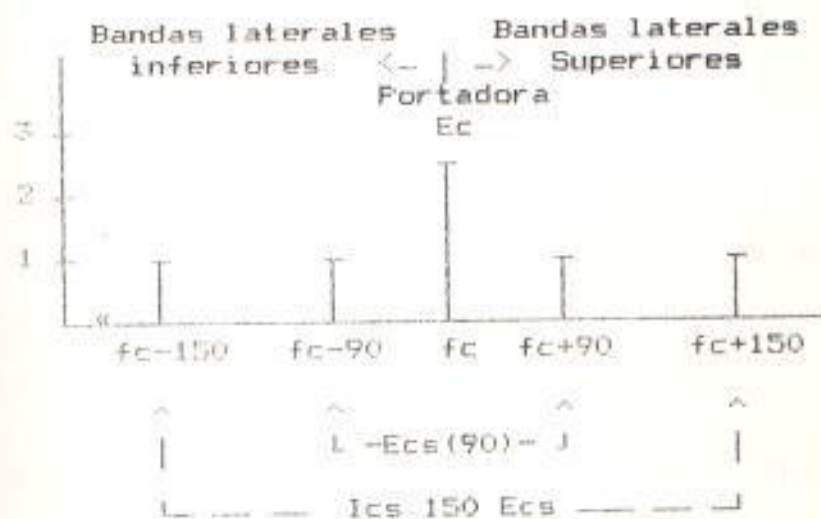


fig. 5.17 Espectro de la señal CSB que alimenta la antena inferior modulada al 40%.



Considerando la señal transmitida podemos afirmar que el índice de modulación será:

$$m = \frac{\text{Energía de las bandas laterales}}{\text{Energía de la portadora}}$$

$$m = \frac{I_{cs}}{I_c} = \frac{E_{cs}}{E_c} \quad \text{Ec (5.4)}$$

de donde:

$$m(90) = \frac{E_{cs}(90)}{E_c} \quad ; \quad m(150) = \frac{E_{cs}(150)}{E_c}$$

El patrón CSB: está dado por la Ec (5.1).

Si:  $A\theta = 2l$  donde  $l$  es la corriente en la antena y  $h =$  altura de la antena se tendrá que la ecuación para las bandas laterales:  $E_{cs}(90)$ ,  $E_{cs}(150)$  será:

$$E_{cs} = 2 I_{cs} \text{ Sen } (h^\circ \text{ Sen } \xi) \quad \text{Ec (5.5) (a)}$$

La altura  $h^\circ$  esta dada por el primer máximo de acuerdo con la Ec (5.3)  $h^\circ = 90^\circ / \text{Sen } \theta$  pero para ángulos pequeños;  $\text{Sen } x \approx x$  y reemplazando en la Ec (5.5) quedará:

$$E_{cs} = 2 I_{cs} \text{ Sen } (90^\circ \xi / \theta) \quad \text{Ec (5.5) (b)}$$

La amplitud de la portadora considerando que el índice de modulación correspondiente al



40% ( $m = 0.4$ ) será:

$$E_c = \frac{E_{cs}}{m} = \frac{1}{0.4} E_{cs} = 2.5 E_{cs} \quad E_c \quad (5.6)$$

### B. Antena de BANDAS LATERALES

La antena superior de la figura 5.1 irradia solamente las bandas laterales. La portadora fué suprimida y hubo una inversión previa en la fase de la señal de 150 Hz comparada con la señal CSB. Como se demuestra al comparar las figuras 5.17 y 5.18.

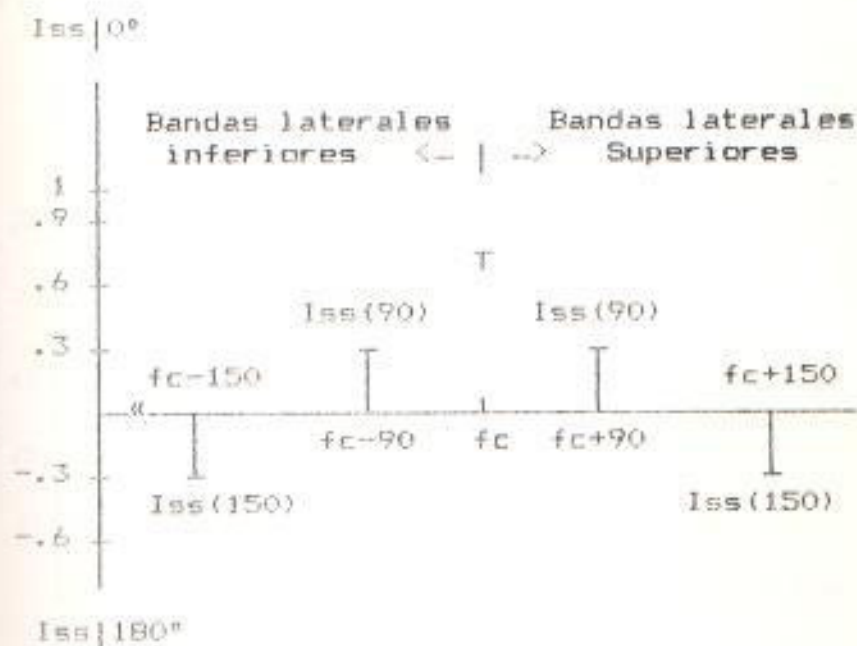


fig. 5.18 Espectro de la señal SBO que alimenta la antena superior.

El patrón SRD estará análogamente dado para  $E_{ss}(90)$ ,  $E_{ss}(150)$  por:

$$E_{ss} = 2 I_{ss} \text{Sen} (h^\circ \text{Sen } \xi) \quad \text{Ec (5.7) (a)}$$

La altura  $h^\circ$  esta dado por el primer nulo ( $n=1$ ) de la Ec (5.2) como  $h^\circ = 180^\circ / \text{Sen } \theta$  para ángulos pequeños  $\text{Sen } x \approx x$  y:

$$E_{ss} = 2 I_{ss} \text{Sen} (180^\circ \xi / \theta) \quad \text{Ec (5.7) (b)}$$

En la figura 5.19 se indican los patrones normalizados con respecto a la magnitud de la señal  $E_{cs}$  que corresponden a las ecuaciones respectivas hasta un ángulo de  $15^\circ$ .

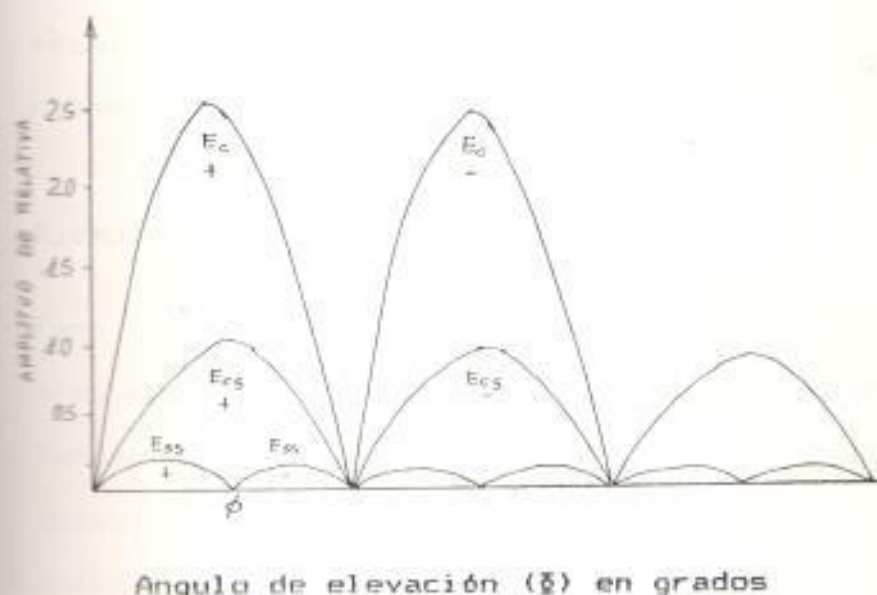


fig. 5.19 Diagramas de radiación para el Referencia de Nulo hasta un ángulo  $\xi = 15^\circ$ .

### C. Cálculo del ángulo de planeo y altura de las antenas.

Las alturas de cada antena se calculará de acuerdo al ángulo de planeo el cual oscilará entre  $2^\circ$  y  $4^\circ$  con un valor óptimo de  $3^\circ$  para obtener una pendiente de descenso razonable.

La trayectoria de planeo está posicionada por el primer lóbulo de la señal SBO y debe coincidir con el primer máximo del patrón CSB. Esta relación de coincidencia requiere de una relación entre alturas de  $H/h = 2$ ; donde  $H$  representa la altura de la antena superior.

La altura se calculará por medio de las ecuaciones Ec (5.20) y Ec (5.3) para  $n=1$  y  $n=0$  respectivamente.

#### Ejemplo 5.1

Para un ángulo de planeo  $\theta = 2.5^\circ$  a la frecuencia de 335 Mhz, calcular la altura de las antenas.

Solución:

Antena SBO, de acuerdo con la Ec (5.2):

$$H^0 \text{Sen } 2.5^\circ = 180^\circ \Rightarrow H^0 = 4.129^\circ$$

Si  $\lambda = 360^\circ / f$  eléctricos y  $\lambda = c/f$  donde

$$c = 3 \times 10^8 \text{ m/s.}$$

$$H = \frac{H^0}{360^\circ} \lambda = \frac{H^0}{360^\circ} \frac{c}{f} = \frac{4128^\circ}{360^\circ} \times \frac{3 \times 10^8}{335 \times 10^6}$$

$$H = 10.27 \text{ m.}$$

Antena CSB; de acuerdo con la Ec. (5.3):

$$h \operatorname{Sen} 2.5^\circ = 90^\circ \Rightarrow h = 2064^\circ = 0.5 H$$

Análogamente:

$$h = \frac{h^0}{360^\circ} \frac{c}{f} = \frac{2064^\circ}{360^\circ} \times \frac{3 \times 10^8}{335 \times 10^6} = 5.14 \text{ m.}$$

#### D. Fases relativas entre las señales de Radiofrecuencia (RF).

El arreglo vertical de las dos antenas considerando sus imágenes es equivalente a un arreglo de dos pares de antenas alimentadas en contrafase como se representa en la figura 5.20.

Los campos de cada par considerando la fase de RF pueden ser representados como:

$$E_{cs} = E_1 \operatorname{Sen} \kappa \left[ \delta r \right] \quad \text{Ec (5.8)}$$

$$E_{ss} = E_2 \operatorname{Sen} 2\kappa \left[ \delta r + 90 + \gamma \right] \quad \text{Ec (5.9)}$$

donde  $\kappa = \delta/\theta$ .

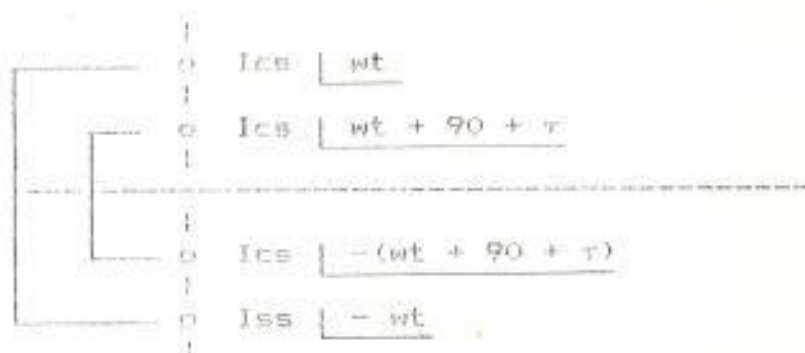


fig. 5.20 Arreglo equivalente de las antenas Referencia de Nulo.

- a). El requisito para una operación normal es que los campos de radiofrecuencia  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$  estén EN FASE.

Esto se consigue alimentando las antenas superior e inferior en fase ( $\tau = -90^\circ$ ).

$$I_{cs} = I_1 \cos \omega t \Rightarrow E_{cs} = E_1 \sin \alpha \sin \delta r$$

$$I_{ss} = I_2 \cos \omega t \Rightarrow E_{ss} = E_2 \sin 2\alpha \sin \delta r$$

Para este caso normal de operación:

$$DDM = 2\alpha E_{ss}/E_{cs}$$

- b). Cuando la antena SBO es alimentada con  $90^\circ$  de adelanto de fase ( $\tau = 0^\circ$ ) con respecto a la antena CSB, los campos estarán en CUADRATURA.

Y la DDM = 0 para todos los puntos en el espacio.

$$I_{cs} = I_1 \cos \omega t \Rightarrow E_{cs} = E_1 \sin \alpha \sin \delta r$$

$$I_{ss} = I_2 \cos(\omega t + 90^\circ) \Rightarrow E_{ss} = E_2 \cos 2\alpha \sin \delta r$$



c). Cuando la antena SBO se alimenta en oposición de fase con la antena CSB los campos también estarán en oposición de fase ( $\alpha = 180^\circ$ ).

$$I_{cs} = I_1 \cos \omega t \Rightarrow E_{cs} = E_1 \sin \alpha \sqrt{Z_r}$$

$$I_{ss} = -I_2 \cos \omega t \Rightarrow E_{ss} = -E_2 \sin 2\alpha \sqrt{Z_r}$$

Esto originará una inversión de la dirección del puntero indicador debido al cambio de fase.

En conclusión, mediante un control de fase ( $\alpha$ ) entre  $-90^\circ$  y  $+90^\circ$  pasando por  $0^\circ$  puede regularse la fase de las señales RF.

Campos en el espacio



Alimentación de las antenas.  
(antena superior con respecto  
a la antena inferior)

Y si llamamos  $\theta$  a la fase entre  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$  :

$$DDM = 2m E_{ss}/E_{cs} \cos \theta.$$

### 5.3.2 PATRONES Y ANTENAS PARA EL SISTEMA "REFERENCIA DE BANDAS LATERALES"

La antena superior e inferior tiene una relación de altura de 3:1. Las alturas reales son determinadas en función del ángulo de planeo como en el caso anterior. Considerando esta vez que las bandas laterales son emitidas por las dos antenas.

Llamando  $E_{su}$  a las emitidas por la antena superior y  $E_{si}$  a las emitidas por la inferior y de acuerdo con la Ec (5.1):

$$E_{su} = K I_u \text{ Sen } (H^\circ \text{ Sen } \theta)$$

$$E_{si} = K I_i \text{ Sen } (h^\circ \text{ Sen } \theta)$$

donde:

$\theta$  = Ángulo de planeo

$H$  = Altura de la antena superior en grados

$h$  = Altura de la antena inferior en grados

Como las corrientes de las bandas laterales son iguales  $I_u = I_i$  y la razón de alturas  $H = 3h$  se tiene que  $E_{su} = E_{si}$  quedando:

$$\text{Sen } (3h \text{ Sen } \theta) = \text{Sen } (H \text{ Sen } \theta)$$

Como  $3h \text{ Sen } \theta$  está en el segundo cuadrante los ángulos serán  $180^\circ - 3h \text{ Sen } \theta$  quedando:

$$180^\circ - 3h \text{ Sen } \theta = h \text{ Sen } \theta$$

resolviendo se tendrá:

$$h = 45^\circ / \text{Sen } \theta \quad \text{Ec (5.10)}$$

$$H = 135^\circ / \text{Sen } \theta \quad \text{Ec (5.11)}$$

Las ecuaciones para los patrones seran:

Para la antena INFERIOR: ( Ec, Ecs(90), Ecs(150)  
Ess(90) y Ess(150) ).

$$E = 2I \text{ Sen } (45^\circ \delta / \theta) \quad \text{Ec (5.12)}$$

Todas estas cinco señales tienen el patrón de de la Ec (5.12) con un máximo en  $2\theta$ , y un nulo en  $4\theta$ , con la relación entre sus valores pico  $Ec/Ecs = 2.5$ .

Para la antena SUPERIOR: ( Ess(90), Ess(150) )

$$E = 2I \text{ Sen } (135^\circ \delta / \theta) \quad \text{Ec (5.13)}$$

máximos a:  $2/3\theta, 2\theta, 10/3\theta \dots \text{etc.}$

nulos a:  $4/3\theta, 8/3\theta, 4\theta \dots \text{etc.}$

El patrón resultante  $Ess = Essu + Essi$

$$Ess = 2 [ -Issu \text{ Sen}(45^\circ \delta / \theta) ] \\ - 2Issi \text{ Sen}(135^\circ \delta / \theta)$$

como  $Issu = Issi \Rightarrow Ics/Ies = 1/A$

$$Ess = 2A [ \text{Sen}(135^\circ \delta / \theta) - \text{Sen}(45^\circ \delta / \theta) ] \quad \text{Ec (5.14)}$$

El signo (-) indica que las señales  $Essi$  y  $Essu$  son transmitidas con  $180^\circ$  fuera de fase.

En la figura 5.4 se indican estos patrones y en

la figura 5.21 las fases relativas de las señales RF que alimentan las antenas.

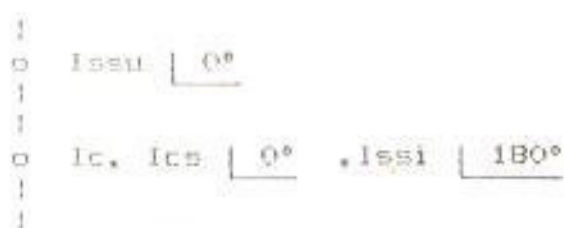


fig. 5.21 Fases relativas de las corrientes que alimentan las antenas Referencia de Bandas Laterales.

#### ANÁLISIS DE LA SEÑAL EN EL ESPACIO

Para cualquiera de los tres sistemas, la formación en el espacio de la Trayectoria de Planeo depende de la Amplitud y Fase de las señales de guiado Ecs y Ess de los tonos de 90 Hz y 150 Hz de manera análoga a como se forma el rumbo del Localizador.

Con los campos Ecs y Ess en fase para el tono de 90 Hz, y opuestos en fase para el tono de 150 Hz arriba de la trayectoria. Y viceversa abajo de la trayectoria, lo cual da una predominancia de la señal E(90) encima de la trayectoria y E(150) debajo de la trayectoria.

Las energías Ecs y Ess se distribuyen simétricamente arriba y abajo de la trayectoria para dar como resultado una variación lineal de la DDM en relación al desplazamiento angular con respecto a la trayectoria de planeo dada por los puntos  $DDM = 0$ .

### Efecto de los lóbulos laterales

En la figura 5.15 se observa que antenas ubicadas a alturas superiores a la longitud de onda generan un gran número de lóbulos laterales secundarios para los fines del ILS. La Ec (5.1) indica que los lóbulos inferiores son más compactos y los superiores más espaciados, por lo tanto los ángulos de ocurrencia de nulos y máximos no son exactamente múltiplos de los primeros. Sin embargo para ángulos inferiores a  $15^\circ$  el error es despreciable, y puede considerarse que un segundo nulo ocurre aproximadamente a  $2 \theta$  un tercero a  $3 \theta$  etc. dando origen a trayectorias falsas y a sectores de silencio (Ausencia de señal) llamados Nulos de Banderín porque accionan la alarma del receptor, éstos ocurren específicamente en los nulos de la portadora (CSB) como se indica en la fig 5.22.

Más allá del quinto nulo ( $5\theta$ ) la radiación vertical carece de importancia debido a que caen fuera del sector de cobertura utilizado por las aeronaves.

Un concepto básico de la teoría de radiación indica que la energía contenida en lóbulos adyacentes tienen fases opuestas.



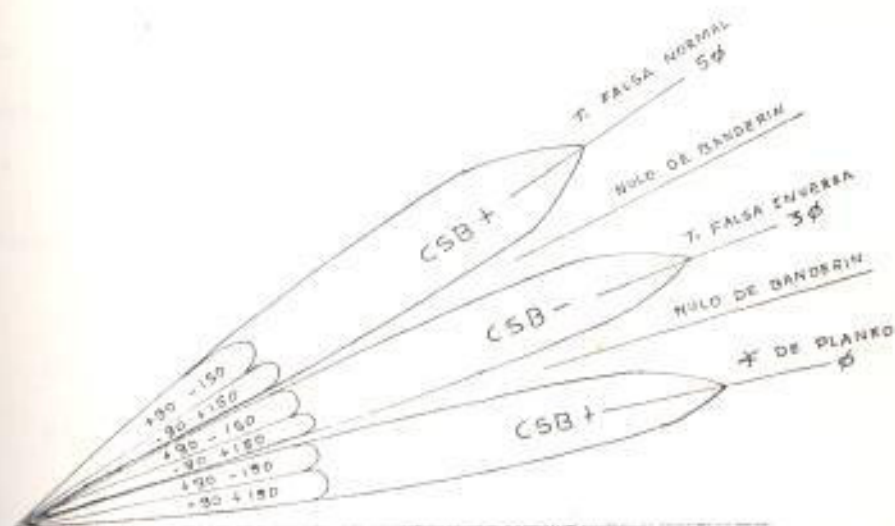


fig. 5.22 Efecto de los Lóbulos Laterales

En la figura 5.22 se observa que las fases de las energías en los lóbulos SBO están correctas como para generar la trayectoria de planeo.

Pero la fase de las señales CSB están correctas solo para los lóbulos impares:  $1\varnothing$ ,  $5\varnothing$  etc. creando condiciones de trayectorias normales a uno, 5 y 9 veces el ángulo de planeo.

Regulos de descenso elevados no son utilizados excepto por helicópteros. Por tanto para asegurar una trayectoria de descenso correcta en las cartas de navegación se especifica la altitud de intercepción de la trayectoria de planeo y suele estar ubicada sobre el marcador externo.

### DDM de la Trayectoria de Planeo

La ecuación de la DDM tomando en cuenta la fase

de RF y asumiendo un caso normal ( $E_{ss} < E_{cs}$ ) esta dada por:

$$DDM = 2m E_{ss}/E_{cs} \cos \theta,$$

donde:

- $m$  = Índice de modulación del transmisor (0.4)
- $E_{cs}$  = Intensidad relativa de campo (Señal CSB)
- $E_{ss}$  = Intensidad relativa de campo (Señal SBO)
- $\theta$  = Angulo formado por los fasores  $E_{ss}$  y  $E_{cs}$ .

Para REFERENCIA DE NULO:

$E_{cs}$  y  $E_{ss}$  estan dados por la Ec (5.4) y

Ec (5.5) con la relación:

$$A = E_{ss}/E_{cs} = I_{ss}/I_{cs}$$

$$DDM = 2m \frac{I_{ss} \text{ Sen } (90^\circ \xi/\theta)}{I_{cs} \text{ Sen } (180^\circ \xi/\theta)}$$

Sabiendo que:  $\text{Sen } 2a = 2 \text{ Sen } a \text{ Cos } a$ .

$$DDM = 4 m A \text{ Cos } (90^\circ \xi/\theta) \quad \text{Ec (5.21)}$$

Esta ecuación se representa gráficamente en la figura 5.23. El valor  $\xi$  representa el ángulo de elevación límite en el ancho del curso en el extremo inferior por lo tanto:

$$\xi = \theta - \frac{\text{Ancho del curso}}{2} \quad \text{Ec (5.22)}$$

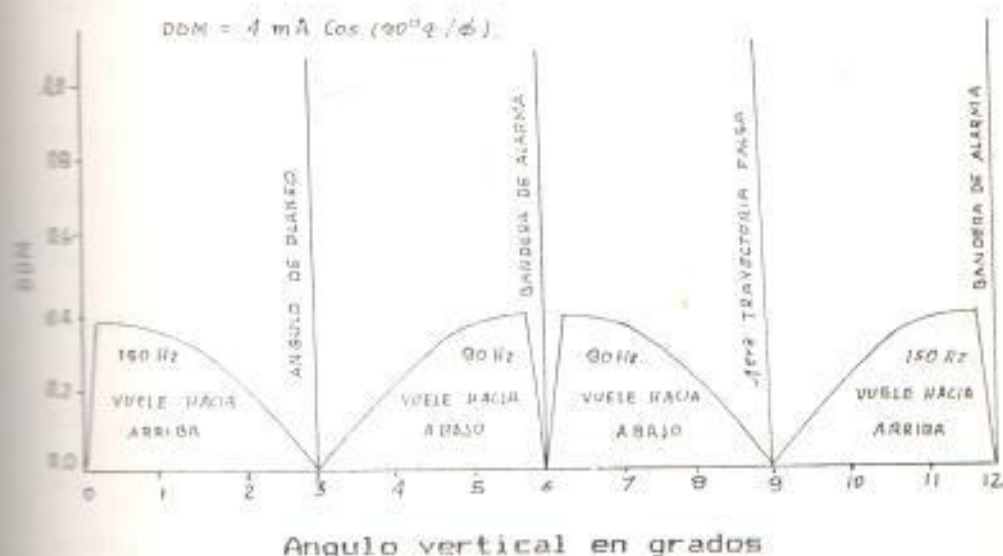


fig 5.23 Estructura de la DDM para los sistemas "Referencia de Nulo" y "Referencia de Bandas laterales".

Para el sistema Referencia de Bandas Laterales la ecuación 5.21 puede ser aplicada de igual manera, Pero con  $A = I_{ss} \text{ superior} / I_{cs} \text{ inferior}$ , y los campos  $E_{cs}$  y  $E_{ss}$  dados por las  $E_c$  (5.12) y  $E_c$  (5.13).

### Simetría de DDM

En la figura 5.1 se observa claramente la simetría de los patrones de radiación del sistema Referencia de Nulo.

En el sistema Referencia de Bandas Laterales aparentemente se observa una asimetría de los patrones porque el lóbulo en la región inferior al Angulo de plano es más pequeño que en la parte

superior. Pero sucede también que el lóbulo de la señal Ecs es menor bajo el ángulo de planeo, y mayor sobre él; esto recompensa el desequilibrio de la señal Ess y da como resultado una simetría de la DDM a cada lado de la trayectoria. Tal como lo indica la Fig. 5.23.

El nulo de las Puntas Laterales (patrón SBO) es el único que determina el ángulo de planeo. La señal CSB no afecta en nada al ángulo de planeo mas altera la simetría de la DDM y con ella la simetría en la deflexión del puntero horizontal.

#### Ancho de la Trayectoria

Los receptores de la Trayectoria de Planeo son calibrados (Sec 5.5) para 150  $\mu$ A de corriente de máxima deflexión cuando DDM =  $0.1775 \approx 0.178$  y los límites de la trayectoria están definidos por los ángulos  $\delta$  donde la DDM tiene éste valor. El área comprendida por estos dos ángulos a cada lado de la trayectoria se define como Ancho de la Trayectoria de Planeo y es ajustado para un valor de  $1.4^\circ$ , sin confundir con el ángulo de planeo que está dado por los puntos de cero DDM.

Este es uno de los parámetros mas importantes en las inspecciones en vuelo, midiéndose el semi-ancho de la trayectoria correspondiente a  $0.7^\circ$ .

El equipo transmisor posee un control de ancho de la trayectoria (Width Control), el cual, lo único que hace es controlar la cantidad de energía de la señal SBO que alimenta las antenas respectivas.

#### Margen de la trayectoria (clearance)

Este término se refiere al patrón de radiación vertical en ángulos dentro del sector de cobertura pero fuera del ancho de la trayectoria de planeo, donde los puntos de DDM no deben ser inferiores al valor de máxima deflexión ( $DDM > 0.178$  ó corriente de deflexión  $> 150 \mu A$ ).

#### Ángulo de Planeo

El ángulo de planeo está dado por el primer nulo de las bandas laterales (SBO), por lo tanto los puntos que se encuentren a lo largo de esta trayectoria solo recibirán energía de la portadora (CSB) igualmente modulada por los tonos de 90 Hz y 150 Hz (c/u al 40%), por lo que al ser comparados en el receptor darán una  $DDM = 0$ . Este ángulo puede ser regulado mecánicamente por el control de altura de las antenas; o electrónicamente en el sistema Referencia de Bandas Laterales mediante el control de amplitud de la señal SBR (fig. 5.4), de tal forma que si aumenta su ampli-



tud disminuye el ángulo y viceversa. Pero esto a su vez ocasiona una variación de la simetría del ancho de la trayectoria. Por lo que también deberá realizarse un ajuste de la amplitud de la portadora (CSB). Existiendo un compromiso entre ángulo, ancho, y simetría.

## ANÁLISIS DE LA SEÑAL EN EL RECEPTOR

El receptor es independiente del tipo de la estación terrestre ya que solo responde a las variaciones de la FEM.

Las antenas del receptor de la Trayectoria de Planeo consisten en un dipolo horizontal montado en estos casos sobre el mismo soporte vertical de la antena del Localizador. La tendencia actual es hacia el uso de antenas superficiales basadas en una guía de onda cuya abertura continúa con la superficie metálica del avión, consiguiéndose un mejor acoplamiento aerodinámico. Las antenas GS suelen colocarse en la nariz del avión debiendo tener una configuración curva, por esta razón las antenas en U que se proyectan horizontalmente en la nariz de la aeronave con los extremos terminados sobre material aislante en el fuselaje del avión, pueden ser las más popula-

El receptor UHF de la Trayectoria de Planeo, es un

receptor AM del tipo Superheterodino que se describe en la sección 3.2 (fig. 5.24.), que no posee etapa RF y es de doble conversión, con la primera frecuencia intermedia a 30 Mhz y la segunda a 3.1 Mhz.

La sintonización del canal GS se realiza automáticamente al sintonizarse el canal del Localizador mediante conmutación electrónica de una red de osciladores de cristal y sintetizadores de frecuencia que generan la señal adecuada para ser mezclada con la señal de entrada y dar la FI.

El receptor GS es mas sencillo que el del Localizador puesto que no detecta el canal de voz ni de identificación, sino, solamente los tonos de 90 Hz y 150 Hz, demodulando la portadora Am, mediante un detector de envolvente.

Uno de los principales problemas encontrados cuando se vuela la Trayectoria de Planeo es la convergencia de los patrones a cortas distancias del equipo.

Esta convergencia origina que la trayectoria sea excesivamente brusca y produzca deflexiones indebidas del puntero indicador para pequeñas desviaciones de la trayectoria deseada, el proceso para eliminar este efecto se conoce como "Ablandamiento del Curso" sobre el cual tiene un efecto directo el AGC del receptor. Para una intensidad normal de señal RF, la actuación del AGC será suficiente para mantener la señal de la Portadora en un nivel constante.

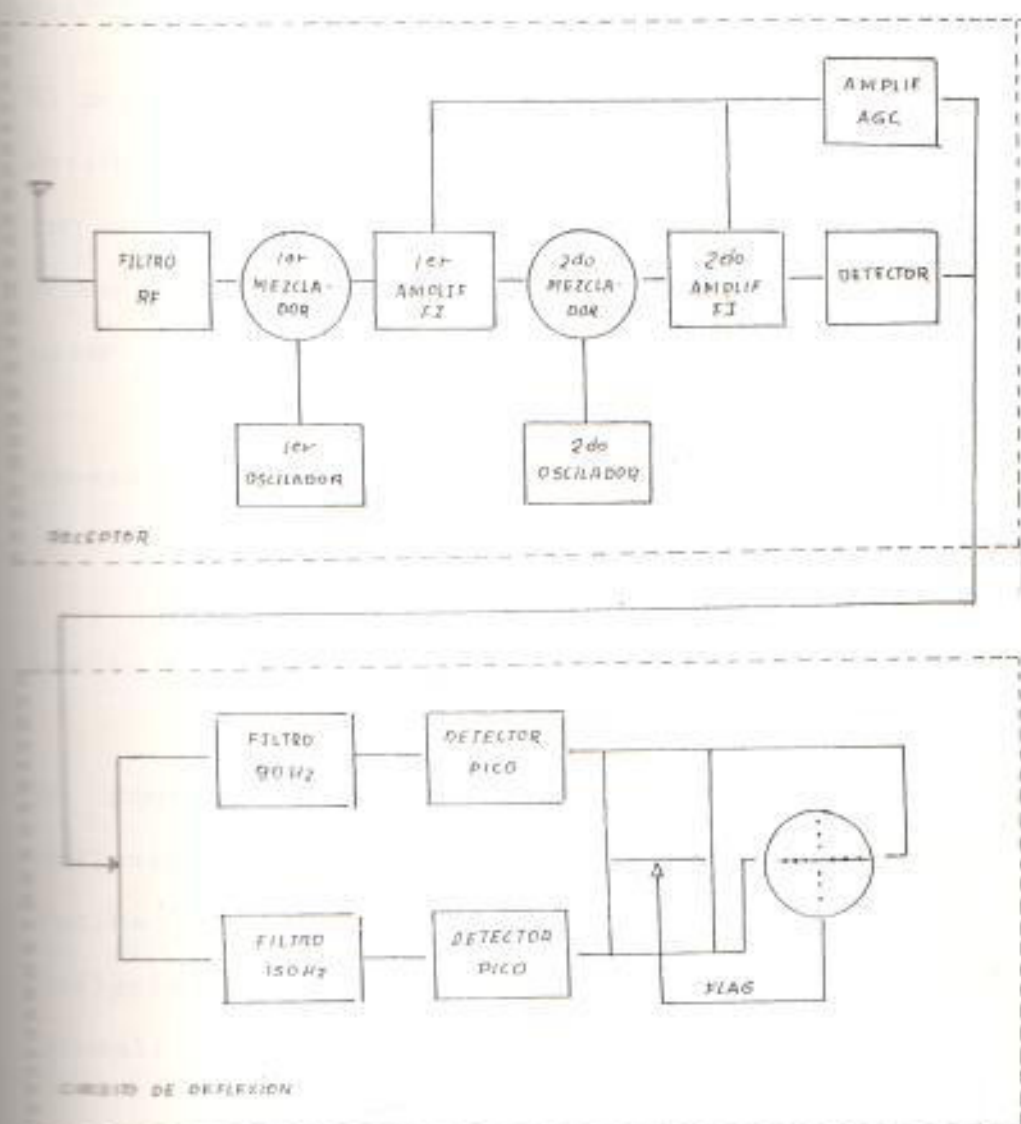


fig. 5.24 Diagrama de bloques del receptor de la Trayectoria de Planeo.

La salida del detector alimenta al circuito de deflexión que consiste en un par de filtros que separa cada tono seguidos de un rectificador que da a su salida un voltaje DC directamente proporcional a la profundidad de modulación de la señal de entrada.

### Calibración del Receptor

El proceso es similar al del Localizador (Sec. 4.5)  $M(90)$  y  $M(150)$  son ajustados inicialmente en 0.4 con una diferencia de apenas 2 dB. Entre los dos producen una corriente de deflexión de 78  $\mu$ A. El valor de la DDM correspondiente será:

$$1 = 20 \log y \quad \Rightarrow \quad y = 1,222$$

considerando que  $M(90) > M(150)$

$$M(90) = 1,222 \times 0,4 = 0,4488$$

$$M(150) = 0,4 / 1,222 = 0,3565$$

por lo tanto:

$$DDM = M(90) - M(150) = 0,0923$$

El control de sensibilidad de la corriente de deflexión se ajustará de modo que el indicador reciba 78  $\mu$ A y alcanzará a los 150  $\mu$ A en la deflexión máxima (fs:full scale). Así en la región lineal:

$$DDM(fs) / 0,0923 = 150 \mu A / 78 \mu A$$

$$DDM(fs) = 0,175 \approx 0,178$$

Este será el valor de la DDM que determine los límites del ancho del curso de la T. de Planeo. De tal forma que si el ancho de la trayectoria es igual a 1,4° implica que a 0,7° arriba y abajo de la trayectoria se tendrá una DDM de 0,178 (ó 0,09 para el Semi-Ancho con 75 $\mu$ A de corriente de deflexión como se utiliza en las inspecciones en vuelo).

La corriente de alarma (FLAG) se ajusta para 350

mA. con  $m(70)$  y  $m(150)$  iguales a 0,4 (40%). Esta corriente es proporcional al porcentaje de modulación, anotándose en una inspección en vuelo los valores correspondientes para cada % al igual que el AGC versus señal de entrada y comparándose con los resultados previos de la calibración como el ejemplo que se indica a continuación:

|                    |      |     |     |     |      |       |
|--------------------|------|-----|-----|-----|------|-------|
| Entrada<br>RF [pV] | 25.1 | 140 | 200 | 700 | 1250 | 11200 |
| AGC [pA]           | -    | 59  | 58  | 84  | 92   | 110   |
| %                  | 60   | 70  | 75  | 80  | 85   | 90    |
| Flag.<br>[pA]      | 329  | 290 | 320 | 350 | 380  | 410   |

## ANÁLISIS DE LA SEÑAL EN EL TRANSMISOR

### 4. Tipo REFERENCIA DE NULO

El transmisor GP es totalmente análogo al del Localizador, con las siguientes diferencias: 1) es más sencillo porque no tiene canal de voz ni de identificación. 2) el generador RF convencional trabaja en la banda UHF (335 Mhz para Guayaquil) con una potencia menor al del Localizador (2,5 W para la estación de Guayaquil) para un alcance de 18,52 Km. (10 NM). 3) La portadora es ahora modulada al 40%



para generar la señal. Las dos señales CSB y SBO se obtienen a partir de un modulador híbrido. Los espectros de las señales se indican en las figuras 5.17 y 5.18 de acuerdo al cual puede seleccionarse las cantidades de energía existentes en las señales a transmitirse para afirmar que el índice de modulación en el transmisor es:  $m = I_{cs} / I_c$ , y por lo tanto:

$$m(90) = I_{cs}(90) / I_c \quad m(150) = I_{cs}(150) / I_c$$

El índice de modulación se fija en 0,4 (40%) para cada tono, lo que equivale a un porcentaje de modulación total de 80% con una relación entre corrientes de:

$$\frac{I_{cs}(90)}{I_c} = \frac{I_{cs}(150)}{I_c} = 0,4$$

asumiendo que  $m(90) = m(150) = 0,4$ .

### 3. Tipo REFERENCIA DE BANDAS LATERALES.

Este sistema usa el mismo equipo de Referencia de Nulo para generar la señales CSB y las bandas laterales independientes entre si, pero adicionalmente posee una Unidad de Control de Amplitud y Fase (APCU), para combinar las señales recibidas desde el modulador en amplitudes y fases correctas para alimentar las dos antenas. Su diagrama de bloques se presenta a continuación.

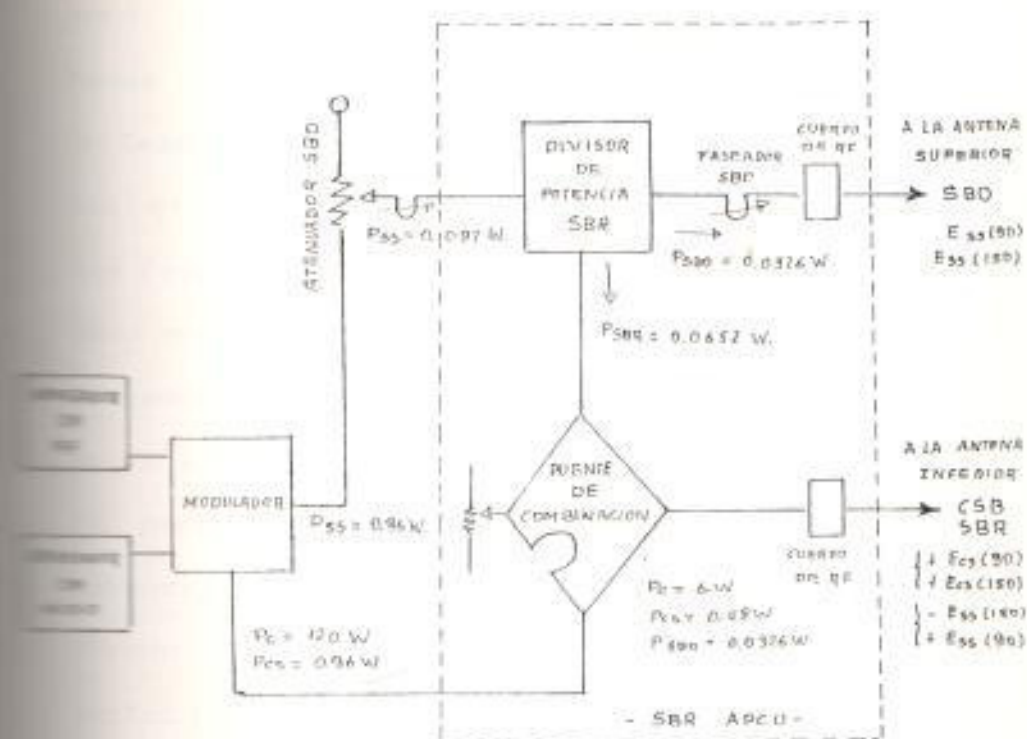


FIGURA REFERENCIA DE NULO + APCU

Fig. 5.25 Diagrama de bloques del transmisor Referencia de Bandas Laterales.

La APCU esta constituida por los siguientes componentes:

- Cuerpo de RF de entrada y salida.
- Un puente divisor de potencia.
- Un puente híbrido de combinación.
- Desplazadores de fase.

El puente Divisor de Potencia; ajusta la relación de potencia de las bandas laterales entre la antena superior (SSB) e inferior (SBR).

El Puente Híbrido combina la potencia de la portadora (CSB) y de las bandas laterales (SBR) alimentadas a la antena inferior.

Un Desplazador de fase está en la línea de alimentación de la antena superior y se usa para ajustar las fases relativas entre las señales SBO de la antena superior y SBR de la antena inferior. El Desplazador de fase común permite un ajuste de fase entre la señal CSB y la señal SBO.

El Atenuador de potencia SBO corrige la salida de potencia relativa de las bandas laterales permitiendo el ajuste del ancho y simetría de la trayectoria y el ángulo de planeo.

El Cuerpo de RF está formado por el conjunto de líneas de transmisión y acoplamiento entre los equipos y antenas respectivas.

## CAPITULO VI

## CARACTERISTICAS ESPECIALES

Y

## PARTICULARES DEL ILS

## I. INTRODUCCION.

Teóricamente se ha considerado la estructura de los patrones ILS bajo condiciones ideales en la que por ejemplo los puntos de cero DDM que determinan el rumbo del Localizador y la Trayectoria de Planeo estaban completamente alineados en una recta que se prolongaba en el espacio hasta los límites de cobertura. En la realidad las señales varían con la posición de las antenas a medida que la aeronave se aproxima hacia la pista. En todos los puntos de este trayecto las señales ILS se ven afectadas por la presencia de la tierra que deja de ser un conductor ideal debido a su topografía y sus constantes eléctricas de valores reales y variables de acuerdo al tipo de terreno. Estos factores unidos a los errores de calibración de los equipos terrestres y de abordo, hacen que la estructura de la señal varíe aleatoriamente en cada punto del espacio distorsionando por completo la alineación de los puntos de cero DDM, formando codos y estructuras caprichosas que oscilan

con el tiempo empeorando aún más la estructura de dichas señales. Por lo tanto ahora tratamos con variables aleatorias, y al hablar del rumbo del Localizador y de la Trayectoria de Planeo nos referiremos a la línea media alrededor de la cual ocurren tales oscilaciones, conocidas como línea aparente de cero SCA.

Los efectos de las señales reflejadas, de los errores de proximidad y del efecto de la topografía del terreno son los factores que limitan la operación eficiente del ILS.

La seguridad de la aeronave depende de la exactitud, precisión e integridad del sistema, por lo tanto es de fundamental importancia examinar las estructuras de dichas señales durante un vuelo de calibración con una aeronave de inspección adecuadamente equipada.

40 examinar la estructura de las señales ILS con la aeronave, no puede determinarse la estabilidad o la confiabilidad del equipo terrestre; para ello se necesita de monitores instalados en tierra que muestren continuamente las señales radiadas y activen un sistema de alarma cuando éstas salen fuera de tolerancia. Adicionalmente se necesita de mediciones periódicas en tierra por parte del personal de mantenimiento para llevar un registro del comportamiento del equipo con el fin de confirmar la categoría de actuación de la estación terrestre.



## 2.2 POSICIONAMIENTO DE LAS ANTENAS.

La intensidad y fase de las señales ILS varían con la distancia y la altura de las antenas receptora y transmisora de acuerdo con las características de propagación y el tipo de terreno.

### 2.2.1 PROPAGACION Y ESTRUCTURA DE LAS SEÑALES ILS.

A frecuencias superiores a los 60 MHz las ondas no son reflejadas por la ionósfera, en consecuencia la onda terrestre es la única energía que alcanza la antena receptora.

La onda terrestre es aquella porción de onda radioeléctrica afectada por la presencia de la tierra, y puede ser convenientemente dividida en dos componentes: la Onda Superficial que se atenúa rápidamente a cortas distancias del transmisor y forma parte del campo cercano de la antena, y la Onda Espacial que resulta de la interferencia de dos componentes, la Onda directa y la Onda reflejada en tierra.

La onda espacial es la que hace el campo lejano y la que determina los patrones de radiación en los capítulos anteriores. El efecto del campo cercano puede considerarse a distancias de aproximadamente 10 aperturas (210 m aprox.) de antena pudiendo decirse que las características

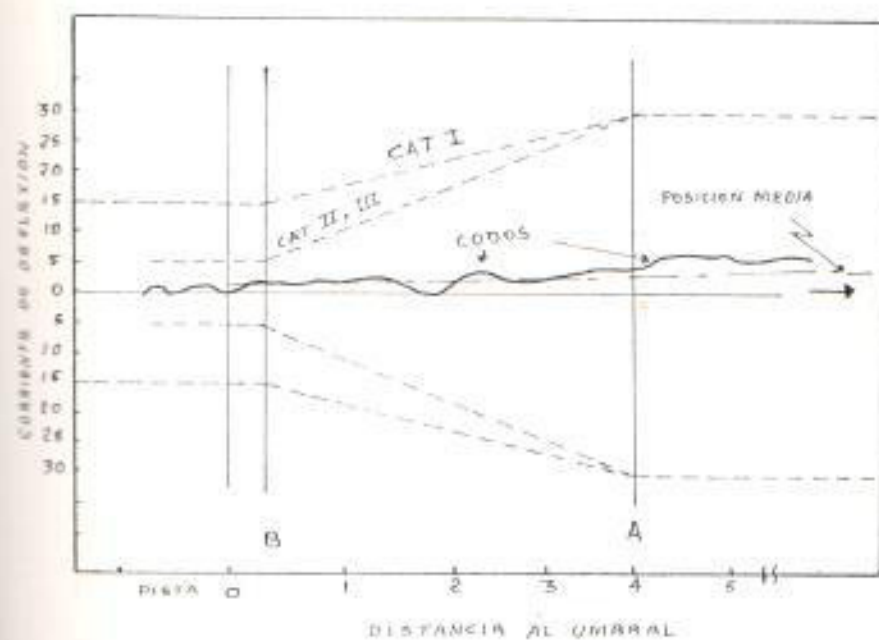


fig.6.1 Estructura y Tolerancia del Rumbo del Localizador.

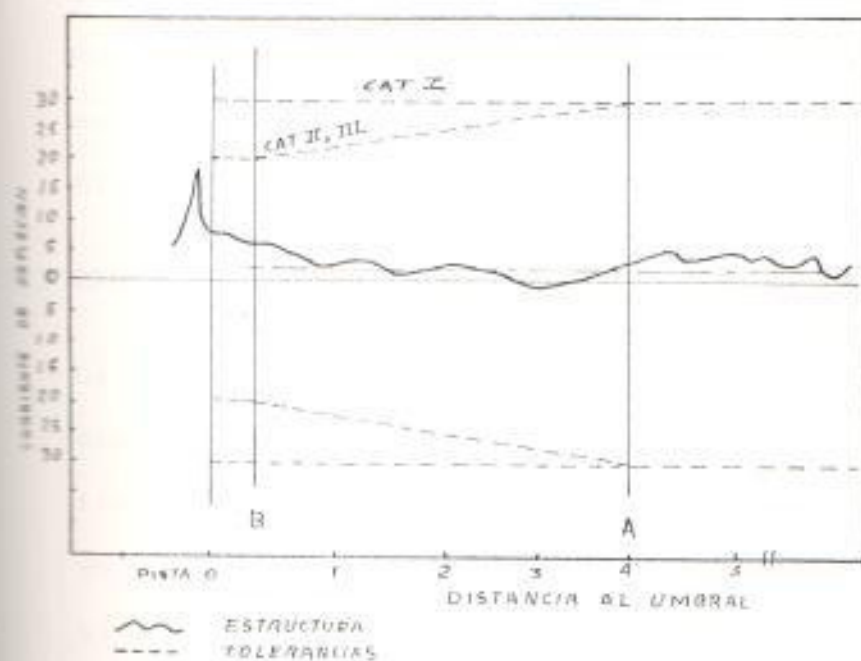


fig 6.2 Estructura y Tolerancia de la Trayectoria de Planeo.

de la señal ILS aun no se han formado.

Los patrones verticales del ILS son patrones de interferencia que dependen de la longitud de onda, de la intensidad y fase de la onda reflejada, del índice de refracción de la atmósfera cercana a la tierra que origina una ligera curvatura en el trayecto de propagación que puede considerarse despreciable en el rango de cobertura del ILS. Considerando por lo tanto una propagación rectilínea limitada por la curvatura de la tierra.

La estructura de las señales ILS puede evaluarse registrando gráficamente la corriente de deflexión del receptor en función de la distancia a la pista cuando la aeronave recorre el Rumbo del Localizador o la Trayectoria de Planeo en un gráfico como el que se indica en la fig. 6.1 y fig. 6.2.

### 6.2.2 EFECTO DE LA TIERRA.

La intensidad y fase de la Onda Reflejada en la superficie de la tierra depende de las constantes eléctricas de la misma, por lo tanto influye en la estructura de las señales ILS especialmente en la trayectoria de planeo que depende del Área de reflexión como se indica en la fig. 6.3.

Consideremos un ILS de categoría I con un ángulo de plano  $\theta$  en el que la señal es útil hasta el punto C del ILS.

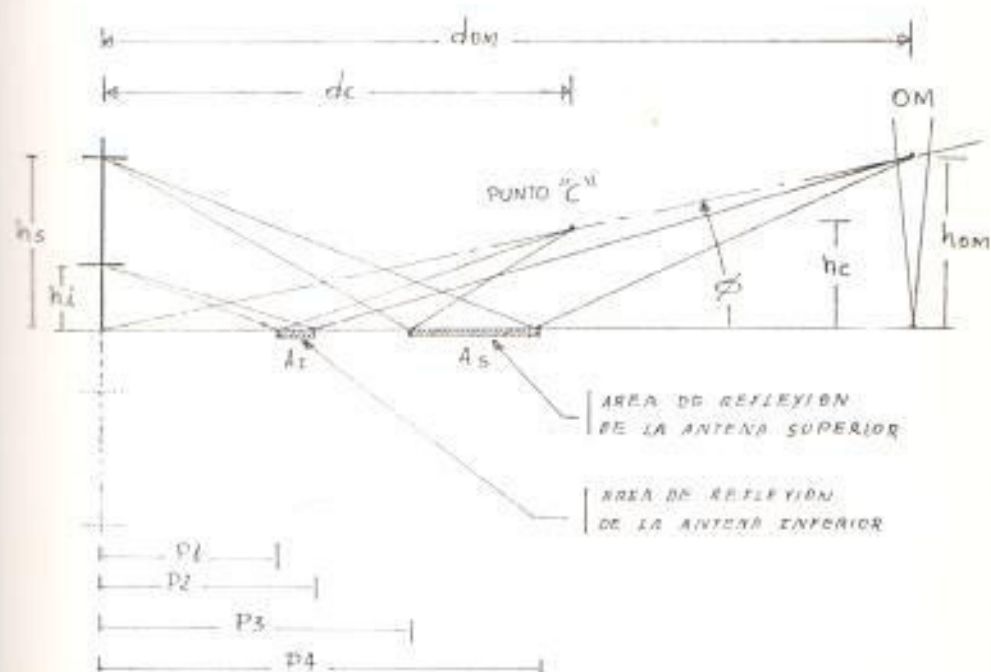


fig. 6.3 Determinación de la Longitud del Área de Reflexión.

Si tomamos como referencia el marcador externo OM y la horizontal que pasa por el punto de elevación de las antenas (como referencia de las alturas) y las distancias XC al punto C del ILS y XOM al marcador externo.

Considerando que el ángulo de incidencia es igual al ángulo de reflexión obtendremos por triángulos las siguientes relaciones:

$$\frac{h_i}{p_4} = \frac{h_{om}}{(dom - p_4)} \quad \frac{h_s}{p_3} = \frac{h_c}{(dc - p_3)}$$

$$\frac{h_i}{p_2} = \frac{h_{so}}{(d_{om} - p_2)} \quad \frac{h_i}{p_1} = \frac{h_c}{(d_c - p_1)}$$

de donde:

$$p_4 = \frac{d_{om} \times h_s}{h_{om} + h_s} \quad p_3 = \frac{d_c \times h_s}{h_c + h_s}$$

$$p_2 = \frac{d_{om} \times h_i}{h_{om} + h_i} \quad p_1 = \frac{d_c \times h_i}{h_c + h_i}$$

La longitud del área de reflexión de la Antena Superior ( $A_s$ ) y de la Antena Inferior ( $A_i$ ) será:

$$A_s = (p_4 - p_3) \quad \text{Ec. (6.1) a)}$$

$$A_i = (p_2 - p_1) \quad \text{Ec. (6.1) b)}$$

El comportamiento de la tierra como superficie reflectora para señales polarizadas horizontalmente puede evaluarse con gran aproximación considerándola como un conductor ideal, con la intensidad de Onda Reflejada igual y desfasada  $180^\circ$  con la Onda Incidente. Cuando no se requiere de mucha exactitud, esta aproximación es eficiente al evaluar los patrones del ILS.

La magnitud y fase de la Onda Reflejada está dado por el Coeficiente de Reflexión ( $R=r|\delta$ ), donde "r" es la relación de magnitudes de la Onda Reflejada a la Incidente y "δ" la desvia-



ción de fase del caso ideal ( $180^\circ$ ). El valor exacto de R depende de la constante y eléctrica de la tierra ( $\epsilon$ ) y su conductividad ( $\sigma$ ), la frecuencia y el ángulo de incidencia, que a su vez depende de la ubicación de la antena de abordo con respecto a la transmisora.

El valor efectivo de R tiende a ser independiente del rango de frecuencias del Localizador (108 a 112 MHz) y de la Trayectoria de Planeo (328 a 331 MHz), sin embargo varía levemente con las constantes de la tierra y mas ampliamente con el ángulo de incidencia.

La fig. 6.4 ilustra las variaciones de R con el ángulo de incidencia para suelo seco y húmedo pantanoso como el de Guayaquil.

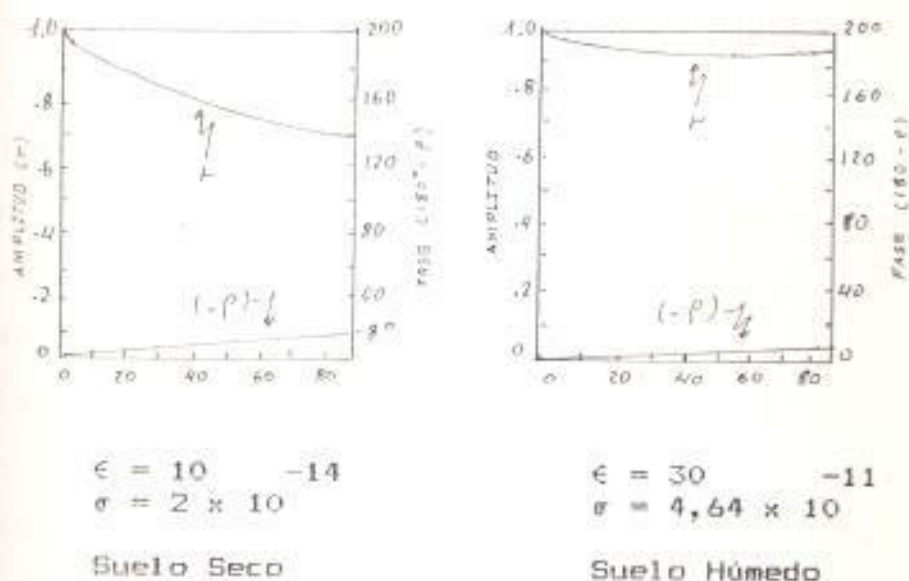


fig. 6.4 Variaciones del Índice de Reflexión.

De la fig. 6.4 se concluye que la tierra se comporta exactamente como un conductor ideal a bajos ángulos de incidencia correspondientes a un receptor ubicado a baja altura y a gran distancia del transmisor, cuando la aeronave inicia la aproximación. Y a medida que el receptor se aproxima a la pista el ángulo de Incidencia aumenta, disminuyendo gradualmente el coeficiente de reflexión hasta un valor mínimo cuando el ángulo de Incidencia es de  $90^\circ$  con respecto a la vertical. Esta variación de R en las regiones cercanas a las antenas causa un grave problema cuando se realiza mediciones de inspección en tierra, originando inestabilidad en las lecturas registradas en un mismo punto en diferentes épocas del año. Las constantes eléctricas depende de la humedad del suelo debido a la poca profundidad de penetración de las ondas ILS que varían entre 8 cm. en el agua hasta 2 m. en tierra seca. Este efecto puede corregirse mediante un eficiente drenaje del terreno cercano a las antenas transmisoras.

La fase de la onda reflejada difiere entre  $172^\circ$  y  $180^\circ$  para suelo seco y entre  $176^\circ$  a  $180^\circ$  para suelo húmedo, esto ocasiona una ligera desviación de la ubicación de los nulos y por ende de la trayectoria de planeo y del curso del Loca-

lizador.

La magnitud de  $R$  varía entre 0.7 y 1 para suelo seco y entre 0.9 y 1 para suelo húmedo, esto ocasiona una oscilación en la intensidad de las señales y por consiguiente una inestabilidad en la estructura del rumbo y de la trayectoria. Por estas razones el ángulo de planeo varía con la humedad del suelo consecuentemente con el clima y las estaciones del año.

#### Ejemplo 6.1

Las áreas de reflexión de la Trayectoria de planeo para el Aeropuerto Simón Bolívar puede determinarse considerando que se trata de una estación de categoría I y que además:

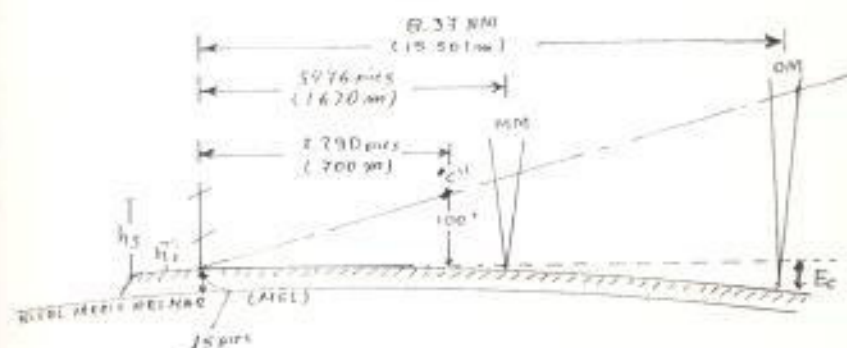
Altura de la antena superior  $h_s = 24.4$  pies

Altura de la antena inferior  $h_i = 8.1$  pies

Altitud de intersección sobre el marcador externo (FAL NDB) = 2300 pies.

Elevación de la localidad = 15 pies.

Ángulo de planeo =  $2.5^\circ$



La distancia desde las antenas al punto de intersección se evaluará como sigue:

Curvatura de la tierra:  $(E_c) = d^2 \times 0,883$  pies.

$$E_c = (8,37 \text{ NM})^2 \times 0,883 = 49,40 \text{ pies} = 64,4 \text{ m}$$

$$\text{dom} = \text{hcm} - (E_c + 15 \text{ pies}) / \tan 2,5^\circ$$

$$\text{dom} = (2300) - (64,4 + 15 \text{ pies}) / \tan 2,5^\circ$$

$$\text{dom} = 8,37 \text{ NM} \approx 15,5 \text{ Km}$$

La altura del punto "C" nominalmente es de 100 pies (30,5 m.) y su distancia a las antenas será:

$$d_c = 100 / \tan 2,5^\circ$$

$$= 2290,38 \text{ pies} = 0,37 \text{ NM} \approx 0,7 \text{ Km.}$$

De la fig. 6.3 y de las Ec. (6.1) a) y b) tendremos que:

$$p_4 = 50860,10 \approx 24,4 / ((2300 - 79,4) + 24,4)$$

$$p_4 = 552,78 \text{ pies} = 168,60 \text{ m}$$

$$p_3 = 2290,4 \approx 24,4 / (100 + 24,4)$$

$$p_3 = 449,24 \text{ pies} = 137,92 \text{ m}$$

$$p_2 = 50860,10 \approx 8,1 / ((2300 - 79,4) + 8,1)$$

$$p_2 = 184,85 \text{ pies} = 56,39 \text{ m}$$

$$p_1 = 2290,4 \approx 8,1 / (100 + 8,1)$$

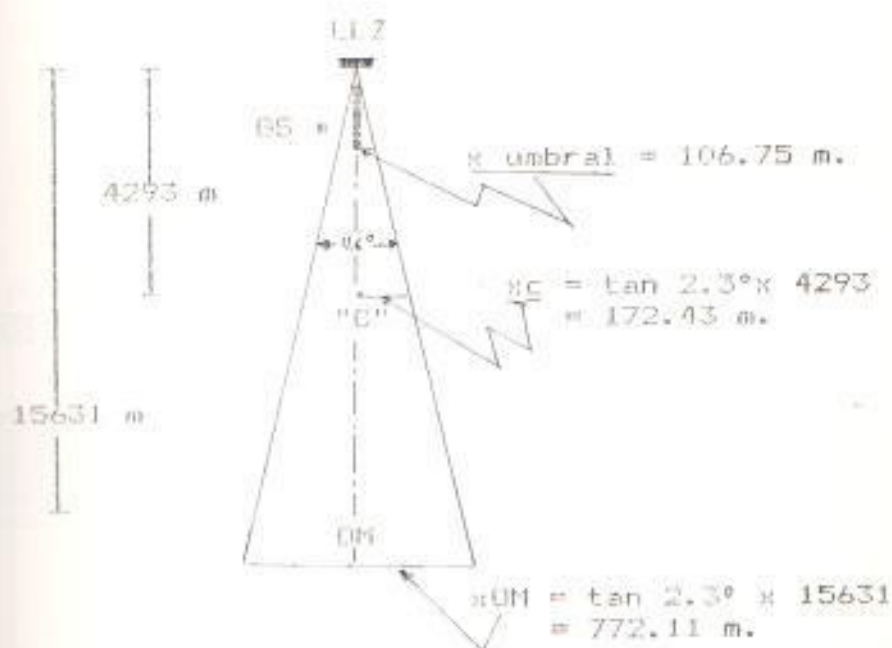
$$p_1 = 171,59 \text{ pies} = 52,34 \text{ m}$$

La longitud de las áreas de reflexión será:

$$A_s = p_4 - p_3 = 31,58 \text{ m}$$

$$A_i = p_2 - p_1 = 4,05 \text{ m.}$$

Para evaluar el ancho de las áreas consideraremos el ancho del curso igual a 4,60° el mismo que se ajusta para tener una proporción hasta  $\pm 106.75$  m ( 700 pies) en el umbral, el ancho del curso el punto "C" y en OM será:



de la fig. 6.5 por relación de triángulos se obtiene:

En el punto "C" ILS:

Triángulo APD

$$\frac{BD}{700} = \frac{a1'}{p1}$$

$$a1' = p1 \times BD / 700$$

$$a1' = p1 \times 73.13 / 700$$

$$a1' = 5.57 \text{ m}$$

Triángulo ABE

$$\frac{BE}{700} = \frac{a1}{p1}$$

$$a1 = p1 \times BE / 700$$

$$a1 = p1 \times 271.13 / 700$$

$$a1 = 20.52 \text{ m}$$



$$a2' = p2 = 672.81/15631 \quad a2 = p2 = 8/1.41/15631$$

$$a2' = 3.42 \text{ m}$$

$$a2 = 3.14 \text{ m}$$

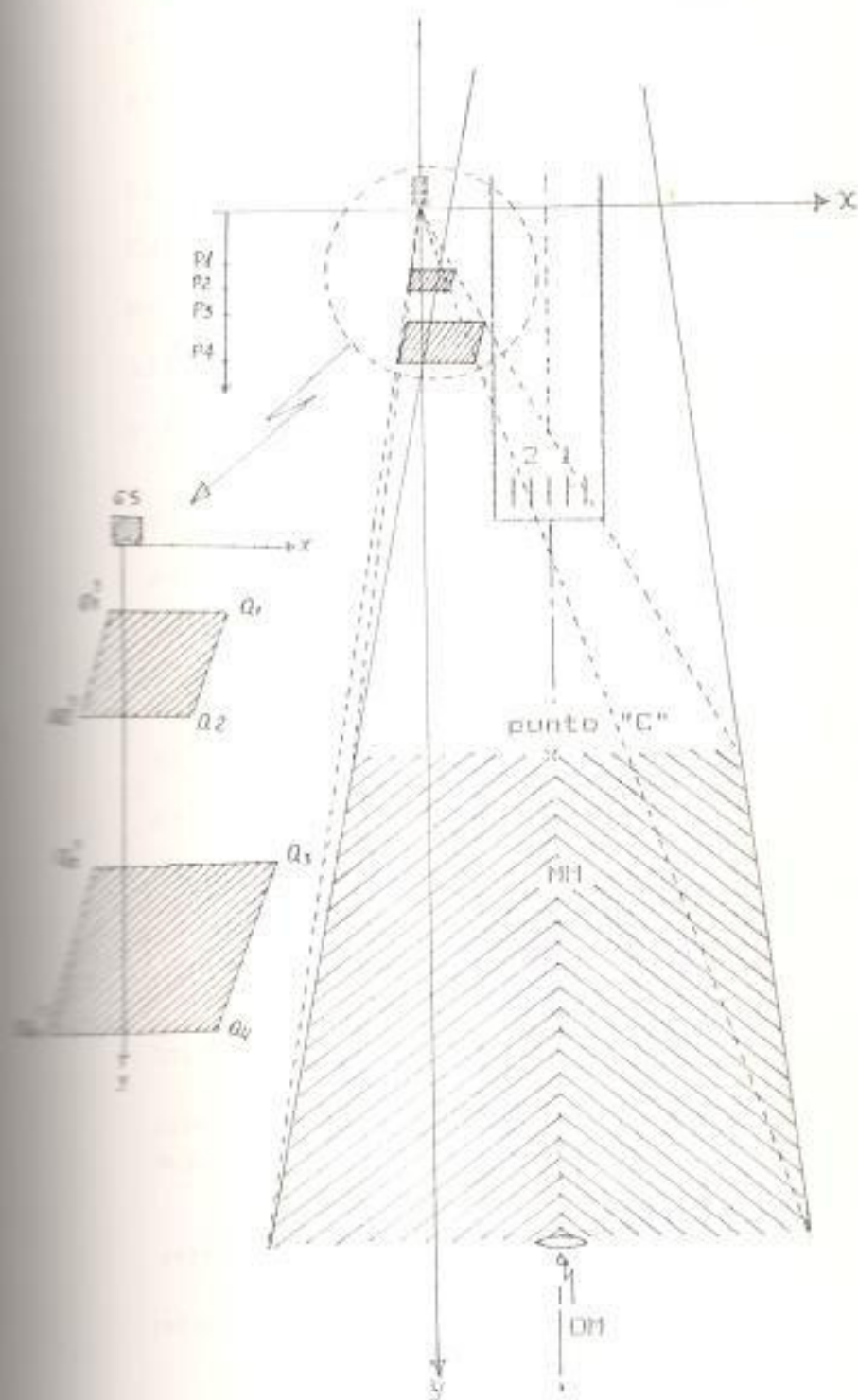


fig. 6.5 Areas de Reflexión de la TDP en el aeropuerto Simón Bolívar (Cat I).

$$\begin{aligned}
 a3' &= p3 \times 73.13/700 & a3 &= p3 \times 271.13/700 \\
 a3' &= 14.32 \text{ m} & a3 &= 53.19 \text{ m} \\
 a4' &= p4 \times 672.81/15631 & a4 &= p4 \times 871.41/15631 \\
 a4' &= 7.26 \text{ m} & a4 &= 9.40 \text{ m}
 \end{aligned}$$

Si se desea mejorar el servicio a niveles de Categoría II es decir hasta el umbral 21 sobre el cual la trayectoria de planeo cruzará a una altura de 15 pies. Se modificarán los puntos p1 y p3 solamente de la siguiente manera:

$$\begin{aligned}
 p1 &= 343.55 \times 8.1 / (15 + 8.1) \\
 p1 &= 120.47 \text{ pies} = 36.74 \text{ m} \\
 p3 &= 343.55 \times 24.4 / (15 + 24.4) \\
 p3 &= 212.76 \text{ pies} = 64.89 \text{ m} \\
 a1' &= p1 \times 7.45 / 361 = 0.76 \text{ m} \\
 a1 &= p1 \times 206.05 / 361 = 20.97 \text{ m} \\
 a3' &= p3 \times 7.45 / 361 = 1.34 \text{ m} \\
 a3 &= p3 \times 206.05 / 361 = 37.04 \text{ m}
 \end{aligned}$$

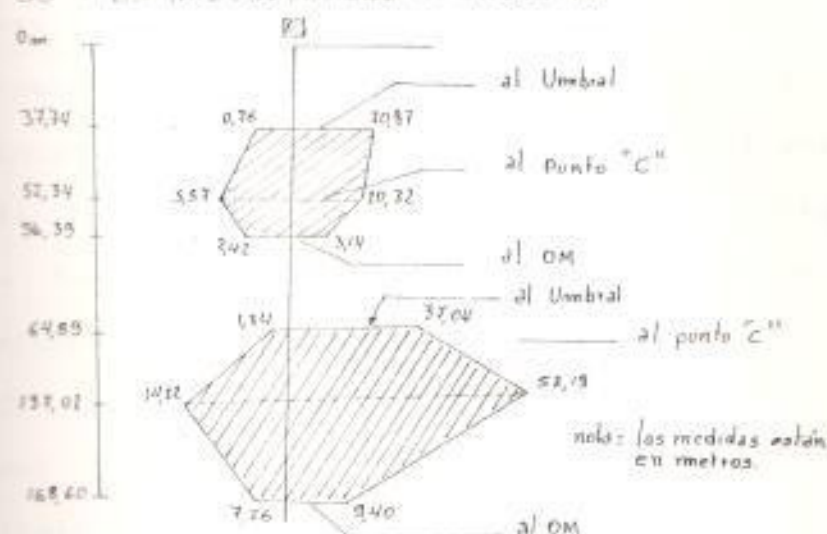


fig 6.6 Areas de reflexión Para el ILS Cat II.

### 2.3 PATRON VERTICAL DE LOCALIZADOR.

El arreglo lineal de antenas del Localizador en el plano vertical puede ser considerado como una sola antena ubicada sobre la superficie terrestre; por lo tanto el patrón vertical puede evaluarse usando la Ec.4.5:

$$E = A_0 \text{ Sen } ( h^0 \text{ Sen } \xi )$$

donde  $A_0$  es el patrón vertical de un elemento del arreglo y  $h^0$  es la altura de las antenas.

El requisito que debe cumplir el patrón vertical es la existencia de una línea de vista desde las antenas hasta un punto situado a 6.19 m. (20 pies) de altura sobre la cabecera de la pista. En algunos aeropuertos como el de Quito este requisito se satisface usando una plataforma sobre la cual se instala las antenas.

Posteriormente la altura de las antenas del Localizador está determinada por dos criterios:

- 1) Buscar que la mayor energía vaya dirigida a bajos ángulos de elevación aumentando la altura de las antenas.
- 2) Considerar la máxima altura de intersección del Localizador sobre el marcador externo limitada por el primer nulo del patrón.

Por ejemplo si consideramos una altura  $h = 280'$  (7 pies) y  $h = 1400'$  (30 pies), la potencia relativa de la señal a 1000 pies sobre el marcador externo será:

$$\alpha = \tan^{-1} (1000 / 42000) = 1.36^\circ$$

$$E = \text{Sen}(280 \times \text{Sen } 1.36) = 0.116$$

$$E = \text{Sen}(1400 \times \text{Sen } 1.36) = 0.55$$

Esto demuestra que aumentando la altura de las antenas se incrementa la señal en ángulos de baja elevación.

La distancia de las antenas a la pista depende de la altura de las mismas; así para  $280'$  de altura deben ubicarse a (350 pies) del extremo final de la pista y para  $h = 1400'$  no pueden estar a menos de 1750 pies.

Con el aumento de la altura de las antenas disminuye el ángulo en el cual ocurre el primer nulo; así para  $h = 280'$  el primer nulo ocurre a  $4^\circ$  correspondiendo a una altura de 20000 pies sobre el marcador externo; para  $h = 1400'$  el primer nulo ocurre a  $7.4^\circ$  correspondiendo a una altura de 2000 pies sobre el marcador externo.

En conclusión la señal del Localizador no podrá utilizarse mas allá del primer nulo porque el sentido de los punteros se invierte debido al cambio de fase de  $180^\circ$  entre lóbulos adyacen-

tes. Para antenas de cierta directividad en el plano vertical como las antenas DLP pueden conseguirse las mismas condiciones de operación con alturas inferiores; así con una altura de 6 pies se consigue una cobertura vertical de 7°.

## LIMITACIONES DEL SISTEMA.

### 3.1 INTERFERENCIA DE SEÑALES REFLEJADAS.

#### A. Objetos Reflectores.

Uno de los principales problemas con las señales ILS en aeropuertos materialmente saturados como el actual aeropuerto de Guayaquil es la presencia de cuerpos reflectores que pueden afectar al diagrama de radiación.

Dependiendo de la fase y la magnitud con que es recibida la señal reflejada, ésta puede reforzar o debilitar la Onda directa originando: 1) Ondulaciones en la trayectoria y rumbo del Localizador. 2) Puntos de ausencia de señal. 3) Fluctuaciones erráticas del puntero indicador. 4) Pérdidas de la señal de uno o mas puntos a lo largo de la trayectoria de aproximación. Una excesiva cantidad de estos efectos origina un rumbo totalmente imposible de seguir.



Las señales reflejadas recibidas en la aeronave que se aproxima recorren caminos más largos que las ondas directas, dependiendo de la diferencia entre estos trayectos la fase de las señales.

La magnitud de la energía reflejada depende de la cantidad de energía recibida de la fuente siendo ésta una función inversa del cuadrado de la distancia, de las dimensiones y naturaleza de la superficie reflectora, de la distancia total recorrida entre las antenas transmisoras el reflector y la aeronave, de su orientación y ubicación con respecto a las antenas transmisoras (fig 6.7). Dentro de la naturaleza de los materiales mas comunes usados en construcciones civiles por orden creciente en el coeficiente de reflexión están: madera, tejados, concreto y metales.

Las dimensiones horizontales de los objetos reflectores son las que causan mayores dificultades debido a la polarización horizontal de las señales. Por lo tanto cercas, instalaciones eléctricas que presentan flancos horizontales se comportan como radiadores secundarios, tienen que ser definitivamente evitados.



jetos reflectores que nos indica la fig 6.7 a considerarse son: la posición 1 que recibe una cantidad menor de señal que aquellos que se encuentran en la posición 2 y 3.

El análisis final de la estabilidad de la Trayectoria de Planeo perjudicada por señales reflejadas solamente puede ser definido por la inspección en vuelo. Sin embargo con las señales del Localizador pueden hacerse un estudio preliminar del efecto de la interferencia de señales reflejadas, utilizando un procesador para simular sus efectos.

#### **B. Señales Reflejadas y el Localizador.**

Uno de los efectos mas importantes sobre la estructura del rumbo del Localizador es la cantidad y el carácter de sus ondulaciones dentro del área de aproximación, causados por obstáculos próximos, hangares, aviones, cercas, líneas de energía eléctrica, etc. Reflejando las señales hacia el patrón originando interferencia y si fuese ésta demasiado fuerte, condiciones fuera de tolerancia.

Varias técnicas se han desarrollado para minimizar los efectos de éstas reflexiones: Para minimizar las reflexiones ocasionadas por objetos en la posición 1, se minimiza la

cantidad de energía radiada hacia la parte posterior utilizando una pantalla reflectora o antenas DLP sin curso posterior.

En el caso de objetos en la posición 2 y 3 que son los más perjudiciales como los hangares y el propio terminal, la solución consiste en incrementar la directividad de los patrones mediante un arreglo de gran apertura como el de 17 elementos DLP de tal forma que poca energía se radie lateralmente hacia los objetos reflectores minimizando de esta manera la intensidad de la onda reflejada y sus efectos, debiendo añadirse que las oscilaciones que ocurren cerca de la línea central del localizador para una determinada intensidad de señal reflejada es una función directa de la ganancia del receptor. Sin embargo para mantener el mismo ancho del curso las señales SBO debe incrementarse en la misma relación que la señal CSB.

### C. Áreas Críticas y Sensibles.

Los efectos de interferencia dependen del ambiente total alrededor de las antenas y de las características propias del sistema de antenas. Para un control del primer factor es necesario definir dos áreas a considerar-

se: Las áreas críticas y las áreas sensibles. El área crítica es un área de dimensiones definidas que rodea a las antenas en la cual los vehículos, incluyendo la circulación de aeronaves causan perturbaciones inaceptables.

El área sensible es un área que se extiende mas allá del área crítica en la cual los vehículos y especialmente las aeronaves estacionadas o en movimiento afectan la actuación del H.S. Es necesario controlar las áreas mencionadas a fin de impedir la entrada de aeronaves y vehículos interferentes.

En el caso del Localizador todo objeto de gran dimensión expuesto a la radiación direccional debe considerarse como una posible fuente de interferencia inaceptable.

En el caso de la Trayectoria planeo la experiencia demuestra que cualquier objeto que sobresalga verticalmente sobre una superficie inclinada con respecto a la horizontal a nivel de la antena y dentro de la cobertura en acimut de la misma debe ser considerado como una posible fuente de interferencia inaceptable.

Las dimensiones de estas áreas depende de la topografía, dimensión y orientación de los



objetos no naturales (aeronaves y vehículos) y del tipo de antenas ILS.

Las antenas RLP del actual aeropuerto por su gran directividad y baja radiación posterior permite reducir el tamaño de estas áreas y con ello la probabilidad de interferencia. En la antena de la Trayectoria de planeo sin embargo aunque se trata de un equipo moderno presenta dificultades en la estructura de la trayectoria debido a que el área sensible está fuera de los límites del aeropuerto lo cual no permite ejercer un control adecuado.

### 4.3.2 EFECTO Y ERROR DE PROXIMIDAD.

Para una aeronave en aproximación usando la Trayectoria de planeo las distancias relativas recorridas por las señales que parten de las antenas varían debido a las diferentes alturas de éstas, y por el hecho de estar instaladas alejadas del eje central de la pista. Estas diferencias de trayecto origina un desfase despreciable cuando la aeronave se encuentra distante de las antenas. Cuando ésta se aproxima el desfase se torna muy aparente, así para un sistema Referencia de Nulo con ángulo de planeo de  $3^\circ$  a apenas 550 m. de las antenas,

el desfase llega a  $20^\circ$  y continúa aumentando con la aproximación. Por analogía este efecto es conocido como Efecto de Proximidad.

Un desfase excesivo entre las señales recibidas desde la antena superior e inferior perjudicaría a la trayectoria siendo un punto crítico máximo el marcador medio. Un efecto de compensación en la diferencia del trayecto se consigue al desplazar lateralmente la antena superior en relación a la inferior aproximándose más hacia la pista. Este desplazamiento lateral (offset) es necesario para evitar que las fases de la señal de la antena superior e inferior no se alteren con la aproximación de la aeronave, y es ejecutado durante la instalación del sistema haciendo uso de tablas y curvas proporcionadas por el fabricante. Normalmente se dispone de un eje horizontal apropiado para estos ajustes.

Este efecto es más marcado en el sistema Referencia de Hilo en el cual el la señal SBO origina un patrón en forma de cono de evolución alrededor del mástil (fig. 6.8). Este cono conteniendo los nulos SBO, da una trayectoria recta solo en el plano vertical que contiene al mástil de las antenas, pero si lo cortamos con un plano vertical que pasa por el eje

de la pista la Trayectoria de Plano se convierte en una hipérbola, que se separa de la recta teórica y corta a la vertical sobre el punto de toma de contacto (TD) en un punto tanto mas alto cuanto mas distante esté la antena del eje de la pista.

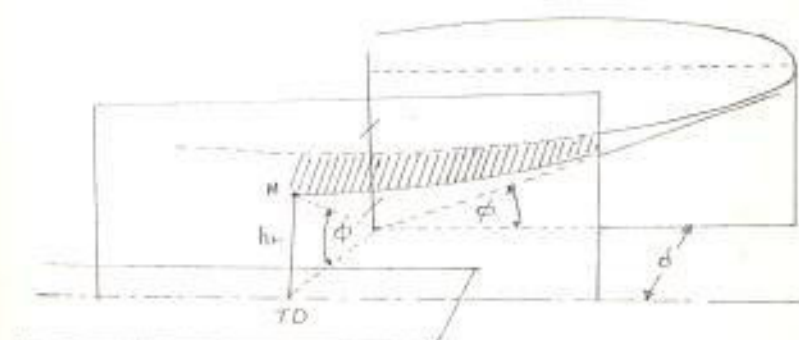


fig. 6.8 Efecto de proximidad.

La altura del aparente punto de contacto (M) será:

$$h_m = d \tan \theta$$

y para ángulos pequeños  $\tan \theta \approx \theta$  y  $h_m = d \theta$ . Esta suele ser excesiva aunque una ligera curvatura en la trayectoria de descenso es favorable en cuanto permite el enderezamiento de la aeronave en la etapa final.

La altura  $h_m$  es proporcional a la distancia

"d" y al ángulo de planeo  $\theta$  por lo tanto para descender el punto M debe disminuirse "d" y " $\theta$ ".

" $\delta$ " está dado por la posición del primer nulo y puede disminuirse mediante la radiación desde una antena inferior generalmente colocada próxima a la portadora emitiendo solo bandas laterales en contrafase con la misma en dirección hacia la pista y a baja potencia con el objeto de que esta señal se cancele con la procedente del lóbulo inferior del patrón SBO. La amplitud de la señal modificadora se ajusta experimentalmente para obtener cero DBM a dos o tres metros de altura sobre TD; considerando que la altura de las antenas receptoras instaladas en las aeronaves cuando han aterrizado varía de 1.20 a 6 m. o más dependiendo del tipo de aeronave. Este dispositivo es indispensable en las categorías II y III.

En un sistema Referencia de Bandas Laterales el error de proximidad  $\delta p$  es la diferencia de fase entre la portadora y la banda lateral total. La portadora y la señal Essi son irradiadas por la misma antena por lo tanto no posee error de proximidad, el único  $\delta p$  efectivo será la diferencia de fase entre la señal Essu comparada con las otras señales. Este error se compensa

desplazando la antena inferior hacia afuera y la superior hacia la pista por un total igual a  $\delta p$ , el atraso de fase de la señal Essu sera corregida y la diferencia de fase en el eje de la pista sera cero. El error restante se debe a la ubicacion de las antenas y se procede de la manera ya indicada.

### 3.3 EFECTO DE LA TOPOGRAFIA DEL TERRENO.

La topografia circundante y la inclinacion natural del terreno son factores altamente influyentes en la formacion de la Trayectoria de Planeo especialmente en las regiones que se extienden inmediatamente delante de las antenas utilizadas para generar dicha trayectoria. El suelo de esta area debe ser plano y a nivel, libre de obstaculos o vegetacion densa. Desniveles longitudinales o transversales provocaran alteraciones indeseables en el valor esperado del angulo de planeo.

a) Declive longitudinal.- es la inclinacion del terreno en la direccion paralela a la pista; este desnivel provocara una diferencia entre el angulo para el cual el equipo fue instalado y el angulo resultante. La diferencia sera idantica al valor angular de la inclina-



ción del terreno. Por ejemplo si el equipo fué instalado para un ángulo de  $2.5^\circ$  y el terreno tiene una inclinación de  $\frac{1}{4}^\circ$  el ángulo resultante será de  $2\frac{1}{4}^\circ$ , o si tiene una pendiente elevada de  $\frac{1}{4}^\circ$  el ángulo será de  $2.75^\circ$ .

- b) Declive transversal.- es la inclinación en sentido normal a la pista, este tipo de pendiente causará una inclinación a la trayectoria dando como resultado que a una altura fija a un lado del eje central de la pista el ángulo medido será mayor o menor que al otro lado del eje y a la misma altura. Este declive se comprueba en inspección en vuelo en los planos verticales que se levantan a cada lado de la pista (conocido como tilt).

Debe considerarse la posición relativa del equipo transmisor en relación a la pista y a los objetos reflectores que puedan afectar la estructura de la trayectoria, así como la topografía de las áreas circundantes como pendientes y elevaciones. El equipo puede instalarse en cualquiera de los dos lados de la pista optándose por el que ofrezca mejores condiciones; añadiendo que la distancia entre la cabecera de la pista y el punto de contacto depende de la altura residual entre la antena receptora

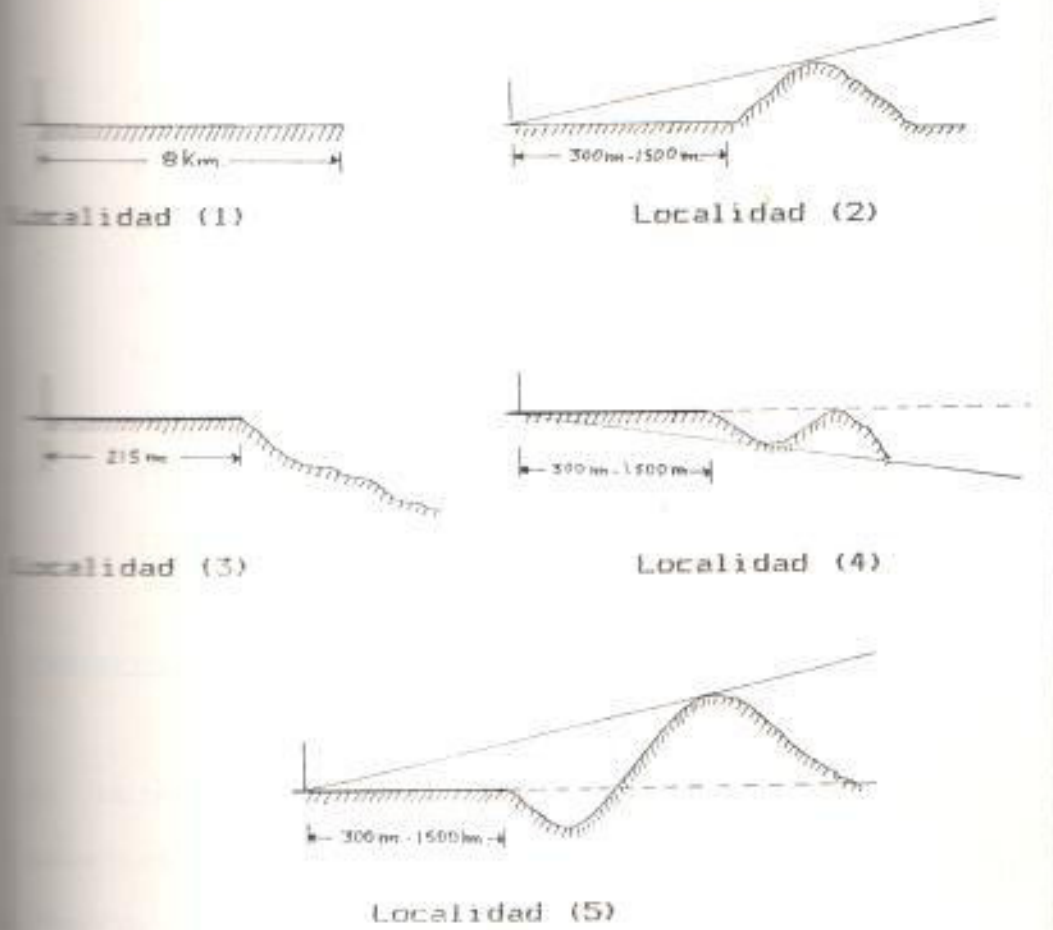


fig 6.9 Condiciones del terreno.

Tabla VI.1 Tipos de Trayectoria de Planeo de acuerdo al tipo de terreno.

|  | Localidad 1 | Localidad 2 | Localidad 3 | Localidad 4 | Localidad 5 |
|--|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| Porcentaje aproximado de la cantidad de las localidades. | 5%          | 20%         | 15%         | 15%         | 45%         |
| Presencia de Nulo  | todas       | muy poco    | ninguno     | poco        | muy poco    |
| Presencia de Bandas Laterales                            | todas       | poco        | muy poco    | nuc         | poco        |
| Efecto de Captura  | todas       | la mayoría  | ninguna     | la mayoría  | la mayoría  |

y el piso de la pista conjuntamente con el ángulo de planeo. Debe tomarse en cuenta que la distancia entre el punto de contacto y el final de la pista exceda el valor necesario para una completa inmovilización de todos los tipos de aeronave que allí operan con amplio margen de seguridad.

La fig 6.9 indica las condiciones favorables del terreno para la instalación de los tres tipos de trayectoria de planeo indicados en la tabla VI.1.

#### INSPECCIONES DEL EQUIPO.

El objetivo de las inspecciones es asegurar que los usuarios cuenten con una estación exacta confiable y segura. Las categorías del ILS se establecen de acuerdo a las características operacionales de mínima visibilidad horizontal y vertical como se indica en la tabla VI.2.

Tabla VI.2 Categorías (OACI) del ILS.

| Categorías | Altura de Decisión | Alcance Visual     |
|------------|--------------------|--------------------|
| I          | 60 m. (200 pies)   | 800 m. (2600 pies) |
| II         | 30 m. (100 pies)   | 400 m. (1200 pies) |
| III A      | 0                  | 200 m. ( 700 pies) |
| III B      | 0                  | 50 m. ( 150 pies)  |
| III C      | 0                  | 0                  |

## 2.1 MONITORES ILS.

Estos sistemas consisten en sensores que toman muestras de las señales radiadas y alimentan a un equipo de monitoreo automático que transmite una señal de advertencia a un centro de control el cual tomará una de las siguientes acciones dentro de un periodo determinado posteriormente:

- a) Suspender la radiación
- b) Suprimir de la portadora las componentes de navegación e identificación.
- c) Pasar a una categoría inferior cuando se trate de categorías II y III.

Si persiste algunas de las siguientes condiciones:

Para el Localizador:

- 1) Desviación del eje de rumbo con respecto al eje central de la pista;
- 2) Reducción de la potencia de salida por más del 50% de la nominada.
- 3) Variación del ancho del curso por más del 20%.

Para la Trayectoria de Planeo:

- 1) Desviación del ángulo de planeo a más de 7.5% del valor nominal.
- 2) Reducción de la potencia de salida en más

del 50%.

- 3) Variación del ancho de la trayectoria en más del 10% de su valor nominal.

El periodo total de tiempo incluyendo los periodos de radiación fuera de tolerancia y los periodos de ausencia de radiación, al tomarse medidas para restablecer el servicio no debe exceder de:

Para el Localizador:

Cat. I 10 s.    Cat. II 5 s.    Cat. III 2 s.

Para la Trayectoria de Planeo:

Cat. I 6 s.    Cat. II y III 2 s.

Este es el tiempo en el cual el centro de control tomará cualquier acción para evitar la radiación fuera de tolerancia. Y no deben hacerse intentos de reestablecer el servicio hasta después de 20 s.

Los límites de los monitores deben investigarse continuamente para reducir la posibilidad de que los parámetros bordeen los límites especificados y eliminar sus causas para asegurar una elevada continuidad del servicio.

Los monitores más comunes son:

- a) Monitores de Campo.
- b) Monitores Integrales.

Los monitores de campo a su vez pueden clasificarse en:



## 1) Monitores de Campo Cercano

## 2) Monitores de Campo Lejano

El funcionamiento de los Monitores de Campo se basan en la utilización de antenas receptoras como dispositivos sensores que toman muestras de la señal radiada en las proximidades de las antenas para alimentar a sus respectivos receptores independientemente del equipo transmisor. Están basados en que la DDM medida en un punto del espacio es una función de la posición del eje de rumbo del localizador o de la Trayectoria de Planeo así como del ancho del curso o de la trayectoria respectivamente. Los sensores deben instalarse en posiciones calculadas de tal forma que el receptor se calibre para la DDM correspondiente a ese punto del espacio, y se active cuando la DDM varíe más allá de los límites de tolerancia del parámetro monitoreado que suelen ser el alineamiento y el ancho del curso y de la trayectoria.

Los monitores de Campo Lejano responden a los efectos de la interferencia e indican al punto de control en que momento se presenta una perturbación temporal de la señal del Localizador debido a movimiento de aeronaves, inclusive en la toma de contacto. Aunque en la práctica no siempre son detectados tales movimientos.

Un primer inconveniente de estos monitores es la imposibilidad de colocar los sensores del monitor (especialmente cuando se utilizan arreglos de gran apertura) de tal forma que la relación de fase observada en el campo lejano sea la misma que en el punto sensor. Un segundo inconveniente que se presenta son los cambios en la superficie del suelo debido a inundaciones etc que pueden afectar a los sistemas de control de la Trayectoria de Planeo en forma distinta al caso real. Un tercer inconveniente se relaciona con las diferentes causas que pueden perturbar la captación de los monitores tales como aves etc.

El Monitoreo Integral puede remediar las dificultades de los monitores de campo, debido a que toma las muestras de la señal en cada

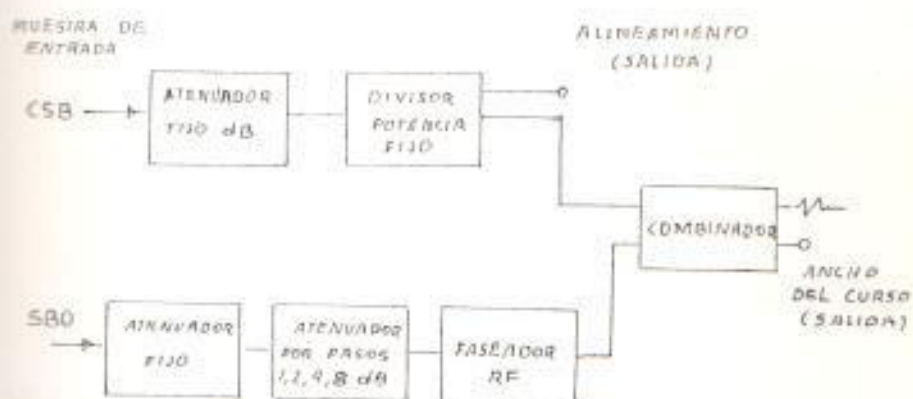


fig. 6.10 Monitoreo Integral usado con las Antenas DLP.

elemento del arreglo; de tal forma que las muestras CSB y SBO tienen una relación directa de amplitud y fase con las señales radiadas, convirtiendo a las antenas transmisoras en un elemento censor. Estas muestras regresan nuevamente hacia el transmisor donde un circuito de encargaga de Combinarlas adecuadamente (fig. 6.10), para obtener una indicación del alineamiento y del ancho del curso que corresponden a la indicación de la señal radiada en el campo lejano.

#### 4.2 INSPECCION EN VUELO.

En el Ecuador el Departamento de Inspeccion en Vuelo es el que se encarga de la calibración de todas las Radio Ayudas del país, para lo cual cuenta con:

- a) Una Aeronave de Inspección en Vuelo.
- b) Equipo de A Bordo.
- c) Comunicaciones VHF.
- d) Un banco de Calibración.
- e) Equipo de seguimiento.
- f) Procedimientos y personal especializado.

Una aeronave ideal para efectuar la inspección en vuelo debiera medir el diagrama de radiación ILS tal como existe en el espacio sin que su

presencia modifique alguna característica. En la práctica la utilización de aeronaves a propulsión por hélice que generan por reflexión ciertos efectos de modulación espacial sobre las señales ILS, las variaciones de la actitud de la aeronave (como: cambios de rumbo, balanceo etc.) por vientos transversales que pueden producir un desplazamiento aparente de la señal receptada, hacen que el caso ideal sea imposible de conseguir. Por lo tanto se ha establecido tolerancias para la inspección en vuelo de acuerdo a la categoría del ILS como se verá en el capítulo VII.

El equipo de inspección de a bordo consta de:

- 1) Receptores dobles Vor/Loc, modificados para proporcionar indicaciones de intensidad de las señales del VOR e ILS.
- 2) Receptores dobles de Trayectoria de Planeo, modificados para proporcionar indicaciones de intensidad de la tensión de 90 y 150 Hz y de la tensión del AGC.
- 3) Receptores dobles de los Marcadores VHF.

Además de los receptores ADF, Interrogador DME, respondedor SSR y equipos especiales como Radar Meteorológico.

Adicionalmente existe el equipo especial del Observador técnico como:

- 1) El Tablero del Operador; que consiste de un tablero doble (redundante) llamado Sistema "A" y Sistema "B" que contiene los dispositivos de mando y control utilizados por el operador así como presentaciones digitales del porcentaje de modulación AGC y corriente de modulación.
- 2) Registrador Multicanal; que consiste de un registrador gráfico de papel fotosensible donde se registra la corriente de deflexión, corriente de alarma e intensidad del AGC.

El equipo de comunicación permite la intercomunicación entre el piloto, copiloto y personal en tierra.

Antes de la inspección en vuelo los receptores del panel de a bordo se calibran con respecto a los valores teóricos ILS, en un banco de calibración en tierra el cual a su vez cuenta con:

- 1) Un simulador de señales ILS.
- 2) Un panel de medición.

El simulador consta de un transmisor VOR/ILS un microprocesador para seleccionar digitalmente el valor de potencia de salida, DDM y porcentaje de modulación deseados, y un sistema de medición que presenta digitalmente las lecturas de tales parámetros. Las señales del simula-



donde se inyecta al receptor mediante una línea de transmisión y la salida del receptor se conecta al panel medidor cuyas indicaciones se comparan con las del simulador para observar si se corresponden o de lo contrario habrá que ajustar el receptor hasta alinearlos.

El determinar la posición de la aeronave en cada punto del espacio donde ésta capta las señales U.S es básico para el análisis del patrón de radiación; existiendo para ello numerosas técnicas basadas en el seguimiento de la aeronave por parte de un equipo ubicado en tierra en un punto de referencia específico, siendo los siguientes:

- 1) Teodolito.
- 2) Teodolito Radio-Telemétrico (RTT).
- 3) Método Fotogramétrico.
- 4) Telectroscopio.
- 5) Sistema Infrarrojo de Medición.

El método del teodolito utilizado en nuestro país es el más sencillo y el menos preciso, en el que un operador en tierra observa a la aeronave y obtiene la lectura angular a partir del teodolito para comunicarla por radio a la aeronave de inspección.

Con este método el error de incertidumbre que

incluye el operador no puede ser eliminado, por lo tanto se debe reducir al mínimo la intervención del operador en la lectura de la posición. Así el Teodolito Radio Telemétrico aunque es accionado a mano incorpora convertidores analógicos-numéricos que proporcionan lecturas de los ángulos de elevación y acimut en código Gray transmitiéndose por radio enlace VHF a la aeronave donde se registra utilizando uno de los canales del registrador.

La precisión del sistema por Teodolito disminuye en razón directa con la distancia a la pista, por consiguiente cuando se requiere precisión máxima a bajas altitudes puede utilizarse un sistema fotográfico instalado en tierra y ubicando marcas de referencia en la cámara se la acciona a intervalos regulares mientras la aeronave se está aproximando. Este método no proporciona una lectura instantánea de la posición, ya que la información no está disponible hasta que no haya sido revelada la película.

El teodolito y la cámara pueden ser sustituidos por un sistema de seguimiento automático como el Telectroscopio y el sistema Infrarrojo de Medición que se analizará en la sección 7.5.

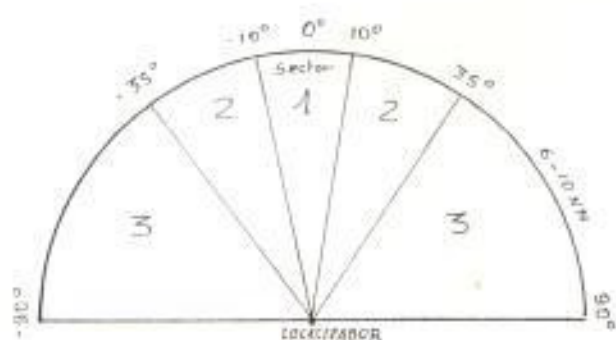


fig. 6.11 Sectores de análisis.

Idealmente el equipo de seguimiento debería ubicarse en el origen teórico de las señales ILS, esto es el centro de fase de las antenas para el localizador y el punto de contacto para la trayectoria de Planeo; pero limitaciones físicas obligan a ubicarlo en el eje central de la pista pero delante de las antenas para el Localizador y entre el mástil y el borde de la pista para la Trayectoria de Planeo.

Los procedimientos de inspección consisten en vuelos programados siendo la fase más crítica el alineamiento y la estructura del rumbo o de la trayectoria de planeo. Mediante vuelos orbitales para evaluar el ancho del curso, simetría, margen y cobertura, dentro de los sectores de la figura 6.11.

Y mediante vuelos de aproximación para evaluar la estructura, alineación, identificación, modulación, polarización, puesta en fase y ajus-

te Offset. Dentro de las Zonas de análisis de la fig. 6.12.

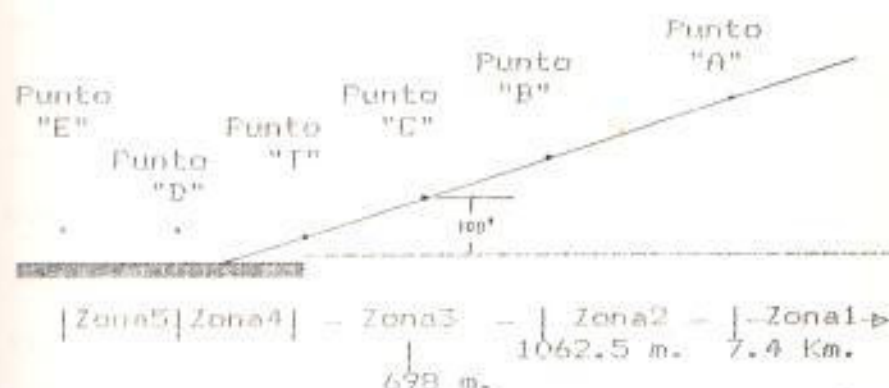


fig 6.12 Zonas de análisis.

Existen varios tipos de inspecciones de las cuales depende la cantidad de parámetros analizados:

La inspección del sitio.- se realiza antes de la instalación para evaluar el ángulo de planeo y la categoría del ILS a instalarse.

La inspección de Puesta en Servicio y Comisionamiento.- consiste de un examen general de todos los parámetros, se realizan después de la instalación y posteriormente cuando se desee categorizar nuevamente al ILS.

Inspecciones Periódicas .- se realizan después del comisionamiento cada 60 días verificando los parámetros de mayor importancia.

Inspecciones especiales.-realizadas en circuns-

tancias especiales tales como modificaciones importantes del equipo, defectos de funcionamiento notificados o sospechados; examinándose solo los parámetros involucrados.

Inspecciones incompletas.- aquellas que por motivos climáticos adversos u otras causas no pudieron completarse.

Inspección de vigilancia .- en casos muy especiales como después de accidente.

Finalmente los datos registrados son analizados aplicando las tolerancias respectivas como se analizará en el capítulo VII.

#### 4.3 INSPECCION EN TIERRA.

Las inspecciones regulares del equipo en tierra tienen por objeto asegurarse que se siguen satisfaciendo los niveles adecuados de los parámetros del equipo, que fueron establecidos durante las pruebas de calibración. El personal de mantenimiento se encarga de inspeccionar las indicaciones del monitor y de efectuar mediciones de los parámetros del equipo como se indican en el capítulo VII. Usando equipos independientes como:

- a) Receptor de Campo Portátil (PIR).
- b) Osciloscopio.
- c) Frecuencímetro.



d) Medidor del índice de modulación.

Los receptores portátiles tienen antenas propias y deben ser calibrados de acuerdo con los valores teóricos ILS. Durante la alineación y verificación del equipo transmisor y monitores puede utilizarse también en el interior de la caseta, reemplazando las antenas por un cable de acoplamiento con el transmisor.

Los parámetros como frecuencia y modulación pueden medirse utilizando equipos de gran precisión como se verá en la sección 7.5.

Cuando se hagan verificaciones destinadas a confirmar las indicaciones de los monitores por medio del equipo portátil, deben tenerse en cuenta los siguientes factores:

a) Efecto de Apertura: El alcance del campo cercano es función de la apertura de la antena.

Localizador: El error del campo cercano será despreciable a una distancia mínima de 10 aperturas cuando ésta es inferior a 30 m, y a 20 aperturas cuando es mayor.

Trayectoria de Plano: El equipo se ajusta en el punto "T" del ILS.

b) Constantes de suelo; (Ver Sec.6.2).

c) Energía reflejada; (Ver Sec 6.3).

El equipo terrestre puede someterse a cuatro

tipos de inspecciones:

Inspección de Seguridad.- donde se confirma la actuación correcta de los monitores por comparación con el equipo de prueba, se realiza a intervalos frecuentes y después de haber subsanado cualquier deficiencia del sistema automático de vigilancia y control.

Inspección de Actuación.- donde se mide los parámetros principales de las señales radiadas y los monitores; suele efectuarse conjuntamente con las inspecciones periódicas efectuadas en vuelo, o a intervalos intermedios.

Inspección general.- donde se realiza un examen global del equipo, sistemas, edificios y alrededores.

Inspección mayor.- donde se evalúa la actuación global de la instalación, y se efectúa antes y durante la inspección de comisionamiento en vuelo.

Las diferentes inspecciones se programan de tal manera que la interrupción del servicio sea mínima. Las mediciones efectuadas en tierra se correlacionan con las efectuadas en vuelo a fin de obtener una referencia para las mediciones rutinarias en tierra, hasta el vuelo de inspección siguiente.

#### 4.4. INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO.

La probabilidad media de que ocurra un accidente fatal durante el aterrizaje debido a fallas o deficiencias del sistema global incluyendo el equipo terrestre, la aeronave y el piloto no debe exceder de  $1 \times 10^{-7}$ . Este criterio se conoce como Factor de Riesgo Total.

En las operaciones de Categoría I la responsabilidad de lograr que no se exceda el factor de riesgo total incumbe casi por completo al piloto. En las operaciones de Cat. III incumbe al sistema total.

La Integridad ( Definición I.18 ) es necesaria para lograr que una aeronave en maniobra de aproximación tenga poca probabilidad de recibir guía falsa o errónea.

La continuidad de servicio ( Def. I.7 ) es necesaria para asegurar que una aeronave que se encuentre en las últimas etapas de la aproximación tenga poca probabilidad de carecer de señal de guía.

Estos dos parámetros permite disponer de un método de descripción complementaria del ILS para facilitar su utilización operacional usando los tres caracteres siguientes:

- a) I, II o III este caracter indica que el

sistema se ajusta a la categoría de actuación de la tabla 6.2.

- b) T, D, o E este carácter define los puntos ILS (Definición 1.2i) hasta los cuales se ajustan las estructuras del rumbo del Localizador.
- c) 1, 2, 3, o 4 estos números indican el nivel de Integridad y Continuidad del Servicio señalados en la tabla 6.3.

El nivel 2 se relaciona básicamente con las necesidades de operación de la categoría II y constituye un objetivo deseado para las operaciones de categoría I, el nivel 3 se relaciona básicamente con las necesidades de la

**Tabla VI.3 Niveles OACI de Integridad y Continuidad del Servicio.**

| Localizador o TDP. |   |                                    |                       |
|--------------------|---|------------------------------------|-----------------------|
| NIVEL              | Integridad                              | Continuidad                        | MTBO (horas)          |
| 1                  | No demostrado o inferior al nivel 2     |                                    |                       |
| 2                  | $\lambda \times 10^{-6}$                | $i - 4 \times 10^{-6}$<br>(nota 1) | 1000                  |
| 3                  | $\lambda \times 1 - 0,5 \times 10^{-9}$ | $i - 2 \times 10^{-6}$<br>(nota 1) | 2000                  |
| 4                  | $\lambda \times 1 - 0,5 \times 10^{-9}$ | $i - 2 \times 10^{-6}$<br>(nota 2) | 4000 LLZ.<br>2000 GS. |

MTBO = tiempo medio entre fallas

$\lambda$  = en todo aterrizaje.

nota 1 = en un período de 15 s.

nota 2 = en un período de 30 s. Localizador (LLZ) y 15 s. TDP.

categoria III A o de la cat. III con altura de decisión. El nivel 4 es el objetivo de los equipos que apoyan operaciones de cat. III C. Por ejemplo si la instalación de cat. I de Guayaquil tuviera su estructura de rumbo dentro de las tolerancias de categoria II hasta el punto "T" del ILS y su integridad y continuidad se ajustara al nivel 2 deberá indicarse como CLASE I/T/2.

Las clases son solamente adecuadas al equipo terrestre. Las categorias incluyen factores complementarios tales como protección de las áreas criticas y sensibles, criterios de procedimiento y ayudas auxiliares.

El MTBF se define como el tiempo medio entre fallas de la instalación.

Por falla de la instalación se entiende cualquier acontecimiento inesperado que puede dar lugar a un periodo operacionalmente importante durante el cual una instalación no facilite servicio dentro de las tolerancias especificadas. Entre los factores que afectan a la integridad están:

- a) Confiabilidad inherente del Equipo; determinada por las características de construcción y por el medio en que actúa siendo conveniente que el equipo opere en las con-



diciones de temperatura fijadas en su concepción.

- b) Grado y tipo de redundancia; pudiendo disponerse de las siguientes configuraciones del equipo:

Un canal una frecuencia; formada por un transmisor y un monitor.

Dos canales una frecuencia; formada por dos transmisores y dos monitores.

Dos canales dos frecuencias formada por dos transmisores y 4 monitores.

- c) Confiabilidad de los servicios públicos; tales como líneas de distribución de energía. Resultando útil las fuentes de reserva a base de baterías.
- d) Grado y calidad de mantenimiento.
- e) factores del medio ambiente tales como temperatura y humedad; siendo útil un sistema de aire acondicionado.

#### Disponibilidad de la Instalación.

La disponibilidad es el cociente entre el tiempo real de funcionamiento para el tiempo de funcionamiento especifico:

$$D = \frac{\text{Tiempo real de funcionamiento}}{\text{T. de funcionamiento especificado}} \quad \text{Ec. (6.3)}$$

Por ejemplo si el equipo funciona 700 horas en un mes (720 h.) la disponibilidad es del 97,2%. Los siguientes factores son importantes si se quiere que la instalación posea un alto grado de disponibilidad:

- a) Confiabilidad de la instalación.
- b) Actuación rápida del personal de mantenimiento en caso de avería.
- c) Adiestramiento adecuado del personal de mantenimiento.
- d) Equipo concebido de tal forma que ofrezca buenas posibilidades de acceso y mantenimiento.
- e) Apoyo logístico eficiente.
- f) Equipo de inspección adecuado.
- g) Equipo y o servicios de reserva.

#### **Método para determinar la disponibilidad y la Integridad.**

El MTBF se mide durante un periodo de tiempo dado, así por ejemplo un MTBF de 1000 h. tiene una confiabilidad correspondiente de 97,5 % en 24 h. Es decir que la probabilidad de una falla en la instalación durante un periodo de 24 horas será de 2,5 %.

Consideremos el esquema de trabajo de una instalación representada como:



Tiempo real de funcionamiento ( $t_r$ )

$$t_r = a_1 + a_2 + a_3 + a_4 + \dots + a_n.$$

Tiempo en que no funciona ( $t_x$ )

$$t_x = s_1 + \dots + s_n + f_1 + \dots + f_n.$$

$a$  = periodo de funcionamiento.

$s$  = periodo de interrupción previsto.

$f$  = periodo de falla.

Tiempo de funcionamiento especificado:

$$T_c = t_r + t_x$$

$$MTBF = t_r / \text{número de fallas.}$$

Disponibilidad

$$D = t_r / T_c \times 100 \% \quad \text{Ec. (6.4)}$$

La integridad puede expresarse como:

$$I = 1 - P \quad \text{Ec. (6.5)}$$

$$P = \frac{T_1 \times T_2}{e_1 \times w_2 \times M_1 \times M_2} \quad T_1 < T_2$$

donde:

$P$  = Probabilidad de falla simultanea en los sistemas transmisor y monitor que puede

originar radiaciones erróneas no detectadas.

M1 = MTRF del transmisor.

M2 = MTRF del monitor y control asociado.

$1/\alpha_1$  = Relación entre el régimen de fallas de los transmisores que llevan a señales erróneas y el régimen total de fallas del transmisor.

$1/\alpha_2$  = Relación entre el régimen de fallas del sistema monitor y control asociado que imposibilita la detección de señales erróneas y el régimen total de fallas de tal sistema.

T1 = Período de tiempo en horas de verificación del transmisor.

T2 = Período de tiempo en horas entre las verificaciones del sistema monitor y del sistema de control asociado.

## CAPITULO VII

## EVALUACION DEL AEROPUERTO SIMON BOLIVAR

## 1. INTRODUCCION.

El área del "Espacio Aéreo Terminal" (TMA) existente abarca un radio de 74 Km centrado en la estación WDR de Guayaquil, desde los 610 m (2000 pies) sobre el nivel medio del mar (MSL), hasta aproximadamente 6100 metros (20000 pies) MSL. A este espacio excluyendo las zonas de uso especial se conoce como "TMA Guayaquil".

El TMA de Guayaquil sirve principalmente al aeropuerto Simón Bolívar, que da cabida a una gran variedad de tipos de aeronaves y actividades incluyendo las civiles y militares.

Tres zonas de espacio aéreo de uso especial penetran en el TMA; dos de ellas debidas a la base aérea de Taura ubicada al Este las mismas que son: la zona prohibida SEP 2, y la zona de uso restringido SER 2 desde los 1050 m. (10000 pies) en adelante; y una zona prohibida SEP 3 al Sur Oeste.

El Centro de Control del Área de Guayaquil (ACC) tiene la responsabilidad primordial del Control del Tráfico Aéreo (ATC) dentro de TMA Guayaquil, para lo cual cuenta con un sistema Radar de Vigilancia instalado en el aeropuerto Simón Bolívar.



La mayoría de los vuelos de aerolínea y vuelos militares de itinerario se hacen bajo condiciones de vuelo por instrumentos (IFR) para lo cual se dispone de las siguientes facilidades: un VOR/DME identificado como GVV y emplazado de tal forma que sirve para la navegación en ruta y además como ayuda para la localización de la pista y para establecer un circuito de espera; un nuevo sistema ILS de Cat. I que empezó a operar desde Marzo de 1987; y dos radiofaros (NDB), el uno ubicado en Palma e identificado como PAL NDB utilizado para la localización y emplazado alineadamente con la pista para que desempeñe las funciones de Marcador Externo del ILS sobre el cual se establece el circuito estándar de espera, el otro NDB está ubicado en Chongón y se lo identifica como SOL NDB, utilizado para establecer las rutas de salida, para la aproximación frustrada y para establecer un tercer circuito de espera.

A causa de la naturaleza variada de las actividades de aviación, muchos vuelos militares de entrenamiento y de itinerario se hacen bajo condiciones de vuelo visual (VFR). Las condiciones meteorológicas que permiten el vuelo VFR están dadas en término de "Visibilidad" y "Techo de las nubes" (altura de las nubes) publicadas por la Dirección de Aviación Civil. Todos los vuelos sean IFR o VFR deben mantener Radio Comunicación bilateral con la unidad ATC apropiada.

En el presente capítulo nos ocuparemos del ILS en el actual aeropuerto de Guayaquil y de los procedimientos de aproximación de los vuelos IFR que están relacionados con él, para analizar la forma cómo contribuye a aliviar la congestión del tráfico aéreo y encontrar las posibles formas de mejorar el servicio.

## ESTADO DE FUNCIONAMIENTO DE LAS INSTALACIONES.

Actualmente la pista 21 del aeropuerto Simón Bolívar está servida con un sistema ILS milico MK II compuesto de un Localizador, un equipo de Trayectoria de Planeo y el Marcador Medio.

El Localizador está formado por un arreglo de 14 elementos DLF distribuidos simétricamente respecto al eje de pista y ubicados en su prolongación a 247 metros del umbral de la cabecera 03 (Sur). La caseta de los equipos está ubicada hacia el costado Oeste a 80 metros de la pista. Los cables hacia las antenas están alojados en canaletas aisladas térmicamente con acceso bilateral y elevadas 50 cm. sobre la superficie del camino de acceso.

La Trayectoria de Planeo (GS) tipo Referencia de Bandas Laterales está ubicada a 76.3 m del lado Este de la pista y a 361 m de la cabecera norte (21) emplazadas sobre una plataforma de 21 m de largo y 5 metros de ancho para evitar que la vegetación circun-

CABLE DE ENERGÍA

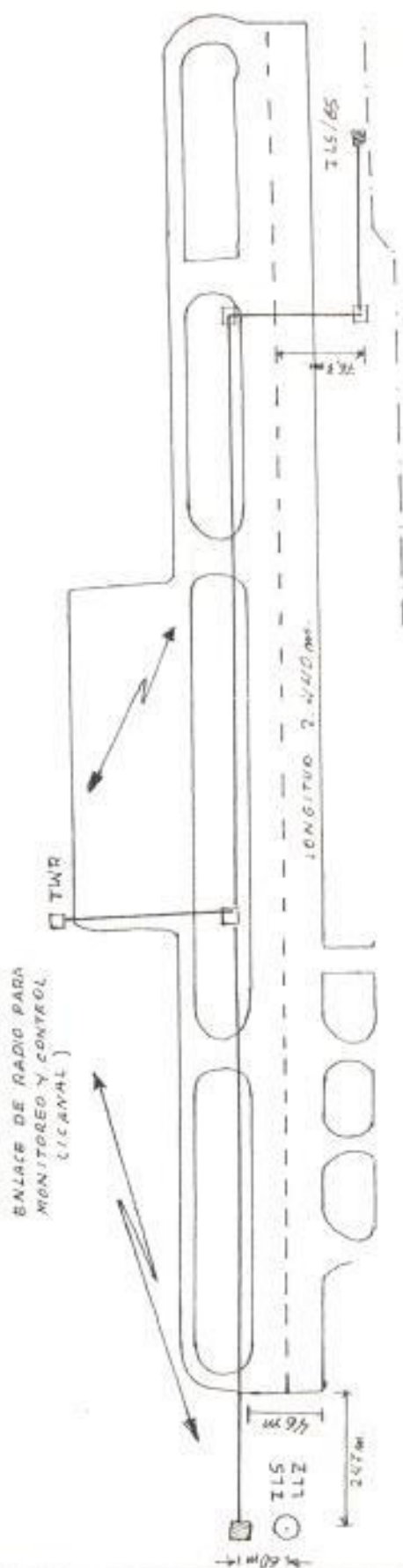


fig 7.1 Sistema ILS del Aeropuerto Simón Bolívar.

dante y las irregularidades del área puedan afectar al campo cercano y facilite el montaje de la antena monitora del sistema y cumpla funciones de contraantena (antena imagen).

El Marcador Medio está ubicado en la prolongación del eje de pista y a una distancia aproximada de 1628 m del SS.

Las señales de monitoreo y de control son transmitidas a la torre de control mediante enlaces de radio como se indica en la fig. 7.1.

El estado de funcionamiento se determina después de una inspección en vuelo, clasificándose como:

- a) Sin restricciones: cuando dentro de su área de cobertura proporciona señales confiables y precisas dentro de los límites de tolerancia.
- b) Limitada o restringida: cuando no satisface las normas establecidas en todos los sectores de cobertura pero que proporciona con restricciones señales seguras confiables y utilizables.
- c) Inutilizable: cuando proporciona señales inseguras, no confiables y erróneas.

La notificación del estado de funcionamiento está a cargo del piloto inspector después de evaluarse los resultados de la inspección con la ayuda de los técnicos de inspección en vuelo. A continuación se determina el estado de funcionamiento a partir de dos inspecciones: una de Comisionamiento y otra Periódica.



Tabla VII.1 Datos de la Trayectoria de Planeo  
(Glide Slope) ILS.

| DATOS DE FACILIDAD GLIDE SLOPE/DISTANCIA |                                  |   |              |
|--|----------------------------------|---|--------------|
| ESTACION                                 | GUAYAQUIL                        | IDENTIFICACION                                | ILG          |
| FRECUENCIA                               | 335MIZ/40X                       | ELEVACION DE LOCALIDAD                        | 15'          |
| LATITUD                                  | 020854 S                         | LONGITUD                                      | 795326 W     |
| TIPO DE EQUIPAMIENTO                     | WILCOX MK II                     | ANGULO DEL GLIDE SLOPE                        | 2.50°        |
| FUENTE DE FUERZA                         | COMERCIAL                        | ANCHURA DEL GLIDE SLOPE                       | .70°         |
| TIPO DEL MONITOR                         | DOBLE                            | LOCALIZACION DEL MONITOR                      | EQUIP/TWR    |
| AEROPUERTO                               | S. BOLIVAR                       | PISTA   | 21           |
| EQUIPAMIENTO DE RESERVA                  | WILCOX MK II SIDE BAND REFERENCE |   |              |
| FUENTE DE RESERVA                        | BATERIAS                         |   |              |
| ALTITUD EN O'N                           | 2237'                            | A.G.L.  | 2300' M.S.L. |
| ALTITUD EN MM                            | 239'                             | A.G.L.  | 240' M.S.L.  |
| GLIDE SLOPE ANTENA A LA:                 | <input type="checkbox"/> DERECHA | <input checked="" type="checkbox"/> IZQUIERDA | DE LA PISTA  |
| DISTANCIA A:                             | PISTA                            | MILLAS  | PIES         |
|  | CABECERA DE LA PISTA             | .201 MILLAS                                   | 1274' PIES   |
|  | OM                               | 8.44 MILLAS                                   | 51259' PIES  |
|  | M.M.                             | .901 MILLAS                                   | 5476' PIES   |
| LOCALIZACION DEL TEODOLITO               | PLATAFORMA DEL G/P               |   |              |
| CHECK POINTS DEL TEODOLITO               |                                  |   |              |
| PUNTO C:                                 | 2290' (.377 NM)                  | E C:  |              |
| TCH:                                     | 54'                              | PIES  |              |
| INFORMACION DE DISTANCIA                 |                                  |   |              |
| TIPO DE EQUIPAMIENTO                     | TIPO DE TRANSMISOR               |   |              |
| LOCALIZACION DE LA ANTENA                |                                  |   |              |
| TIPO DE MONITOR                          | FUENTE DE FUERZA                 |   |              |
| EQUIPAMIENTO DE RESERVA                  |                                  |   |              |
| FUENTE DE EMERGENCIA                     |                                  |   |              |



## DAC - INSPECCION EN VUELO

## REPORTE DE INSPECCION EN VUELO ILS

GUYANA

IDENTIDAD DE LA LOCALIDAD  
H.G.FECHA / FECHAS DE INSPECCION  
19-20-21-22-ENERO-1, 1987

TIPO DE INSPECCION

SISTEMA COMUN

EVALUACION DEL SITIO

PERIODICO

ESPECIAL

X SI

COMISION

VIGILANCIA

INCOMPLETO

NO

PROPIETARIO

X

D.A.C.

P.A.F.

C.I.A.

C.I.A.

MILITAR

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

C.I.A.

LOCALIZADOR

COMPAS

X

75 MHZ MARCADORES

TRAYECTORIA DE PLANEADO

DME

X

SISTEMA DE LUCES

CURSO FRONTAL

LOCALIZADOR

CURSO POSTERIOR

| TX 1    |       |      | TX 2    |       |      | ANCHO COMISIONADO       | CURSO POSTERIOR |       |      |         |       |
|---------|-------|------|---------|-------|------|-------------------------|-----------------|-------|------|---------|-------|
| INICIAL | FINAL | F.T. | INICIAL | FINAL | F.T. |                         | INICIAL         | FINAL | F.T. | INICIAL | FINAL |
|         |       |      |         |       |      | CATEGORIA               |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | ANCHO DE CURVO          |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | MODULACION              |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | CLEARANCE 150           |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | CLEARANCE 50            |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | ESTRUCTURA DE CURSO 1   |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | ESTRUCTURA DE CURSO 2   |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | ESTRUCTURA DE CURSO 3   |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | ALINEAMIENTO            |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | IDENTIFICACION          |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | DISTANCIA USABLE        |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | MONITOR                 |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | ANCHO DE CURSO (anchos) |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | ANCHO DE CURSO (anchos) |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | CLEARANCE 150           |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | CLEARANCE 50            |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | ALINEAMIENTO 150        |                 |       |      |         |       |
|         |       |      |         |       |      | ALINEAMIENTO 50         |                 |       |      |         |       |

TRAYECTORIA DE PLANEADO

GENERAL

| TX 1    |       |      | TX 2    |       |      | ANGULO COMISIONADO          | ESTADO DE LA FACILIDAD |        |  |
|---------|-------|------|---------|-------|------|-----------------------------|------------------------|--------|--|
| INICIAL | FINAL | F.T. | INICIAL | FINAL | F.T. |                             | SAT                    | NO SAT |  |
|         |       |      |         |       |      | CATEGORIA                   |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | MODULACION                  |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | ANGULO                      |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | ANCHO                       |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | CLEARANCE BAJO LA TRAYEC    |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | ESTRUCTURA BAJO LA TRA      |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | DE LA TRAYECTORIA 21        |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | DE LA TRAYECTORIA 22        |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | DE LA TRAYECTORIA 23        |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | DISTANCIA USABLE            |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | MONITOR                     |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | ANGULO (anchos)             |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | ANGULO (anchos)             |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | ANCHO DE LA TRAYEC (anchos) |                        |        |  |
|         |       |      |         |       |      | ANCHO DE LA TRAYEC (anchos) |                        |        |  |

NUOVO SISTEMA DE TRAYECTORIA DE PLANEADO (WILCOX MKR II) CON ANGULO DE 2.5°, CN=0.70, CATEGORIA 1.  
INSPECCION POST-OPERACIONAL MARZO 1, 1987 (60 DIAS)

SERVICIOS

REGIONAL

D.A.C.

ANALISTAS

FIRMA DEL INSPECTOR

CAP. FLIO. AVC. VINICIO LORO

MBCO

Fig. 7.2 Reporte de la Inspección de Comisionamiento de la Trayectoria de Planeo ILS.

## DAC - INSPECCION EN VUELO


| REPORTE DE INSPECCION EN VUELO — HOJA ADICIONAL   |                       |                      |  |
|---|-----------------------|----------------------|--|
| 1. ESTACION   | 2. ID DE LA LOCALIDAD | 3. TIPO DE FACILIDAD | 4. FECHA(S) DE INSPECCION  |
| GUAYAQUIL   | 11G                   | GLIDE SLOPE          | 19-20-21-22<br>ENERO 1, 1987   |
| <p>SE HICIERON UNA INSPECCION DE COMISIONAMIENTO DEL SISTEMA ILS (ESTACION G/S) WLU/20X</p> <p>EN EL SIDEBAND REFERENTE SE CHEQUEARON LOS SIGUIENTES ITEMS:</p> <p>1.- PORCENTAJE DE MODULACION.</p> <p>2.- MOD. BALANCE</p> <p>3.- ASEAMIENTO DE ANTENA SUPERIOR Y ANTENA INFERIOR</p> <p>4.- VERIFICACION DE MULOS DE PORTADORA Y BANDAS LATERALES</p> <p>5.- OFFSET DE LAS ANTENAS</p> <p>6.- VERIFICACION DE RADIACIONES ESTUREAS</p> <p>7.- ANCHO DE CURSO, SIMETRIA, ANGULO Y ESTRUCTURA BAJO EL PATI</p> <p>8.- CLARENCIA ENCIMA DE LA RAMPA Y BAJO LA RAMPA</p> <p>9.- ANCHO DE CURSO MEDIO</p> <p>10.- TILT DE LAS ANTENAS</p> <p>11.- MONITORES DE ANGULO Y ANCHO DE CURSO</p> <p>12.- COBERTURA DE LA ESTACION (DISTANCIA USABLE)</p> <p>13.- ALINEAMIENTO Y ESTRUCTURA.</p> <p>DESPUES DE VERIFICAR SATISFACTORIAMENTE ESTOS ITEMS, SE COMISIONO LA ESTACION G/S</p> <p>DEBIENDO REALIZARSE UN CHEQUEO POST-COMISIONAMIENTO DESPUES DE 60 DIAS.</p> <p>ADICIONALMENTE SE DEBE INDICAR QUE NO SE CHEQUEO LA ESTACION LOCALIZADOR POR IMPUN-<br/>DACION EN LA CASETA DE EQUIPOS Y EN EL CAMPO DE TRABAJO DE TEGOLITO, SIENDO<br/>REQUERIDO EL DEPARTAMENTO DE INGENIERIA SOBRE ESTE PARTICULAR.</p> <p>LA TRIPULACION PARA ESTE COMISIONAMIENTO ESTUVO COMPUESTA:</p> <p>PILOTO INSPECTOR: CAP. PLTO. AVC. VINICIO LEORO</p> <p>COPILOTO: SBTE. PLTO. AVC. VLADIMIR CATOTA</p> <p>INSPECCION EN VUELO: JAIME MURIEL</p> <p>INSPECCION EN VUELO: JORGE MARTINEZ.</p> |                       |                      |  |
| <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; display: inline-block;">           SECCION DE<br/>PLANIFICACION Y<br/>ANALISIS         </div>  |                       |                      |  |
| MBCO  |                       |                      |  |

Tabla VII.2 Datos del Localizador ILS.

| DATOS DE FACILIDAD             |                            | LOCALIZADOR             |                    |        |      |
|--------------------------------|----------------------------|-------------------------|--------------------|--------|------|
| ESTACION                       | GUAYAQUIL                  | IDENTIFICACION          | ILG                |        |      |
| ELEVACION DE LA ANTENA         | 6' AGL.                    | FRECUENCIA              | 110.3 MIZ          |        |      |
| ELEVACION DEL CAMPO            | 12' MSL                    | NUMERO DE PISTA         | 21                 |        |      |
| LARGO DE LA PISTA              | 8006'                      | ANCHO DE LA PISTA       | 151'               |        |      |
| LATITUD                        | 020959 S                   | LONGITUD                | 795318 W           |        |      |
| VARIACION MAGNETICA            | 4°E/87                     | CURSO DEL LOCALIZADOR   | 027° * MAGNETICO   |        |      |
| TIPO DE MONITOR                | DOBLE                      | TIPO DE LOCALIZADOR     | SINGLE FREC.       |        |      |
| LOCALIDAD DEL MONITOR          | EQUIP/TWR                  | APCUBRA DEL LOCALIZADOR | 4.60° FT/1° EN O M |        |      |
| FUENTE DE FUERZA               | COMERCIAL                  |                         |                    |        |      |
| FUENTE DE EMERGENCIA           | PLANTA/UPS                 |                         |                    |        |      |
| EQUIPAMIENTO DE RESERVA        | WILCOX MK II               |                         |                    |        |      |
| IDENTIFICACION DE LOM          | N/A                        | FRECUENCIA DE LOM       | N/A                |        |      |
| IDENTIFICACION DE LMN          | N/A                        | FRECUENCIA DE LMN       | N/A                |        |      |
| IDENTIFICACION DE LIM          | N/A                        | FRECUENCIA DE LIM       | N/A                |        |      |
| TCII: 2.5 °                    | 54' PIES                   | E.C.: 63'               | CW: 4.60°          |        |      |
| DISTANCIA A:                   | D.M.                       | 9.67                    | MILLAS             | 58736' | PIES |
|                                | M.M.                       | 2.13                    | MILLAS             | 12953' | PIES |
|                                | CABECERA DE LA PISTA       | .114                    | MILLAS             | 695'   | PIES |
|                                | FIN DE LA PISTA            | 1.432                   | MILLAS             | 8701'  | PIES |
| LOCALIZACION DEL TEODOLITO     | C/I. DE ANTENAS            |                         |                    |        |      |
| CHECK POINTS DEL TEODOLITO     | N/A                        |                         |                    |        |      |
|                                |                            |                         |                    |        |      |
|                                |                            |                         |                    |        |      |
| TIPO DE LUCES DE APROXIMACION  | SENCILLO-RAILS-REILS-VASIS |                         |                    |        |      |
| DATOS DE LUCES DE APROXIMACION | VASIS A 2.5°               |                         |                    |        |      |



## DAC - INSPECCION EN VUELO

| REPORTE DE INSPECCION EN VUELO ILS  |     |                         |        |                               |     |   |                        |                   |       |
|---|-----|-------------------------|--------|-------------------------------|-----|---|------------------------|-------------------|-------|
| GRAYAQUIL   |     |                         |        | IDENTIDAD DE LA LOCALIDAD ILC |     | FECHA / FECHAS DE INSPECCION<br>20-21-22-MARZO/87 |                        |                   |       |
| TIPO DE INSPECCION  |     |                         |        |                               |     | SISTEMA COMUN                                     |                        |                   |       |
| PERIODICO   |     | ESPECIAL                |        | X                             |     | SI  |                        | NO                |       |
| VISILANCIA  |     | INCOMPLETO              |        |                               |     |   |                        |                   |       |
| X   |     | DAC                     |        | FAE                           |     | PRIVADO (Indique el propietario actual)           |                        |                   |       |
|   |     | INTERNACIONAL           |        | CIA                           |     |   |                        |                   |       |
|   |     |                         |        | MILITAR                       |     | OTRO (Indique el nombre actual)                   |                        |                   |       |
|   |     |                         |        | CIA                           |     |   |                        |                   |       |
| X   |     | LOCALIZADOR             |        | CONFAS                        |     | X   |                        | 75 MHZ MARCADORES |       |
| Y   |     | TRAYECTORIA DE PLANEADO |        | DME                           |     | Y   |                        | SISTEMA DE LUCES  |       |
| LOCALIZADOR   |     |                         |        |                               |     |   |                        |                   |       |
| CURSO FRONTAL   |     |                         |        | ANCHO COMISIONADO 4.60        |     | CURSO POSTERIOR                                   |                        |                   |       |
| TX 1  |     | TX 2                    |        | CATEGORIA 1                   |     | TX 1  |                        | TX 2              |       |
| FINAL   | P.T | INICIAL                 | FINAL  | FINAL                         | P.T | INICIAL   | FINAL                  | P.T               | FINAL |
| 4.50  |     | 1.16                    | 4.62   | 4.60                          |     | NO  | APPLICABLE             |                   |       |
| 20  |     | 20                      | 20     | MODULACION                    |     |   |                        |                   |       |
| 25/12   |     |                         | 290/12 | CLEARANCE 100                 |     |   |                        |                   |       |
| 20/13   |     |                         | 230/13 | CLEARANCE 50                  |     |   |                        |                   |       |
| 23.5  |     |                         | 7/6.5  | ESTRUCTURA DE CURSO 21        |     |   |                        |                   |       |
| 23  |     |                         | 7.8    | ESTRUCTURA DE CURSO 22        |     |   |                        |                   |       |
| 22.8  |     |                         | 3/5    | ESTRUCTURA DE CURSO 23        |     |   |                        |                   |       |
| 21.50   |     |                         | 3/1.50 | ALINEAMIENTO                  |     |   |                        |                   |       |
| N/A   |     |                         | N/A    | VOZ                           |     |   |                        |                   |       |
| 5   |     |                         | 5      | IDENTIFICACION                |     |   |                        |                   |       |
| 15  |     |                         | 15     | DISTANCIA USABLE              |     |   |                        |                   |       |
| 15  |     |                         | 15     | MONITOR                       |     |   |                        |                   |       |
| 14.8  |     |                         | 3.85   | ANCHO DE CURSO (anchura)      |     |   |                        |                   |       |
| 15.01   |     |                         | 5.33   | ANCHO DE CURSO (anchura)      |     |   |                        |                   |       |
| 25/12   |     |                         | 290/12 | CLEARANCE 100                 |     |   |                        |                   |       |
| 20/13   |     |                         | 230/13 | CLEARANCE 50                  |     |   |                        |                   |       |
| 15  |     |                         | 15     | ALINEAMIENTO 150              |     |   |                        |                   |       |
| 15  |     |                         | 15     | ALINEAMIENTO 90               |     |   |                        |                   |       |
| TRAYECTORIA DE PLANEADO   |     |                         |        | ANGULO COMISIONADO 11.76      |     | GENERAL   |                        |                   |       |
| TX 1  |     | TX 2                    |        | CATEGORIA 1                   |     | MARCADOR 75 MHZ (US)                              |                        | SAT NO SAT        |       |
| FINAL   | P.T | INICIAL                 | FINAL  | FINAL                         | P.T | CONEXAS   | INSTALACION            |                   |       |
| 80  |     | 79                      | 80     | MODULACION                    |     |   |                        |                   |       |
| 2.50  |     | 2.50                    | 2.49   | ANGULO                        |     |   |                        |                   |       |
| 31  |     | .73                     | .71    | ANCHO                         |     |   |                        | X                 |       |
| 190   |     |                         | 190    | CLEARANCE BAJO LA TRAYEC      |     |   | ESTADO DE LA FACILIDAD |                   |       |
| 1.48  |     |                         | 1.40   | ESTRUCTURA BAJO LA TRA        |     | F/C   | S/S                    | B/C               |       |
| 22/7.5  |     |                         | 11/6   | " DE LA TRAYECTORIA 21        |     | X   | X                      |                   |       |
| 23.5  |     |                         | 26/7.5 | " DE LA TRAYECTORIA 22        |     |   |                        |                   |       |
| 21.4  |     |                         | 11/5   | " DE LA TRAYECTORIA 23        |     |   |                        | X                 |       |
| 10  |     |                         | 10     | DISTANCIA USABLE              |     |   |                        |                   |       |
| 22 MAR. 1987  |     |                         |        | MONITOR                       |     | NOTAS:  |                        |                   |       |
| 8.01  |     |                         | 11.131 | ANGULO (base)                 |     |   |                        |                   |       |
| 8.01  |     |                         | 11.131 | ANGULO (cabe)                 |     |   |                        |                   |       |
| 88  |     | .97                     | .89    | ANCHO DE LA TRAYEC (anchura)  |     |   |                        |                   |       |
| 53  |     | .54                     | .54    | " " " " (largura)             |     |   |                        |                   |       |
| NUEVO SISTEMA DE ILS (LOCALIZADOR) - WILD X MK II -<br>ANCHO DE CURSO DE 4.60 CATEGORIA 1 - INSPECCION DE<br>POST-COMISIONAMIENTO 21 MARZO 1987 (60 DIAS) |     |                         |        |                               |     |   |                        |                   |       |
| OFICINA   |     | DIVE                    |        | FIRMA DEL INSPECTOR           |     |   |                        |                   |       |
|   |     |                         |        | CAP. PLTO. AV. VINCIO         |     |   |                        |                   |       |

NCCO

Fig. 7.3 Reporte de la Inspección de Postcomisionamiento de la Trayectoria de Planeo y Comisionamiento del Localizador ILS.

## DA INSPECCION EN VUEL

## GRAFICO DE CLARENCIA DE LOCALIZADOR

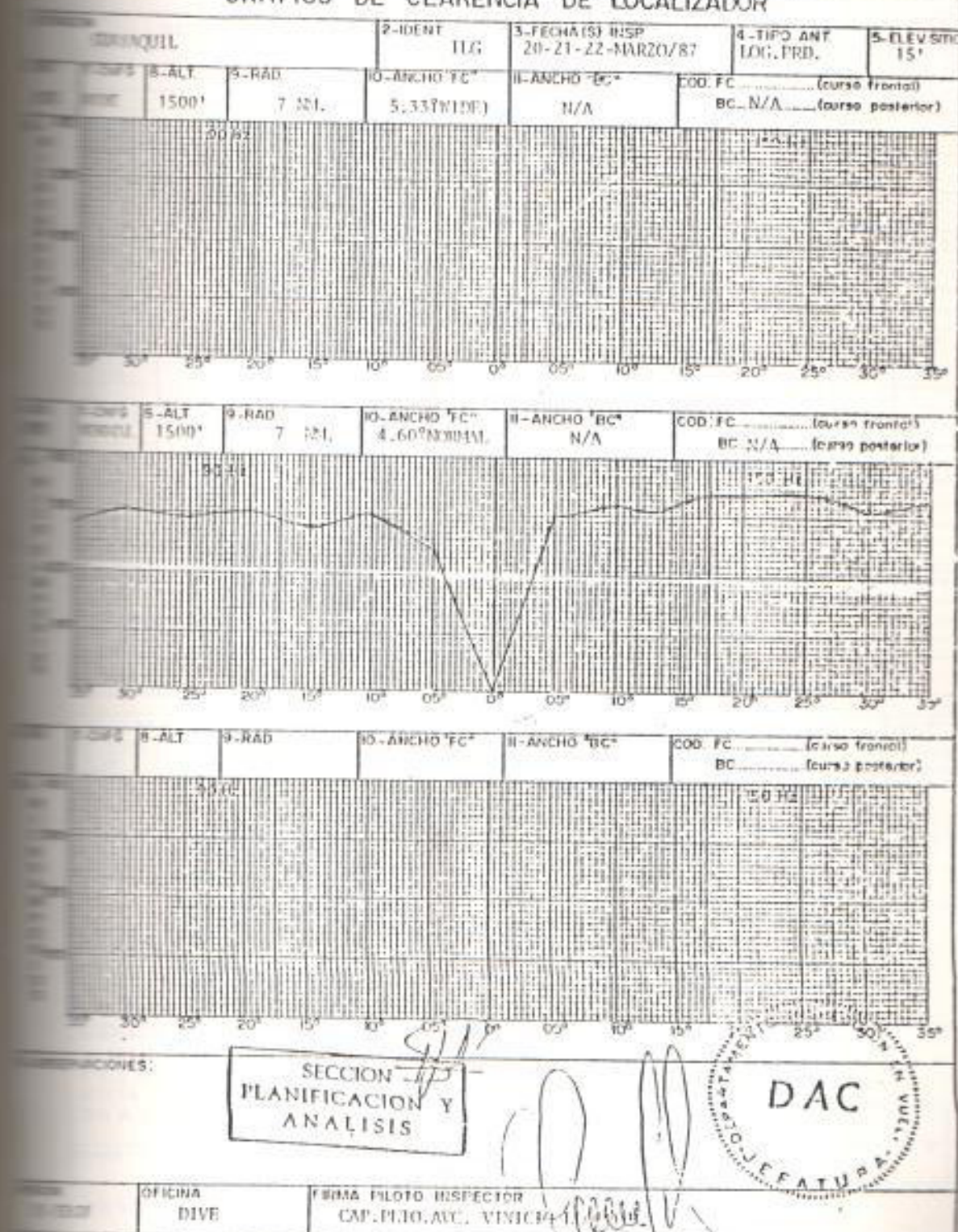


fig 7.4 Margen fuera de Rumbo del Localizador  
(Inspección de Comisionamiento).



## DAC - INSPECCION EN VUELO

| REPORTE DE INSPECCION EN VUELO ILS  |         |      |         |                           |                             |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|---|---------|------|---------|---------------------------|-----------------------------|---------------------------------|------|---|-------|-------------------|---------|-------|
| CIUDAD  |         |      |         | IDENTIDAD DE LA LOCALIDAD |                             | FECHA / FECHAS DE INSPECCION    |      |   |       |                   |         |       |
| GUAYAQUIL   |         |      |         | ILG                       |                             | 13-14-ABRIL-88                  |      |   |       |                   |         |       |
| TIPO DE INSPECCION  |         |      |         |                           |                             |                                 |      |   |       | SISTEMA COMUN     |         |       |
| CORRECCION DEL DTR  |         |      |         | X PERIODICO               |                             | EPECIAL                         |      |   |       | X SI              |         |       |
| COMISION  |         |      |         | VIGILANCIA                |                             | INCOMPLETO                      |      |   |       | NO                |         |       |
| PROPIETARIO   |         | X    |         | D.A.C.                    |                             | P.A.E.                          |      | PRIVADO (Indique el propietario actual) |       |                   |         |       |
|   |         |      |         |                           |                             | C.F.A.                          |      |   |       |                   |         |       |
|   |         |      |         | INTERREGIONAL             |                             | MILITAR                         |      | OTRO (Indique el nombre actual)         |       |                   |         |       |
|   |         |      |         |                           |                             | C.F.A.                          |      |   |       |                   |         |       |
| RECURSOS/COMPONENTE INSPECCIONADO:  |         |      |         | X LOCALIZADOR             |                             | COMPAS                          |      | X                                       |       | 75 MHZ MARCADORES |         |       |
|   |         |      |         | X TRAYECTORIA DE PLANEADO |                             | DME                             |      | X                                       |       | SISTEMA DE LUCES  |         |       |
| LOCALIZADOR   |         |      |         |                           |                             |                                 |      |   |       |                   |         |       |
| CURSO FRONTAL   |         |      |         | ANCHO COMISIONADO         |                             |                                 |      | CURSO POSTERIOR                         |       |                   |         |       |
| TX 1  |         | TX 2 |         | CATEGORIA 1               |                             | TX 1                            |      | TX 2                                    |       |                   |         |       |
| INICIAL   | FINAL   | P.T. | INICIAL | FINAL                     | INICIAL                     | FINAL                           | P.T. | INICIAL                                 | FINAL | P.T.              | INICIAL | FINAL |
| 4.7   | 4.7     |      | 4.6     | 4.6                       | ANCHO DE CURSO              |                                 |      |   |       |                   |         |       |
| 15  | 20      |      | 19      | 20                        | MODULACION                  |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 10/12   |      |         | 320/12                    | CLEARANCE 150               |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 100/12  |      |         | 320/12                    | CLEARANCE 90                |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 3/150   |      |         | 2/150                     | ESTRUCTURA DE CURSO 21      |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 3/150   |      |         | 4/150                     | ESTRUCTURA DE CURSO 22      |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 3/150   |      |         | 3/150                     | ESTRUCTURA DE CURSO 23      |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 2/150   |      |         | 2/150                     | ALINEAMIENTO                |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | N/A     |      |         | N/A                       | VOZ                         |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 5       |      |         | 5                         | IDENTIFICACION              |                                 |      | N.A.                                    |       |                   | N.A.    |       |
|   | 25 NM   |      |         | 25 NM                     | DISTANCIA USABLE            |                                 |      |   |       |                   |         |       |
| MONITOR   |         |      |         |                           |                             |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 4.4     |      | 3.3     | 3.6                       | ANCHO DE CURSO (anchos)     |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 5.7     |      | 5.3     | 5.3                       | ANCHO DE CURSO (anchos)     |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 10/12   |      | NORMAL  | 320/12                    | CLEARANCE 150               |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 100/12  |      | NORMAL  | 320/12                    | CLEARANCE 90                |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 8       |      |         | 8                         | ALINEAMIENTO 150            |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 15      |      |         | 15                        | ALINEAMIENTO 90             |                                 |      |   |       |                   |         |       |
| TRAYECTORIA DE PLANEADO   |         |      |         |                           |                             | GENERAL                         |      |   |       |                   |         |       |
| TX 1  |         | TX 2 |         | ANCHO COMISIONADO 2.      |                             | MARCADOR 75 MHZ                 |      | SAT                                     |       | NO R/T            |         |       |
| INICIAL   | FINAL   | P.T. | INICIAL | FINAL                     | CATEGORIA                   | COMPAS                          |      | --                                      |       | --                |         |       |
| 15  | 40      |      | 37      | 40                        | MODULACION                  | DME                             |      | --                                      |       | --                |         |       |
| 1.24  | 2.39    |      | 2.20    | 2.39                      | ANGULO                      | SISTEMA DE LUCES                |      | --                                      |       | --                |         |       |
| 15  | .76     |      | .64     | .74                       | ANCHO                       | ESTADO DE LA FACILIDAD          |      | F/C                                     |       | B/S               |         |       |
|   | 190/1.3 |      | 190/1.4 | 190/1.3                   | CLEARANCE BAJO LA TRAYEC    | SIN RESTRICCION                 |      | X                                       |       | X                 |         |       |
|   | 2/2.5   |      |         | 5/2.1                     | ESTRUCTURA BAJO LA TRA      | RESTRICCION                     |      | --                                      |       | --                |         |       |
|   | 11/1.5  |      |         | 30/2.1                    | % DE LA TRAYECTORIA 21      | USABLE                          |      | --                                      |       | X                 |         |       |
|   | 30/2.8  |      |         | 30/2.8                    | % DE LA TRAYECTORIA 22      |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | 10 NM   |      |         | 10 NM                     | % DE LA TRAYECTORIA 23      |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   |         |      |         |                           | DISTANCIA USABLE            |                                 |      |   |       |                   |         |       |
| MONITOR   |         |      |         |                           |                             |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | N.CH    |      |         | N.CH                      | ANGULO (Inch)               |                                 |      |   |       |                   |         |       |
|   | N.CH    |      |         | N.CH                      | ANGULO (Gras)               |                                 |      |   |       |                   |         |       |
| 15  | 89      |      | 50      | 50                        | ANCHO DE LA TRAYEC (anchos) |                                 |      |   |       |                   |         |       |
| 15  | 90      |      | 50      | 50                        | " " " (anchos)              |                                 |      |   |       |                   |         |       |
| OBSERVACIONES   |         |      |         |                           |                             |                                 |      |   |       |                   |         |       |
| SE NOTAN VARIACIONES DE C/P EN EL G/S ANTES Y DESPUES DEL PUNTO DE DISTANCIAS DE 2.1 A 1.3 NM, QUE SALEN DE TOLERANCIA PERO EN MENOS DE 354' ( 217.41-PARRAFO d-USSFIM) RESPECTA TAMBIEN A LA ESTRUCTURA EN EL LOC: ESTOS PUNTOS DONDE HAY REFLEXION CORRESPONDEN A ZONAS CON AGUA (RIO). |         |      |         |                           |                             |                                 |      |   |       |                   |         |       |
| SEGU  |         |      |         | OFICINA                   |                             | FIRMA DEL INSPECTOR             |      | SECCION PLANIFICACION Y ANALISIS        |       |                   |         |       |
|   |         |      |         | DIVE                      |                             | Mjr. Pilo. Avc. Carlos M. Costa |      |   |       |                   |         |       |

fig. 7.5 Reporte de una inspección Periódica del ILS de Guayaquil.

## DAC-INSPECCION EN VUELO

## GRAFICO DE CLARENCIA DE LOCALIZADOR

|                          |                 |                  |  |                                 |   |                     |
|--------------------------|-----------------|------------------|--|---------------------------------|---|---------------------|
| 1-UBICACION<br>GUAYAQUIL |                 |                  | 2-IDENTIFICACION<br>ILG  | 3-FECHA (S) INSP<br>13 ABRIL-88 | 4-TIPO LANT<br>LOG. PERIOD.                               | 5-ELEV. SIND<br>12' |
| 6-CURS<br>DEL            | 8-ALT<br>1,300' | 9-RAD.<br>7 N.M. | 10-ANCHO 'FC'<br>3,60°   | 11-ANCHO 'BC'<br>N/A            | COD. FC..... (curso frontal)<br>BC..... (curso posterior) |                     |
|                          |                 |                  |  |                                 |   |                     |
| 6-CURS<br>DEL            | 8-ALT<br>1,300' | 9-RAD.<br>7 N.M. | 10-ANCHO 'FC'<br>4,60°   | 11-ANCHO 'BC'<br>N/A            | COD. FC..... (curso frontal)<br>BC..... (curso posterior) |                     |
|                          |                 |                  |  |                                 |   |                     |
| 6-CURS<br>DEL            | 8-ALT           | 9-RAD.           | 10-ANCHO 'FC'  | 11-ANCHO 'BC'                   | COD. FC..... (curso frontal)<br>BC..... (curso posterior) |                     |
|                          |                 |                  |  |                                 |   |                     |
| OPCION<br>DIVE           |                 |                  | FIRMA PILOTO INSPECTOR<br>ING. D.L.G. AYC. CARLOS M. ACOSTA B. |                                 |   |                     |

DAC



7.6 Margen Fuera de Rumbo (Inspección Periódica).



### CRITERIOS PARA LA APROXIMACION Y EL ATERRIZAJE.

La Oficina de Control de Aproximación (APP) es la unidad del ATC responsable del control de todos los vuelos IFR operando dentro del TMA Guayaquil. Para lo cual con anterioridad al arribo, el piloto recibirá instrucciones de la APP sobre la ruta de llegada a seguir, mediante un Canal de radio.

En la actualidad se dispone de siete rutas de llegada, cinco hacia el circuito de espera sobre PAL NDB y dos hacia el circuito de espera sobre el VOR de Guayaquil. Los aviones operando según IFR entrarán al TMA Guayaquil a 3000 pies o 4000 pies de altitud, dependiendo de la dirección de llegada y pasarán la espera a 2000 pies sobre PAL NDB o a 3000 pies sobre el VOR/DME. Los aviones que sigan llegando se mantendrán a intervalos de 1000 pies sobre las alturas mencionadas.

Los aviones son autorizados para aterrizar empezando por el de más abajo, y los restantes descienden 1000 pies hasta que les toque el turno. El avión autorizado inicia la aproximación de acuerdo con uno de los siguientes procedimientos publicados de la forma como se indica en la fig. 7.7 a disposición del piloto. Tres de ellos de no precisión basados en las siguientes radio ayudas: NDB, VOR/DME, LLZ, y tres de precisión: NDB/ILS, VOR/ILS e ILS.

**CARTA DE APROXIMACION  
FOR INSTRUMENTOS**

 Elev: 1711  
 Tw: 118.3  
 App: 119.3

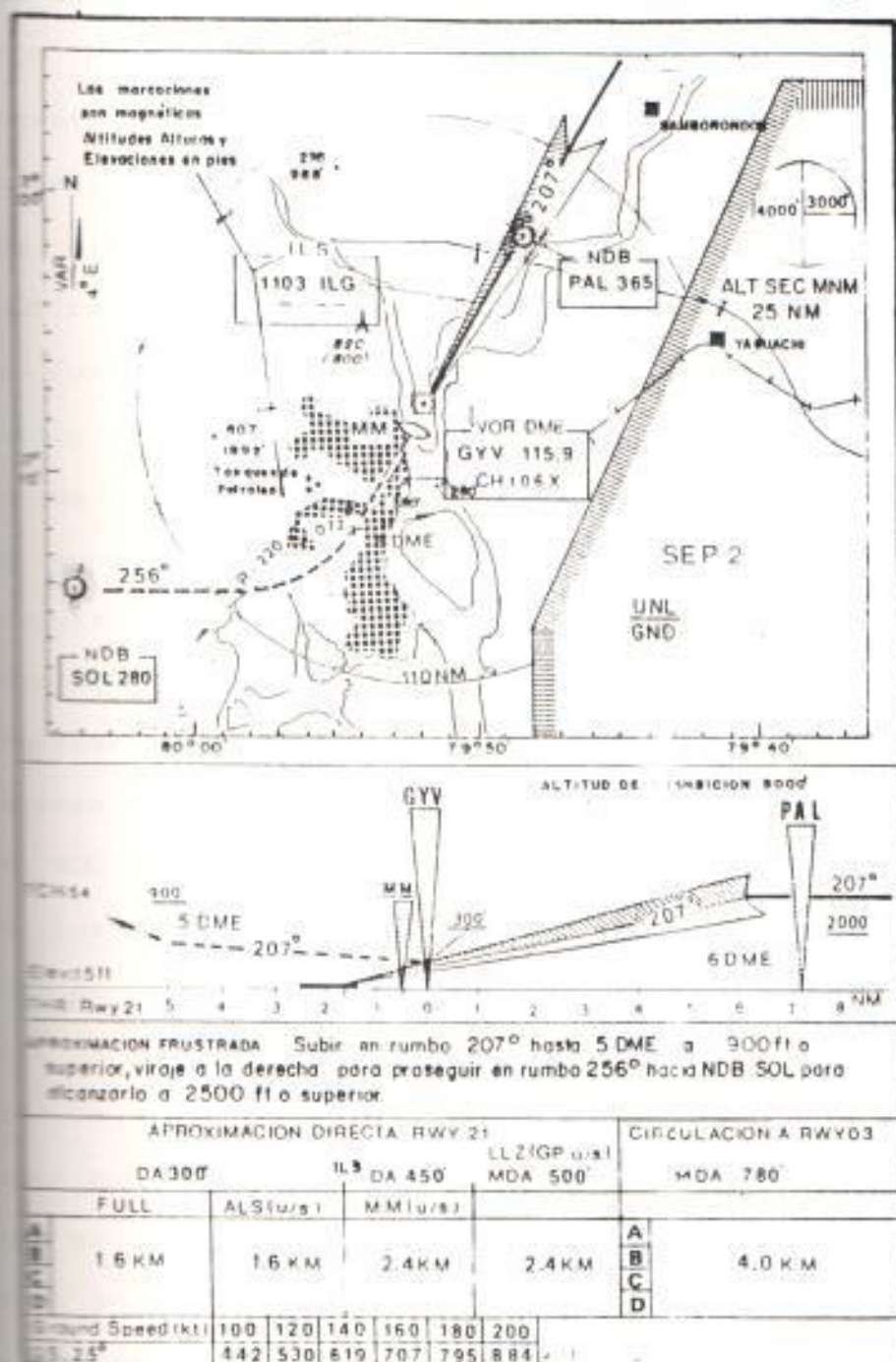
**GUAYAQUIL Simón Bolívar**  
 Ecuador / ILS Rwy 21


fig. 7.7 Carta de Aproximación ILS.

Para efectos de comparación describiremos dos de estos procedimientos a manera de comparación.

Con la aproximación VOR/DME, la nave parte del VOR a 3000 pies, desciende a 2000 pies en la dirección Oeste y ejecuta un viraje hacia la izquierda en las cercanías de FAL NDB y luego desciende a 500 pies en una dirección Sur Suroeste hasta un punto a 1 milla náutica (NM) del VOR (2,5 NM del umbral). Este es el Punto de Aproximación Frustrada (MAF) y si el piloto está libre de nubes y puede divisar la cabecera de la pista, efectúa en condiciones visuales VFR la aproximación hasta aterrizar. De lo contrario ejecutará la maniobra de aproximación frustrada elevándose en línea recta hasta 500 pies a 3 NM, para efectuar un viraje hacia la derecha y continuar el descenso en una dirección Oeste para cruzar por encima de SOL NDB a 2500 pies o más. En este punto el ATIS da instrucciones al piloto dependiendo de su intención de proseguir a un aeropuerto alternativo o intentar otra aproximación IFR.

Con la aproximación de precisión VOR/ILS que se describe en la figura 7.7 se procede inicialmente como el caso anterior hasta interceptar la TDF a 2000 pies en el arco 6 DME (punto de inicio de la aproximación final FAF), volando con el sistema completo ILS hasta descender a 300 pies sobre el VOR a 2,8 Km. (1,5 NM) del umbral. Este es el punto de aproxima-



ción frustrada a partir del cual el piloto complementa el aterrizaje visualmente si las condiciones meteorológicas lo permiten o ejecuta la maniobra de aproximación frustrada como en el caso anterior. Del análisis de estos procedimientos podemos concluir que gracias al ILS se ha logrado reducir el alcance visual de 2,5 NM a 1,5 NM y la altitud de decisión publicada de 500 pies a 300 pies.

Datos meteorológicos de la DAC demuestran que las nubes tienden a establecerse a alturas alejadas de la superficie terrestre en la mayor parte del tiempo, por lo tanto al disminuir la altura de decisión disminuye la probabilidad de que las nubes puedan obstaculizar la visibilidad de la pista, lo que disminuye la probabilidad de una aproximación frustrada, agilizando los aterrizajes y por ende descongestionando el tráfico aéreo con mayor rapidéz, reduciendo el tiempo de espera, promoviendo un ahorro de combustible.

Las ventajas enunciadas son aún mejoradas gracias a las rutas de llegada normalizadas (STARs) por el ATC que hacen posibles aproximaciones directas NDB/ILS o NDB/LLZ. Si por fallas técnicas la Trayectoria de Planeo deja de funcionar, el Localizador (LLZ) es utilizado en los procedimientos de aproximación.

#### 7.4 PROCEDIMIENTOS PARA INSPECCIONES.



Tabla VII.3 Continuación.

| TIPO: FRECUENCIA UNICA (SINGLE FREQUENCY) WILCOX MK II                 |  |   | INSPECCION EN VUELO<br>RESULTADOS   |                |                         |              |
|--|--|---|---|----------------|-------------------------|--------------|
| REGIMEN: Simón Bolívar   |  |   | Comisionamiento (C) 22/Mar/87   |                | Periódica (P) 13/Abr/88 |              |
| PARAMETROS   | VALOR<br>NOMINAL   | TOLERANCIAS<br>(FAA)                      | Tx1   | Tx2            | Tx1                     | Tx2          |
| Movimiento con el eje de la pista (rumbo verdadero)                    | 0 pA en el eje   | C: $\pm 3$ pA<br>E: $\pm 15$ pA en el eje | SATISFACTORIO   |                |                         |              |
| Estabilidad de la estructura (Referencia Cap. VI)                      | Debe indicarse los cambios importantes de la estructura.   |   | SATISFACTORIO   |                |                         |              |
| Cobertura. (distancia útil)<br>15 NM a 4000 pies<br>15 NM a 2000 pies  | Intensidad mínima de señal 5 $\mu$ V<br>Corriente de banderín 240 pA   |   | parámetros 6, 7, y 8, en tolerancia hasta:<br>15 NM   15 NM   25 NM   25 NM |                |                         |              |
| Operación, en vuelo volando en el eje con inclinación de $120^\circ$ . | Los codos del eje de rumbo así registrados no excederán de $\pm 15$ pA (ver parámetro 8).  |   | SATISFACTORIO   |                |                         |              |
| Alarma de:<br>a) ancho del curso                                       | Condiciones de alarma:<br><br>Alarma ancha $5,28^\circ$<br>Alarma angosta $3,28^\circ$<br>(se verificará el parámetro 6 con la alarma ancha) |   | ////  | /////          | //////                  | //////       |
| b) Potencia  | a la distancia utilizable:<br>intensidad de señal 5 $\mu$ V<br>corriente de banderín 240 pA<br>(Nuevamente se verificará 6 y 8)              |   | 5,36°<br>3,81°  | 5,33°<br>3,85° | 5,7°<br>4,4°            | 5,3°<br>3,6° |
| c) Desviación  | Cuando el curso se desvie de $027^\circ$ en no mas de:<br>15 pA al lado de 150 Hz<br>15 pA al lado de 90 Hz                                  |   | SATSFACTORIO HASTA:<br>15 NM   15 NM   -   -                                |                |                         |              |
| Alarma de emergencia   | Tiempo máximo de conexión 10 s.<br>(criterio DACI) se verifica 3,4,5,9   |   | SAT   -   |                |                         |              |
| Alarma en fase de las señales RF.                                      | 0 pA<br>DDM = 0  | dentro de 10 pA<br>(criterio DACI)        | No chequeado.   |                |                         |              |
| PARAMETROS FUERA DE TOLERANCIA:<br>[ Parámetro 13 al TX1 ]             |  |   |   |                |                         |              |



Tabla VII.4 Evaluación de la TDP (categoría 1).

| REF. REFERENCIA DE BANDAS LATERALES (SIDE BAND REFERENCE) |  |                                      | INSPECCION EN VUELO RESULTADOS           |                 |                         |                     |
|---|--|--------------------------------------|--|-----------------|-------------------------|---------------------|
| AEROPUERTO: Simón Bolívar                                 | VALOR NOMINAL  | TOLERANCIAS (FAA)                    | Comisionamiento (C) 22/Mar/87            |                 | Periódica (P) 14/Abr/88 |                     |
| PARAMETROS  |  |                                      | Tx1                                      | Tx2             | Tx1                     | Tx2                 |
| Ángulo de planeo  | 2,50°  | C: 2,45° a 2,55°<br>P: 2,31° a 2,69° | 2,52°                                    | 2,49°           | //////////<br>2,39°     | //////////<br>2,39° |
| Alisamiento   | ////////// Categoría 1 NO APLICABLE //////////   |                                      |  |                 |                         |                     |
| Alt. (ver Sec 6.3.3)                                      | Dentro de 2,31° y 2,69° (solo 1 Tx)  |                                      | SAT                                      |                 |                         |                     |
| Diferencia entre Tx1 y Tx2.                               | C: ± 0,10°<br>P: ± 0,20°   |                                      | SAT                                      |                 | //////////<br>-         |                     |
| Profundidad de modulación.                                | 40% c/tono   | C: 78% a 82%<br>P: 75% a 85%         | 80%   80%                                | //////////      | //////////              | 80%   80%           |
| Balaceo de modulación.                                    | 0 pA   | 0 ± 5 pA                             | SAT                                      |                 | SAT                     |                     |
| Ancho de la Trayectoria.<br>(10 pA en los límites)        | 0,7°   | C: 0,65° a 0,75°<br>P: 0,5° a 0,9°   | 0,71°   0,71°                            | //////////      | //////////              | 0,76°   0,74°       |
| Simetría del ancho de la trayectoria                      | 50% - 50%  | 67% - 33% en cualquier lado.         | SAT                                      |                 | SAT                     |                     |
| Márgenes (clearance):                                     |  |                                      |  |                 |                         |                     |
| Debajo la trayectoria.                                    | 190 pA de la señal de 150 Hz y 150 pA o más para el monitor.   |                                      | 190 pA   190 pA                          |                 | -                       |                     |
| Debajo la Trayectoria.                                    | 150 pA de la señal de 90 Hz en cualquier punto antes de la BT. falsa   |                                      | SAT                                      |                 | -                       |                     |
| Estructura bajo la trayectoria.                           | 190 pA o más de la señal de 150 Hz a un ángulo mayor o igual a 0,75°. nota: si no puede cumplirse este criterio se optará por 6 a) |                                      | 190 pA a:<br>1,48°   1,40°   1,3°   1,2° |                 |                         |                     |
| Estructura de la trayectoria.                             | Zona 1: 30 pA<br>Zona 2: 30 pA<br>Zona 3: 30 pA  |                                      | 11/4,5   11/6                            | 7/4,5   5/5,1   | 22/3,5   26/1,5         | FT/1,5   30/2,1     |
|   |  |                                      | FT/0,4   FT/0,5                          | 30/0,8   30/2,8 |                         |                     |
|   | Estos valores representan los codos máximos en pA encontrados/a tuestas NM del umbral.   |                                      |  |                 |                         |                     |

Tabla VII.4 Continuación.

| REFERENCIA DE BANDAS LATERALES (SIDE BAND REFERENCE)  |  | INSPECCION EN VUELO RESULTADOS |   |                     |           |
|---|--|--------------------------------|---|---------------------|-----------|
| COMANDO: Simón Bolívar                                | VALOR  | TOLERANCIAS                    |   | Comisionamiento (P) |           |
| PARAMETROS  | NOMINAL  | (FAA)                          |   | to(C)22/Mar/87      | 14/Abr/88 |
|   |  |                                |   | Tx1                 | Tx2       |
| Estabilidad de la estructura.<br>(Referencia Cap. VI) | deben señalarse los cambios importantes.   |                                | La estructura de la trayectoria de planeo mantiene cierta inestabilidad debido a las condiciones climáticas. (ver observaciones en la fig. 7.4) |                     |           |
| Cambio/Inversión de la estructura.                    | 25 $\mu$ A por 1000 pies en un segmento de trayectoria de 1500 pies.   |                                | SAT   SAT   |                     |           |
| Identidad.  | Mayor o igual que:<br>nivel de señal 15 $\mu$ V<br>Corriente de alarma 240 $\mu$ A<br>Señal vuela hacia arriba 150 $\mu$ A<br>Margen y estructura en tolerancia<br>Interferencia no debe causar condiciones fuera de tolerancia. |                                | SATISFACTORIO HASTA:<br>10 NM   10 NM   10 NM   10 NM   |                     |           |
| Alcances  | Condiciones de alarma:   |                                |   |                     |           |
| Angulo bajo   | Angulo bajo 2,31°<br>Angulo alto 2,69°   |                                | 2,37°   2,33°   NO CHEQUEADO<br>2,55°   2,58°   N.CH  |                     |           |
| Angulo ancho  | Alarma ancha 0,9° mínimo<br>Alarma angosta 2,69° mínimo  |                                | 0,87°   0,90°   0,90°   0,90°<br>0,52°   0,55°   0,50°   0,50°  |                     |           |
| Referencia  | No debe ser mayor que:<br>nivel de señal 15 $\mu$ V<br>señal vuela hacia arriba 150 $\mu$ A  |                                | SAT   SAT   |                     |           |
| Comando de emergencia.                                | Tiempo máximo de conexión 10 s.<br>(criterio OACI)   |                                | N.CH  |                     |           |
| Presencia en fase de las señales RF (Sec. 6.4.1)      | Dentro de 10 $\mu$ A del valor fijado en el parámetro 3.   |                                | N.CH  |                     |           |
| PARAMETROS FUERA DE TOLERANCIA:                       |  |                                |   |                     |           |
| Parámetro 8 Tx1.                                      |  |                                |   |                     |           |



Tabla VII.5 Evaluación del localizador (categoría i).

| TIPO: FRECUENCIA UNICA (SINGLE FREQUENCY) WILCOX MK II   |  |   | INSPECCION EN TIERRA<br>RESULTADOS |               |                        |       |                              |     |
|--|--|---|------------------------------------|---------------|------------------------|-------|------------------------------|-----|
| AEROPUERTO: Simón Bolívar  | VALOR  |   | TOLERANCIAS                        |               | Periódica<br>13/Abr/88 |       | Periódica (P)<br>13/Julio/88 |     |
|  | NOMINAL  |   | (DACI)                             |               | Tx1                    | Tx2   | Tx1                          | Tx2 |
|  |  |   |                                    |               |                        |       |                              |     |
| 1. Alineación del rumbo (Mensualmente (M))   | 0 pA en el eje (DDM = 0)   | 15 pA en el eje de $\delta$ 0 pA a $\pm 10,5$ $\mu$ en el umbral. | NO SE REALIZA                      |               |                        |       |                              |     |
| 2. Fluctuaciones del eje de rumbo (Mensualmente)<br>Oscilaciones de la aguja del asperiometro  | Libre de fluctuaciones.  | 0,005 DDM o 5 pA de cresta a cresta a razón de 0,01 a 10 veces    | NO SE REALIZA                      |               |                        |       |                              |     |
| 3. Sensibilidad al desplazamiento. (Mensualmente)<br><br>(Sem. ancho del curso - punto en el cual debe leerse 150 pA $\delta$ 0,155 DDM y debe estar a 350 pies (106,75 m) del eje en el umbral. | 0,00145 DDM/m $\pm 17\%$<br>(0,00014 DDM/pies) $\pm 17\%$<br>$\downarrow$<br>1,40505 pA/m $\pm 17\%$<br>(0,5 pA/pies) $\pm 17\%$ | tolerancias   | -                                  |               |                        |       |                              |     |
|  | metros   | DDM   | -                                  |               |                        |       |                              |     |
|  | 20   | 0,029   | 0,024 a 0,033                      |               |                        |       |                              |     |
|  | 40   | 0,058   | 0,048 a 0,068                      |               |                        |       |                              |     |
|  | 60   | 0,087   | 0,072 a 0,102                      |               |                        |       |                              |     |
|  | 106,75   | 0,155   | 0,128 a 0,181                      |               |                        |       |                              |     |
|  | metros   | pA  | -                                  |               |                        |       |                              |     |
|  | 20   | 28,10   | 23,32 a 32,88                      |               |                        |       |                              |     |
|  | 40   | 56,20   | 46,65 a 65,76                      |               |                        |       |                              |     |
|  | 60   | 84,30   | 69,97 a 98,63                      |               |                        |       |                              |     |
|  | 106,75   | 150   | 124,49 a 175,48                    |               |                        |       |                              |     |
| 4. Margen fuera del curso. (Mensualmente)  | A cada lado del eje un aumento lineal hasta 0,180 DDM $\delta$ 175 pA  |   | NO SE REALIZA                      |               |                        |       |                              |     |
| 5. Polarización vertical. (Anualmente)   | DDM = 0  | 0,015 DDM   | NO SE REALIZA                      |               |                        |       |                              |     |
| 6. Frecuencia de la portadora. (Anualmente)  | Khz  | Khz   | Khz                                | NO SE REALIZA |                        |       |                              |     |
|  | 110,300  | 110,295 a 110,305   |                                    |               |                        |       |                              |     |
| 7. Potencia de salida. (Trimestralmente)   | PORTADORA<br>BANDAS LATERALES  |   | 14,5 W                             | 14,5 W        | 15 W                   | 15 W  |                              |     |
|  |  |   | 290 mW                             | 260 mW        | 260mW                  | 290mW |                              |     |
| 8. Frecuencia de los tonos. (Mensualmente)   | 90 Hz  | 98,75 Hz a 91,25 Hz   | NO SE REALIZA                      |               |                        |       |                              |     |
|  | 150 Hz   | 147,75 Hz a 152,25 Hz   |                                    |               |                        |       |                              |     |

Tabla VII.5 Continuación.

| TIPO: FRECUENCIA UNICA (SINGLE FREQUENCY) WILCOX MK 11                  |  | INSPECCION EN TIERRA<br>RESULTADOS |                               |                         |      |                              |      |
|---|--|------------------------------------|-------------------------------|-------------------------|------|------------------------------|------|
| AEROPUERTO: Simón Bolívar   | VALOR  | TOLERANCIAS                        |                               | Periódica<br>13/Abr/88  |      | Periódica (P)<br>13/Julio/88 |      |
| PARAMETROS y (Período de verificación normal recomendada).              | NOMINAL  | (DACI)                             |                               | Tx1                     | Tx2  | Tx1                          | Tx2  |
| 9. Puesta en fase de los tonos de 90 y 150 Hz. (Mensualmente)           | en fase  | 20° respecto al tono de 150 Hz.    |                               | NO SE REALIZA           |      |                              |      |
| 10. Contenido de armónicos de los tonos de 90 y 150 Hz (A) (Anualmente) | El contenido total de armónicos no excederá del 10% en c/tono. |                                    | NO SE REALIZA                 |                         |      |                              |      |
| 11. Profundidad de modulación. (Trimestralmente)                        |  |                                    |                               |                         |      |                              |      |
| a) 90 y 150 Hz  | 20%  | 18% a 22%                          |                               | 40,5                    | 40,9 | 41,9                         | 42,4 |
| b) 1020 Hz  | 10%  | 7% a 15%                           |                               | 5,3                     | 4,7  | 5,3                          | 4,9  |
| c) Voz  | 35%  | 30% a 40%                          |                               | ///// NO SE UTILIZA /// |      |                              |      |
| 12. Funcionamiento del dispositivo monitor. (Mensualmente)              | tiempo de falsa radiación inferior a 10 s.                     |                                    |                               |                         |      |                              |      |
| 13. Alarma de los monitores (Trimestralmente)                           | Condiciones de alarma:   |                                    | ± 0DM                         |                         |      |                              |      |
| a) Alineamiento.  | ± 15 µA en el eje &<br>0 µA a ± 10m del eje                    |                                    | 0,015   0,015   0,015   0,015 |                         |      |                              |      |
| b) Ancho del curso.<br>normal 0,155 0DM a 106,75 m en el umbral         | Alarma anchas: 0,00170 0DM/m a 106,75 m -> 0DM                 |                                    | 0,122   0,171   0,170   0,164 |                         |      |                              |      |
| c) Potencia.  | Alarma angostas: 0,00120 0DM/m a 106,75 m -> 0DM               |                                    | 0,140   0,139   0,141   0,133 |                         |      |                              |      |
| NO SE REALIZA   |  |                                    |                               |                         |      |                              |      |
| PARAMETROS FUERA DE TOLERANCIA  |  |                                    |                               |                         |      |                              |      |

Tabla VII.6 Evaluación de la TDP (categoría I).

| TIPO: REFERENCIA DE BANDAS LATERALES (SIDE BAND REFERENCE)   |  | INSPECCION EN TIERRA<br>RESULTADOS   |               |               |              |                |              |
|--|--|--|---------------|---------------|--------------|----------------|--------------|
| AEROPUERTO: Simón Bolívar  | VALOR  | TOLERANCIAS  |               | Periódica     |              |                |              |
| PARAMETROS   | NOMINAL  | (FAA)  |               | 14/Abr/88     |              |                |              |
|  |  |  |               | Tx1           | Tx2          | Tx1            | Tx2          |
| 1. Estabilidad del ángulo.<br>(Mensualmente)   | 2,5°   | 2,31° a 2,69°  |               | NO SE REALIZA |              |                |              |
| 2. Sensibilidad al desplazamiento.<br>(Mensualmente)<br><br>Semi-ancho de la trayectoria: 150 pa ó 0,178 DDM a 1,8° y a 3,2° | 214,285 pA/ grado ± 25 %<br>0,254285 DDM/grado ± 25%                                     | Se determina las alturas a las q' se tiene 75 pA ó 0,0875 DDM                            |               | NO SE REALIZA |              |                |              |
| 3. Margen vertical bajo la Trayectoria.<br>(Mensualmente)  | Se determina la altura a una distancia de 300 m de la antena para la cual se mide 180 pA |  | NO SE REALIZA |               |              |                |              |
| 4. Fluctuaciones de la trayectoria de plano.<br>(Diariamente)  | Libra de fluctuaciones.  | 0,02 DDM (18 pA) de cresta a cresta a razón de 0,01 a 10 veces por segundo               |               | -             |              |                |              |
| 5. Frecuencia de la portadora.<br>(Anualmente)   | Khz  | Khz  | Khz           | NO SE REALIZA |              |                |              |
|  | 335.000  | 335.017  | 334.983       |               |              |                |              |
| 6. Potencia de salida del transmisor.<br>(Trimestralmente)   | PORTADORA<br>BANDAS LATERALES  |  |               | 3 W<br>89 pW  | 3 W<br>96 pW | 3,2 W<br>84 pW | 3 W<br>86 pW |
| 7. Frecuencia de los tonos.<br>(Mensualmente)  | 90 Hz<br><br>150 Hz  | 88,75 a 91,25 Hz<br>{87,75 a 92,25 Hz}<br><br>147,75 a 152,25 Hz<br>{146,25 a 153,75 Hz} |               | NO SE REALIZA |              |                |              |
| 8. Puesta en fase de los tonos de 90 y 150 Hz.<br>(Anualmente)   | en fase  | 20° respecto al tono de 150 Hz.  |               | NO SE REALIZA |              |                |              |
| 9. Contenido de armónicos de los tonos de 90 y 150 Hz.<br>(Anualmente)   | El contenido total de armónicos no excederá de 10% en cada caso.                         |  |               | NO SE REALIZA |              |                |              |

Tabla VII.6 Continuación.

| TIPO: REFERENCIA DE BANDAS LATERALES (SIDE BAND REFERENCE)     |  | INSPECCION EN TIERRA<br>RESULTADOS |                        |        |                              |       |
|--|--|------------------------------------|------------------------|--------|------------------------------|-------|
| PUERTO: Simón Bolívar  | VALOR                                      | TOLERANCIAS                        | Periódica<br>14/Abr/88 |        | Periódica (F)<br>12/Julio/88 |       |
| PARAMETROS   | NOMINAL                                    | (FAA)                              | Tx1                    | Tx2    | Tx1                          | Tx2   |
| III. Profundidad de modulación.<br>(Sesanalmente)              |  |                                    |                        |        |                              |       |
| a) 90 y 150 Hz.  | 40X c/tono                                 | 37,5 a 42,5%                       | 80,21                  | 80,31  | 79,21                        | 80,81 |
| III. Funcionamiento del dispositivo monitor.<br>(Mensualmente) | tiempo de falsa radiación inferior a 10 s. |                                    |                        |        |                              |       |
| III. Alarma de los monitores<br>(Trimestralmente)              | Condiciones de alarma no mayores a:        |                                    | ± DDM                  |        |                              |       |
| a) Angulo.   | Angulo bajo                                | 2,31°                              | 0,005                  | 0,0107 | 0,005                        | 0,007 |
|  | Angulo alto                                | 2,69°                              |                        |        |                              |       |
| b) Ancho del curso.  | Alarma ancha:                              | 0,19777 DDM/grado                  | 0,196                  | 0,196  | 0,195                        | 0,196 |
|  | Alarma angosta:                            | 0,356 DDM/grado                    | 0,319                  | 0,319  | 0,327                        | 0,319 |
| c) Potencia.   |  |                                    | NO SE REALIZA          |        |                              |       |
| PARAMETROS FUERA DE TOLERANCIA                                 |  |                                    |                        |        |                              |       |



Tabla VII.7 Evaluación del Marcador medio.

| TIPO: WILCOX MK II                             |   | PATRON : VERTICAL TIPO ELIPTICO |  |
|--|---|---------------------------------|--|
| PARAMETROS                                     | VALOR NOMINAL   | TOLERANCIAS                     | AEROPUERTO : Simón Bolívar<br>RESULTADOS |
| INSPECCION EN VUELO                            |   |                                 | Comisionamiento 20/Oct/87                |
| 1. Identificación.                             | -.-.-.- etc. correcta y claramente audible en el área de cobertura. |                                 | SATISFACTORIO                            |
| 2. Modulación.                                 | La modulación iluminará la luz amar: ( 1 300 Hz).                   |                                 | SATISFACTORIO                            |
| 3. Cobertura.                                  | intensidad de señal 1700 $\mu$ V at:                                |                                 |  |
| a) Eje menor                                   | 1000 $\pm$ 325 pies ( 305 $\pm$ 99,125 m)                           |                                 | 1026 pies ( 312,93 m)                    |
| b) Eje mayor                                   | Cualquier duración que no exeda la tolerancia de at.                |                                 | SATISFACTORIO                            |
| 4. Sistema monitor.                            | Indicación útil cuando la potencia emitida sea del 50%.             |                                 | -  |
| INSPECCION EN TIERRA                           |   |                                 |  |
| 1. Frecuencia de la portadora. (Anualmente)    | 75 Mhz:   | 74.9992 a 75007 KHz             | NO SE REALIZA                            |
| 2. Potencia de salida. (Trimestralmente)       |   | + 15%                           | -  |
| 3. Profundidad de modulación. (Semestralmente) | 95%   | 91% a 99%                       | -  |
| 4. Frecuencia del tono (Semestralmente)        | 1300 Hz:  | 1267,5 a 1332,5 Hz              | -  |
| 5. Contenido de armónicos.                     | Cero:   | Menos del 15% del               | NO SE REALIZA                            |
| 6. Identificación. (Semestralmente)            | 2 rayas por segundo $\pm$ 15%<br>6 puntos por segundo $\pm$ 15%     |                                 | SAT                                      |
| 7. Monitores.                                  | Condiciones de alarma:  |                                 |  |
| a) Potencia                                    | menor o igual al 50%  |                                 |  |
| b) Profundidad de modulación                   | 50%   | 50% a 70%                       | SAT                                      |
| c) Identificación                              | cuando falla la modulación  |                                 |  |
| PARAMETROS FUERA DE TOLERANCIA                 |   |                                 |  |



## 7.5 MEJORAS AL SISTEMA.

El ILS del aeropuerto Simón Bolívar funciona bajo las normas operacionales de la Categoría I, dentro de la cual el piloto utiliza las señales del ILS hasta una altura de decisión de 91 m. (300 pies) a 2,8 km. de la cabecera de la pista 21. Por lo tanto es necesario:

- Mejorar la actuación del sistema.
- Aumentar la Integridad.
- Mejorar la Continuidad del Servicio.
- Reducir los riesgos.
- Satisfacer nuevos Requisitos Operacionales.

Para que la instalación ILS tenga una Categoría con un Nivel de Servicio adecuado que haga posible en combinación con otros sistemas de control de vuelo de (Que no dependan exclusivamente del ILS) la realización de aproximaciones y aterrizajes automáticos bajo la supervisión visual de la maniobra por parte del piloto, fomentando el uso de los sistemas automáticos de a bordo en las aeronaves que cuentan con ellos.

Las inspecciones en vuelo tanto como las inspecciones en tierra, conjuntamente con los equipos monitores tienen como objetivo aumentar la Integridad y mejorar la Continuidad del Servicio, reduciendo los riesgos de que el sistema radie energía fuera de los límites

de tolerancia. Por lo tanto cualquier mejora dentro de estos tres aspectos merece importante atención.

La utilización de los instrumentos especiales para efectuar mediciones tanto en vuelo como en tierra presupone que los errores de tales instrumentos son por lo menos cinco veces mas pequeños que los valores de tolerancia correspondientes. Dichos instrumentos son el fundamento en que reposan las mediciones significativas por lo que corresponde dedicar particular atención a su precisión básica y calibración periódica.

#### 7.5.1 MEJORAS DEL EQUIPO DE INSPECCION EN VUELO.

Con el actual sistema la correlación entre las medidas registradas a bordo y la posición de la aeronave determinada desde tierra a partir de la observación visual del operador del teodolito y comunicada por radio al personal de a bordo conlleva un gran margen de error humano en el registro de la posición. Y aunque éste error puede ser tolerable para la operación de los sistemas ILS de Categoría I existentes en el país, debe ser superado para mejorar el sistema dentro de la misma categoría o llegar hasta un nivel de categoría II, lo cual requiere de una modernización y perfeccionamiento del equipo de inspección en vuelo con un sistema de

seguimiento que prescindiera en lo posible del operador en la determinación de la posición. Para lo cual puede disponerse por lo menos de un Radio Teodolito, provisto de convertidores analógico numéricos que proporcionen lecturas de ángulos de elevación y acimut en clave Gray. Para transmitir la información en forma telemétrica por radiodifusión VHF a la aeronave, donde pueda registrarse en uno de los canales del Sistema de Registro de Datos con el que deberá contar el panel de a bordo.

O en lo económicamente posible debería implementarse un sistema completamente automático como el Telectroscopio que se describe a continuación:

#### Características del Telectroscopio.

El sistema se fundamenta en la detección de un haz emitido por una lámpara en el rango infrarrojo y visual del espectro. La lámpara se instala en la aeronave de inspección y el equipo en tierra mide su desviación angular con respecto a un eje de referencia que se encuentra alineado con el rumbo del Localizador indicado o con la Trayectoria de Planeo indicada. El Equipo terrestre consta de dos unidades:

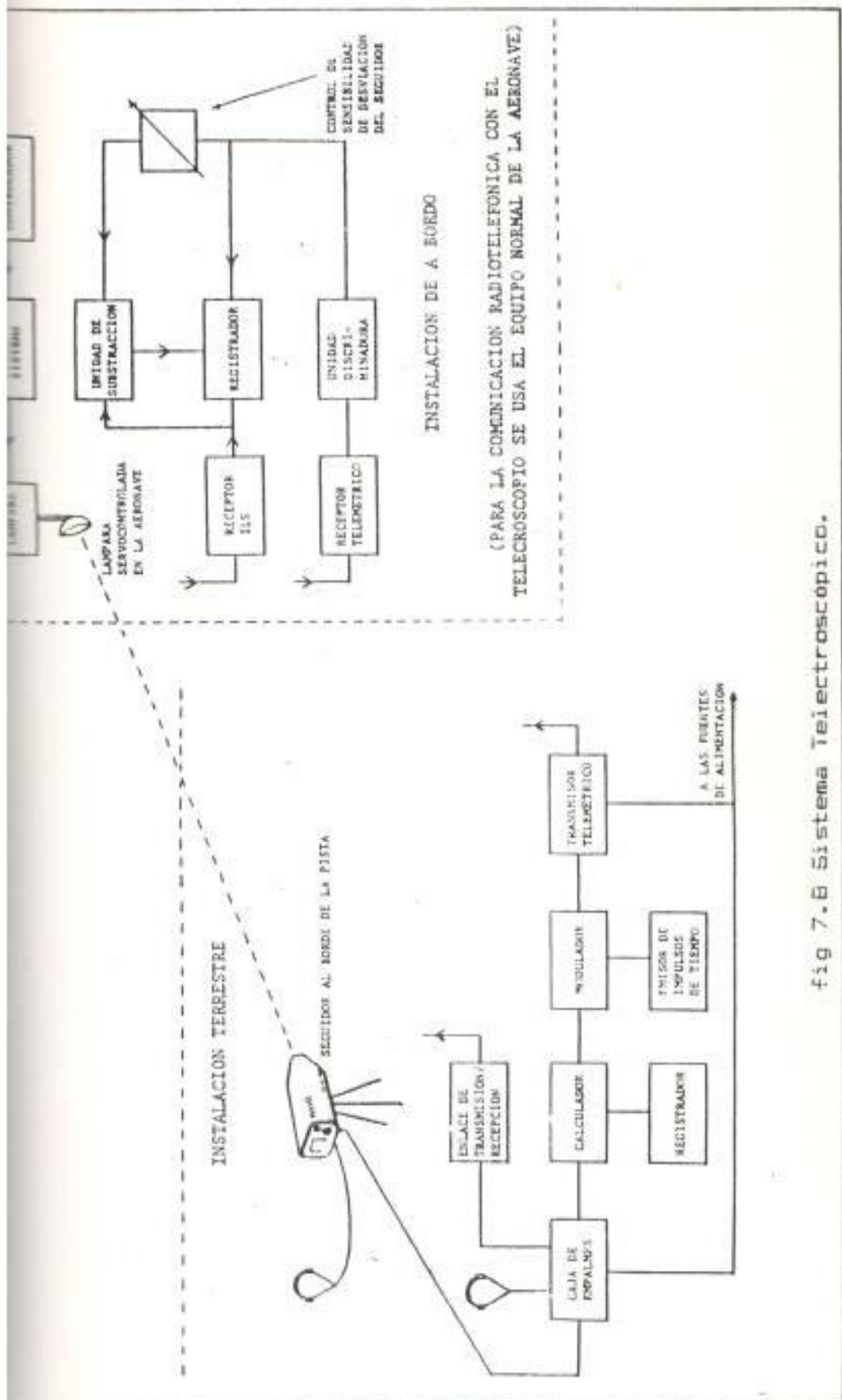


fig 7.8 Sistema Teletroscópico.

- a) El Seguidor.
- b) El calculador.

El Seguidor contiene un sistema que recibe la luz emitida y la convierte en dos impulsos eléctricos. El tiempo entre uno de los impulsos receptados y un impulso de referencia generado dentro del seguidor es una medida de la desviación angular en el plano horizontal. Igualmente el tiempo del otro impulso constituye una medida de la desviación angular en el plano vertical.

Si bien las mediciones se efectúan simultáneamente en los dos planos, se utiliza solo una cada vez. Así en el Localizador las medidas se efectúan en el plano horizontal y en la Trayectoria de Planeo en el plano vertical, con el seguidor instalado cerca de las respectivas antenas.

Las características principales del telectroscopio se indican en la tabla VII.8.

El equipo de a bordo consiste de una fuente luminosa de haz integral retráctil con lámpara de filamento de tungsteno, montada en la proa. La dirección del haz es ajustable en acimut y elevación desde un tablero de mando del copio-to.



Tabla VII.B Características del Telectroscopio.

| CARACTERÍSTICA                      | ESPECIFICACION   |
|-------------------------------------|--|
| Campo de visión óptico.             | Aprox. un cono de $11^\circ$                           |
| Campo de visión electrónico:        |  |
| - En el plano de medición.          | $\pm 0.5^\circ$  |
| - En el otro plano                  | Acimut $2.25^\circ$<br>Elevación $5.25^\circ$          |
| Resolución en el plano de medición. | $\pm 10$ s. de arco.                                   |
| Precisión en plano de medición.     | Superior a $\pm 1$ minuto de arco.                     |
| Linealidad en el plano de medición. | $\pm 0.2\%$ a $0.5\%$ de desviación.                   |
| Alcance máximo                      | 10 millas nauticas.                                    |
| Alimentación :                      | Seguidor 12 v. DC 1.2 A.<br>Calculador 12 v. DC 0.5 A. |

Se efectúa primeramente un vuelo de aproximación preliminar para establecer la dirección óptica. luego ésta se la mantiene gobernado la lámpara por medio de un servosistema que tiene por referencia la Brújula Giroscópica de la aeronave y una señal de cabeceo suministrada por una unidad de Horizonte Artificial.

Las características de la lámpara son las siguientes:

- Consumo de Potencia 1 000 vatios.
- Ancho del haz  $\pm 2.5^\circ$

La salida del teleelectroscopio es una tensión continua cuya amplitud y polaridad es proporcional a la desviación angular. Estos datos se transmiten a la aeronave por radio enlace utilizando una portadora entre 400 y 420 MHz, modulada en frecuencia.

La señal demodulada a bordo es similar a la de un receptor ILS; y su sensibilidad al desplazamiento se ajusta de modo que se corresponda con la esperada para la señal ILS; de tal forma que al restarse, el resultado sea una medida de la estructura del rumbo ILS, que puede registrarse y usarse para una rápida evaluación de esta última.

El enlace telemétrico también puede emplearse para transmitir una indicación de "Intensidad luminosa" detectada, útil para alinear la lámpara en la dirección óptima.

#### 7.5.2 MEJORAS EN EL EQUIPO DE INSPECIÓN EN TIERRA.

Las mediciones en tierra de las instalaciones ILS se han venido efectuando hasta ahora por medio de un equipo de prueba portátil, de diseño sencillo y convencional diseñado para medir la DDM y la posición de rumbo, con la precisión que apenas se ajusta a las exigidas para la Categoría I. Siendo principalmente el Locali-

zador el de mayor atención debido a la gran dificultad de efectuar tales mediciones en la Trayectoria de Planeo, cuyo ajuste y control están limitados a las inspecciones en vuelo regulares y al registro de lecturas de los monitores entre los intervalos de cada inspección.

A fin de poder prescindir de los monitores para evaluar las señales de la Trayectoria de Planeo se recomienda disponer del siguiente equipo:

- Un Simulador de señales ILS
- Un medidor de DDM.
- Un medidor de profundidad de modulación de gran precisión.

El simulador permitirá generar señales con valores DDM y de Profundidad de Modulación conocidos, los cuales podrán utilizarse para alimentar los monitores y registrarse sus indicaciones para compararlas con las obtenidas del transmisor de la propia estación.

El simulador de señales puede consistir de un transmisor VHF/UHF, un modulador de 50 Hz y 150 Hz, y un instrumento medidor de DDM y del porcentaje de modulación incorporado o no al simulador.

La precisión de los instrumentos de medición

puede ser altamente mejorada usando técnicas digitales que permitan presentar las lecturas directas de los valores medidos como la utilizada para medir el índice de modulación que se describe a continuación:

### Técnica digital de gran precisión para la medida de la profundidad de Modulación.

La profundidad de modulación definida por la Ec.(3.1) es:

$$m = V_m / V_c$$

Donde  $V_m$  es la tensión modulante y  $V_c$  es la tensión de la portadora. Para evaluar esta ecuación, la tensión portadora  $V_c$  rectificada y filtrada se aplica a la entrada de un amplificador operacional (OPAMP) dispuesto como integrador. La salida de este amplificador será:

$$V_a = - \int_0^t V_c dt$$

Como  $V_c$  es constante en el intervalo de 0 a  $t$  resulta:

$$V_a = - V_c \times t$$

Un segundo OPAMP dispuesto como sumador comparará la tensión  $V_a$  con la tensión modulante rectificada y filtrada  $V_m$ . La salida del comparador será:

$$V_a = -K (V_m + V_a)$$

$$V_a = -K (V_c \times t - V_m)$$

Durante la integración de salida el comparador pasa de valores de corriente DC negativos a positivos. Si en el momento  $t$ , la tensión  $V_a$  es igual a cero se tendrá:

$$0 = (V_c \times t - V_m)$$

$$t = V_m / V_c \quad \text{Ec. (7.1)}$$

Esta última ecuación muestra que el índice de modulación puede transformarse en una medición de tiempo. Este tiempo medio puede determinarse numéricamente mediante un contador. Para este fin se abre una compuerta contadora con el inicio de la integración y mientras esto ocurre se hace pasar por la compuerta impulsos del reloj patrón. El número de estos impulsos se lee como función del índice de modulación. Con este tipo de equipos se consiguen errores de  $\pm 0.3\%$ .

#### Implantación de un Monitor de Campo lejano

El Monitor de Campo Lejano responde a los efectos de la interferencia, indicando al punto de control en qué momento se presenta una perturbación temporal de la señal del localizador, por lo tanto puede constituir una ayuda útil de



mantenimiento para verificar el rumbo, la sensibilidad y las desviaciones del rumbo, en vez de utilizarse un monitor de campo portátil, a diferencia del cual puede obtenerse un registro continuo del comportamiento de la señal de campo lejano, indicando la calidad de la señal y el grado de perturbación.

Debido a que el monitor de campo lejano se utiliza como monitor directivo deberá impedirse que la interferencia temporal interrumpa el servicio del localizador para lo cual:

- a) Se incorpora un retardo dentro del sistema ajustable de 30 a 120  $\mu$ s.
- b) Se utilizará una técnica que asegure que se transmitan al sistema de control únicamente las indicaciones que no están afectadas por perturbaciones transitorias.
- c) Se utilizará un filtrado de paso bajo.

Un monitor de campo lejano comprende una antena de tipo direccional para reducir al mínimo las interferencias no deseadas ubicada a la mayor altura compatible con los límites de franqueamiento de obstáculos, un receptor VHF y los elementos de control que brinden lecturas de la DDM, del porcentaje de modulación y del nivel de señal de RF.

Para el control del eje de rumbo, la antena

estará emplazada a lo largo de la prolongación del eje de la pista. Para vigilar las desviaciones de la "sensibilidad al desplazamiento" y se instala un receptor y monitor adicionales dotado de una antena colocada a un lado de la prolongación del eje central de la pista.

### 7.5.3 MEJORAS DE CARACTER OPERACIONAL.

El disponer de información continua de la distancia al punto de contacto, es de gran importancia para mejorar la actuación del sistema, reducir los riesgos y satisfacer nuevos requisitos operacionales y ser de gran utilidad en las inspecciones en vuelo.

Actualmente esta información se obtiene de manera continua pero con escasa precisión del sistema VOR ubicado a 2,83 Km. de las antenas de la Trayectoria de Planeo y de manera puntual del Marcador Medio ubicado aproximadamente a 1 669 metros de dicha antena.

Para disponer de información de distancia con mayor precisión y hasta que la aeronave aterrice se recomienda disponer de un DME con las siguientes características:

#### Condiciones de funcionamiento del DME.

El canal del ILS de Guayaquil es el 110.3 y

el canal DME emparejado con este será el canal 40 X (De acuerdo a la Tabla C.3 del apéndice C). El interrogador operará con una portadora de RF de 1 064 Mhz, la cual será modulada por un par de impulsos de 3.5  $\mu$ s. de duración, separados 12  $\mu$ s entre sí.

La frecuencia de repetición de pares de impulsos variará de 150 prf. en la fase de búsqueda a 30 prf en la fase de seguimiento.

El respondedor en tierra captará la señal de interrogación, la misma que se mezclará con la señal del oscilador local cuya frecuencia ( $F_2$ ) será de 1 001 Mhz. para dar una frecuencia intermedia ( $F_I = F_1 - F_2$ ) de 63 Mhz.

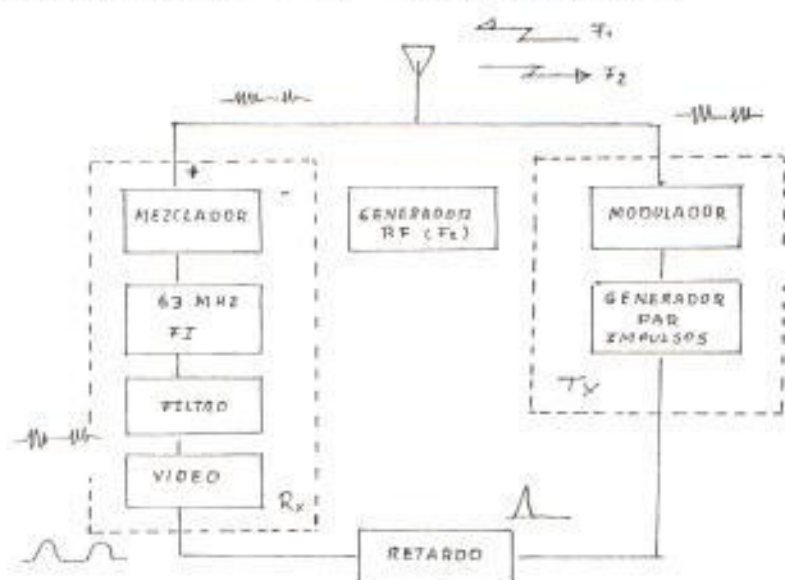


fig. 7.9: Esquema del Respondedor DME.

A continuación el filtro digital decodifica la señal de llegada dejando pasar solo los impul-

son que están separados 12 ps, los impulsos de video se retrasan 50 ps, cuando el punto de distancia "cero" coincide con la antena ES/ILS (Si se lo emplaza junto a ella), y luego se genera un pulso de disparo para activar el generador del par de impulsos que modula en amplitud la RF y se emite por la misma antena. El Receptor del Respondedor frecuentemente puede recibir tanto señales directas como señales reflejadas por objetos cercanos llamados "ecos" que se combinan con la señal directa produciendo un pulso mucho más ancho. Estos ecos pueden suprimirse usando en el receptor un circuito que reduzca la ganancia del receptor inmediatamente después de un impulso correcto y la restaure a su valor nominal dentro de un tiempo llamado "Tiempo Muerto DME", durante el cual el receptor queda inactivo y el transmisor emite la respuesta.

#### Potencia del transmisor.

La potencia del transmisor se calculará de modo que se obtenga - 83 dBW/m<sup>2</sup> o - 105 dBW en el límite de cobertura ILS. Los límites de cobertura del ILS de Guayaquil son :

18 NM a 4 000 pies (La máxima altitud autorizada).

15 NM a 2 000 pies (La mínima altitud de recepción).

Si consideramos un futuro emplazamiento en conjunto ILS/MLS, tomaríamos los límites de cobertura del MLS.

Las pérdidas por propagación o de trayecto libre se evalúan de la fig. B.1 (Apéndice B) para los siguientes valores:

| frecuencia<br>f [MHz] | distancia<br>[Km] | Pérdidas<br>[dB] |
|-----------------------|-------------------|------------------|
| 1 001                 | 41                | 125              |
| 1 001                 | 31.5              | 123              |

**Tabla VII.9 Presupuesto de potencia del transmisor respondedor DME.**

| Componentes                            | Distancia |          |
|--|-----------|----------|
|  | 41 Km.    | 31.5 Km. |
| Señal requerida en la aeronave [dBW]   | - 105     | - 105    |
| Pérdidas de propagación                | 125       | 123      |
| Pérdidas posibles [dB]:                |           |          |
| - Polarización y lluvia                | 1         | 1        |
| - Trayectos múltiples en tierra.       | 5         | 4        |
| Pérdidas del diagrama de antena [ dB ] | 4         | 4        |
| Pérdidas en el monitor [dB]            | 1         | 1        |
| Ganancia de la antena                  | -         | -        |
| Potencia del Transmisor. [dBW]         | 31        | 30       |



Las demás pérdidas debidas a propagación, lluvia, trayectos múltiples en tierra, son valores estimativos así como las pérdidas en el monitor y de diagrama de antena.

En conclusión la potencia requerida del transmisor es de 31 dBW equivalente a 1258 W. La cual podría reducirse si se utilizara una antena mas eficaz con ganancia superiores a 0 dB.

**Tabla VII.10 Características técnicas del Responder DME/N.**

| CARACTERÍSTICAS  | ESPECIFICACIONES                                  |
|--|---|
| Canal  | 40 x  |
| <b>EL TRANSMISOR</b>   |   |
| Frecuencia   | (i 001) Mhz $\pm$ 20.02 KHz                       |
| Forma del impulso:   |   |
| Tiempo de aumento  | menor a 1.0 $\mu$ s.                              |
| Duración   | 3.5 $\pm$ 0.5 $\mu$ s.                            |
| Tiempo de disminución  | 2.5 $\mu$ s.                                      |
| Separación entre impulsos  | 12 $\pm$ 0.25 $\mu$ s.                            |
| Potencia mínima del transmisor                                       | 1258 W.   |
| Radiación espuria debido a interferencias del modulador y eléctrica. | mayor a 60 dB por debajo de la potencia de cresta |

Tabla VII.10 Continuación.

| CARACTERÍSTICAS  | ESPECIFICACIONES   |
|--|--|
| EL RECEPTOR:   |  |
| Frecuencia   | $1\ 064\ \text{MHz} \pm 21.28\ \text{KHz.}$  |
| Sensibilidad   | $-103\ \text{dBW/m}^2$   |
| Eficacia   | 70 %   |
| Gama dinámica  | entre $-123\ \text{dBW/m}^2$<br>y $-22\ \text{dBW/m}^2$  |
| Ancho de banda mínimo<br>( a - 3 dB)   | $\pm 100\ \text{KHz.}$   |
| Tiempo de restablecimiento   | 8 $\mu\text{s.}$   |
| Tiempo muerto  | menor a 60 $\mu\text{s.}$  |
| Deberá contener un circuito supresor de ecos y protección contra interferencia.  |  |
| EL DECODIFICADOR:  |  |
| deberá rechazar los impulsos que estén separados mas allá de (10 y 14 $\mu\text{s.}$ ) con un nivel de señal de hasta 75 dB. |  |
| RETARDO:   |  |
| Nominal  | 50 $\mu\text{s.}$  |
| Ajustable  | Entre 35 y 50 $\mu\text{s}$ medidos en los puntos de 50% de amplitud de los primeros tapulos del par |
| PRECISION:   |  |
| Error añadido por el respondedor   | menor a 0.5 $\mu\text{s}$ ( 75 m)  |

Tabla VII.10 Continuación.

| CARACTERÍSTICAS  | ESPECIFICACIONES |
|--|------------------|
| MONITOR:   |                  |
| Características que activarán el monitor:                                  |                  |
| - Potencia inferior a 3 dB de la potencia de salida                        |                  |
| - Disminución de 6 dB en el nivel mínimo de sensibilidad.                  |                  |
| - Separación entre impulsos del transmisor $\geq 10$ ps. del valor nominal |                  |
| - Retardo del respondedor difiere de 49.5 y 50.5 microsegundos             |                  |
| - Tiempo de actuación inferior a 10 ps.                                    |                  |

## CAPITULO VIII

## EL MLS Y EL NUEVO AEROPUERTO

## 8.1 INTRODUCCION.

El MLS es el nuevo sistema adoptado por la DACI como una segunda norma para la ayuda no visual en la aproximación final y el aterrizaje que reemplazará definitivamente al ILS mediante un proceso de transición ILS/MLS que se está llevando a cabo.

A partir de 1950 se examinaron nuevas técnicas en el campo de las microondas, destinadas a superar las limitaciones del ILS. En 1973 se presentaron cinco sistemas concretos como reemplazo del ILS, todos ellos operando en la banda C de las microondas pero basados en principios diferentes para el cálculo de la posición como el "Efecto Doppler" (DMLS), "Interferometría" (DLS), y el "Haz Explorador con Referencia en el tiempo" (TRSB e INTERSCAN). Estos sistemas fueron analizados considerando que el rendimiento total dependa en gran parte del equipo terrestre, de la simplicidad del equipo de a bordo, de la velocidad de información, economía del ancho de banda, etc. Así en 1978 la DACI selecciona a los sistemas TRSB (Time Reference Scanning Beam) e INTERSCAN, ambos basados en el principio del haz explorador de

la Sec. 3.7 : como base para la normalización del nuevo sistema de aterrizaje bajo el nombre de MLS.

Desarrollándose desde entonces con gran rapidez gracias a la incorporación de técnicas de semiconductores y microprocesadores más avanzada.

El equipo terrestre MLS proporciona información de precisión para guiar al avión a un alineamiento con el eje central de la pista y a un descenso exactos en toda la región de aproximación final, en la región de aproximación frustrada, el aterrizaje y el recorrido sobre la pista, lo que resulta imposible conseguir con el actual sistema ILS.

## 3.2 DESCRIPCIÓN FUNCIONAL DEL SISTEMA.

La trayectoria de la aeronave desde la aproximación inicial hasta el contacto con la pista puede describirse como una función  $f(r, \theta, \phi)$  de tres coordenadas, dos angulares de acimut ( $\phi$ ) y elevación ( $\theta$ ) y una de distancia ( $r$ ).

Cada elemento del equipo MLS se ha diseñado para proporcionar una de las siguientes funciones:

- a) Acimut de aproximación ( $\theta A$ ).
- b) Elevación de aproximación ( $\theta$ ).
- c) Elevación de enderezamiento ( $\theta$ ).
- d) Acimut posterior ( $\theta B$ ).
- e) Canal de datos básicos y auxiliares.
- f) Distancia ( $r$ ).



Cada una de estas etapas están relacionadas con una o varias de las etapas del vuelo y se irán describiendo a lo largo de la sección.

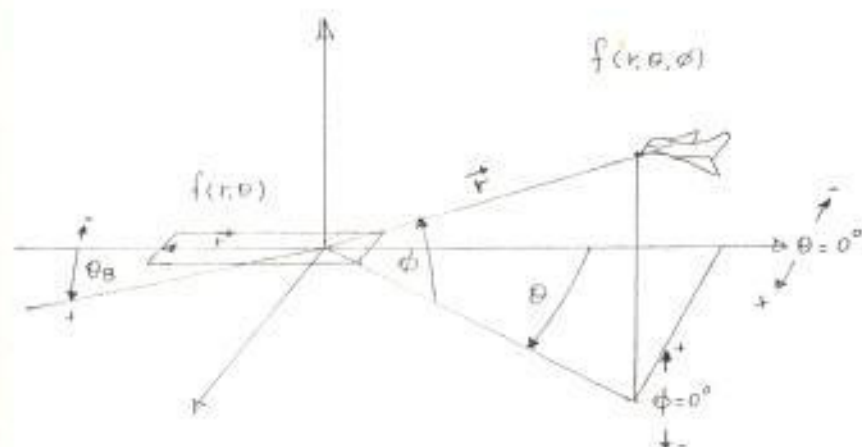


fig. B.1 Sistema de coordenadas MLS.

Las funciones de guía MLS exceptuando la  $f$ ), funcionan en la banda C [ 5031 - 5090 Mhz ], lo que permite usar antenas mas direccionales para generar haces estrechos de formas precisas con antenas fisicamente menores y una disponibilidad de 200 canales espaciados 300 KHz. numerados desde el 500 al 619, iniciándose con la frecuencia 5031 en el canal 500 como se indica en la tabla E.2 ( Apéndice E ).

Las señales se radian con Polarización Vertical, factor que unido a la frecuencia permite conseguir señales mucho menos sensibles a los efectos del terreno circundante.

En la cabina el piloto selecciona el canal MLS apropiado, el acimut deseado de la estación y el Angulo de planeo, procediendo al aterrizaje con los demás instrumentos normales de navegación.

El funcionamiento total del MLS está basado en dos técnicas básicas, la primera relacionada con la forma de proveer la información angular de acimut y elevación y la segunda con la forma como coordinar las transmisiones de las diferentes funciones MLS

### Ejemplo 8.1

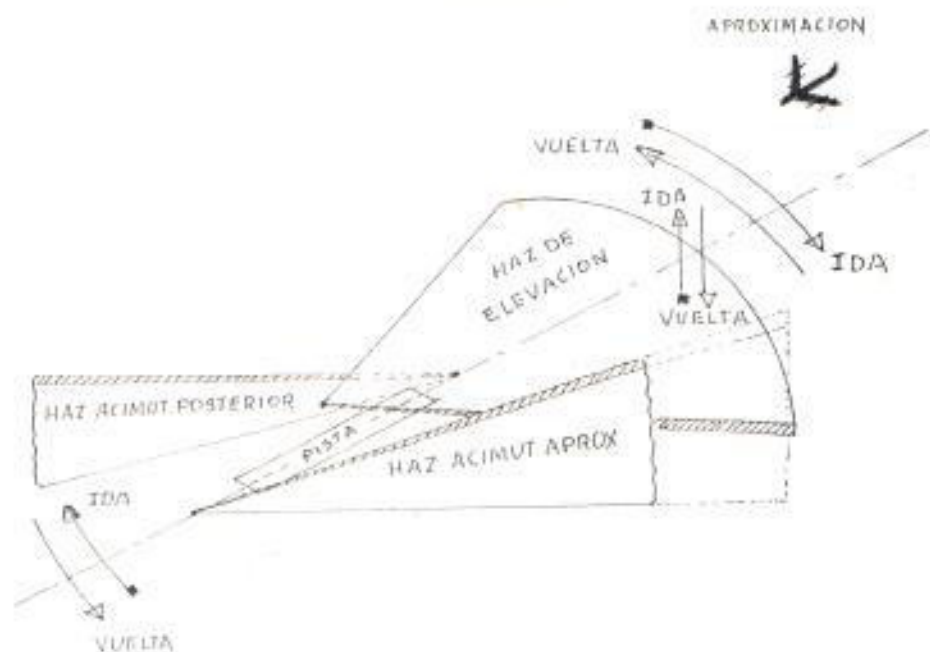
El canal MLS para el nuevo Aeropuerto puede determinarse asumiendo que se instale en conjunto con el ILS operando en el canal actual (110.3 Mhz.).

Los canales VHF del ILS están emparejados con los del MLS para el caso de un emplazamiento común ILS/MLS ; y de acuerdo con la tabla C.3 (Anexo C ), el canal MLS correspondiente será el canal 522 con una frecuencia de 5037.6 Mhz. y una longitud de onda correspondiente de 5.95 cm. En este canal trabajarán todos los transmisores MLS a excepción del DME.

#### 8.2.1 TECNICAS DE INFORMACION ANGULAR.

La información angular de acimut y elevación se consigue mediante la técnica del Haz Explorador con Referencia al Tiempo de la sección 3.7, en la cual haces horizontales y verticales

estrechos en forma de abanico exploran el espacio aéreo frente a la pista (fig. 8.2).



nota:

- 1) \* = inicio de un ciclo de exploración
- 2) La exploración de cada haz se realiza en secuencia por lo tanto un solo haz estará presente en el espacio.

fig 8.2 Convenciones de las exploraciones MLS.

El receptor de a bordo detecta estos haces y mide la diferencia de tiempo entre la exploración de "ida" y la exploración de "vuelta", tomando como referencia para la medición los centros de los haces, calculando luego el ángulo respectivo de acuerdo con la Ec. (8.1) deducida en la Sec. 3.7.

$$\lambda = (T_o - t) v/2 \quad \text{Ec. (8.1)}$$

Donde:

$A$  = Ángulo de acimut ( $\theta$ ) o elevación ( $\phi$ ) en grados.

$t$  = Separación de tiempo en microsegundos entre los centros de los haces IDA y VUELTA.

$T_0$  = separación en ps. entre los centros de los haces IDA y VUELTA para  $\theta = 0^\circ$  y  $\phi = 0^\circ$  respectivamente.

$v$  = Velocidad de exploración en grados/ps.

La velocidad "v" está fijada por la OACI para cada función MLS como se indica en la tabla D.1 (Apéndice D).  $T_0$  se calcula conociendo "v" y el ángulo máximo de exploración de la forma como se indica en el ejemplo B.2.

El sector de cobertura total puede dividirse en dos tipos de sectores:

- a) El sector de guía Proporcional.
- b) El sector de guía de Guarda.

El sector Proporcional se define como el espacio aéreo dentro del cual el ángulo receptado tanto en acimut como en elevación varían proporcionalmente con el desplazamiento angular del avión, similar a como se define en el ILS el ancho del curso y de la trayectoria

de planeo, con la diferencia que ahora éste sector depende de que la velocidad de exploración se mantenga constante en todo este sector, situación difícil de conseguir especialmente en los extremos angulares de la cobertura, donde el haz tiende a ser inestable por efectos de la conmutación entre Ida y Vuelta, dependiendo de los circuitos y técnicas usadas para generar la exploración. Exigiéndose un valor mínimo de este sector de  $\pm 10$  grados en acimut y  $7.5^\circ$  en elevación.

Para conseguir una estabilidad en la velocidad, el haz inicia su recorrido fuera de los límites del sector proporcional efectuando un barrido hasta más allá de tales límites. A este sector comprendido entre los límites del sector de guía proporcional y los límites de cobertura suele llamarse Guía de Guarda.

El ángulo máximo de cobertura ( $A_{max}$ ) se especifica con respecto al centro del haz, pero debe observarse que para imprimir en el receptor el impulso completo de barrido es necesario que el haz cruce completamente la aeronave como se indica en la fig. B.3. Y si asumimos que el sector proporcional (SP) es igual al sector de cobertura entonces:

$$SP = A_{max} = (\text{fincho del haz} / 2) \quad \text{Ec. (B.2)}$$



### Ciclo de Exploración.

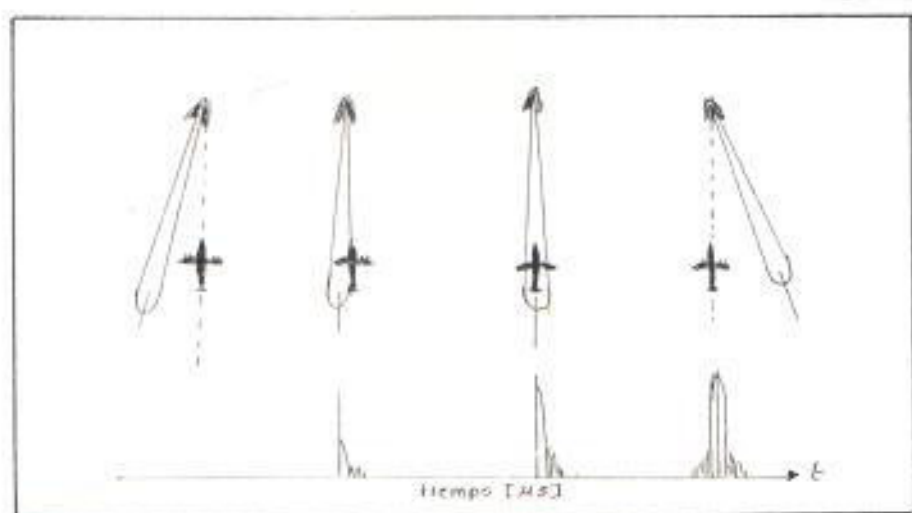
Cada ciclo exploratorio se inicia en el ángulo máximo negativo de acuerdo con las coordenadas de la fig. 8.1, realizando una exploración de IDA en el sentido de las agujas del reloj visto desde arriba de la antena y una exploración de VUELTA en sentido contrario, como se indica en la fig. 8.2. Entre el final de la exploración IDA y comienzo de la exploración VUELTA, existe un tiempo de pausa en la radiación necesario para estabilizar el haz y evitar oscilaciones. El tiempo de duración de un ciclo exploratorio ( $t_c$ ) considerando un movimiento uniforme del haz estará dado por:

$$t_c = 4 \pi \lambda_{\max} / v + t_{\text{pausa}} \quad \text{Ec. (8.3)}$$

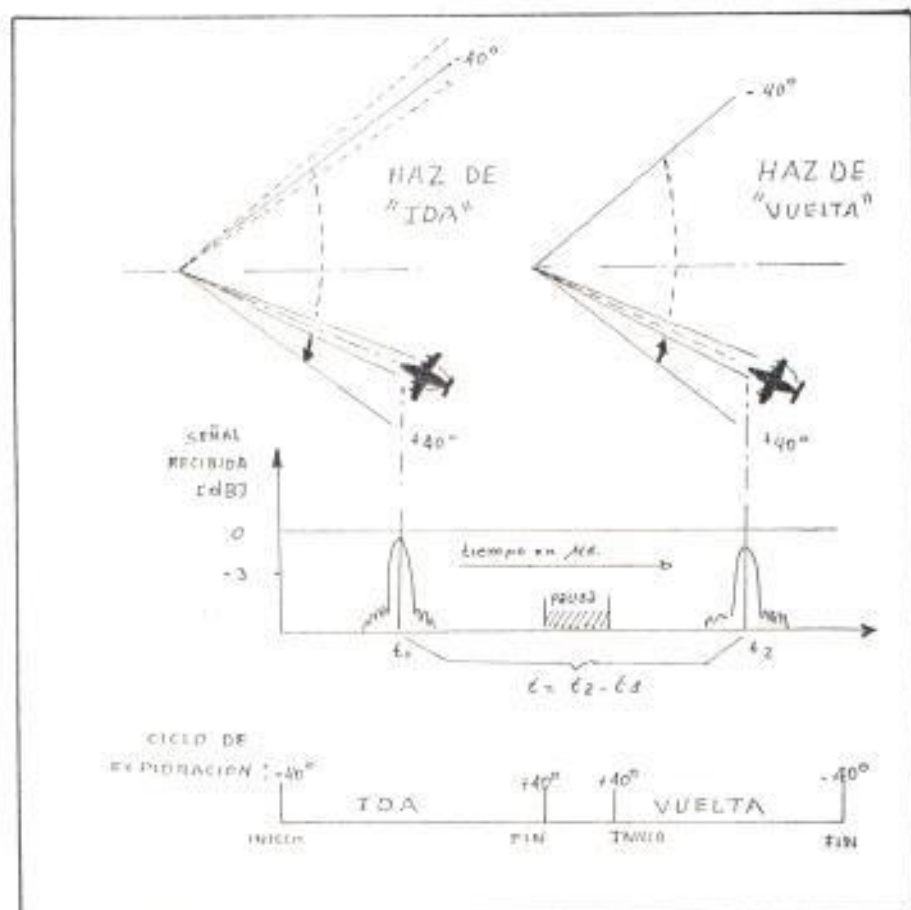
Tanto la velocidad de exploración "v" como el tiempo de pausa son valores constantes estandarizados y se indica en la tabla D.1 (Apéndice D), por lo tanto la duración de un ciclo depende del sector de cobertura de cada función angular.

### Función Angular y Régimen de Función.

Una función angular consiste de un ciclo exploratorio mas unas ciertas señales adicionales



a) Formación del pulso de barrido.



b) Medida de la diferencia de tiempo.

fig. B.3 Proceso Para determinar la posición angular.

que se estudiarán más adelante. Sin embargo la frecuencia con la que se radia cada función representa la frecuencia con la que se repite cada ciclo de exploración y con él, la frecuencia con la que el avión detecta su posición angular, por estas razones a esta frecuencia se la conoce como "Velocidad de repetición de ciclo", "Velocidad de barrido" o "Régimen medio de función", este último nombre debido a que para medir esta frecuencia experimentalmente se cuentan los ciclos en un período de tiempo mayor a un segundo (generalmente 10 s.) y se lo expresa numéricamente en Hz (ciclos/s.). Los valores para cada función se representan en la tabla B.1 ( Apéndice D ).

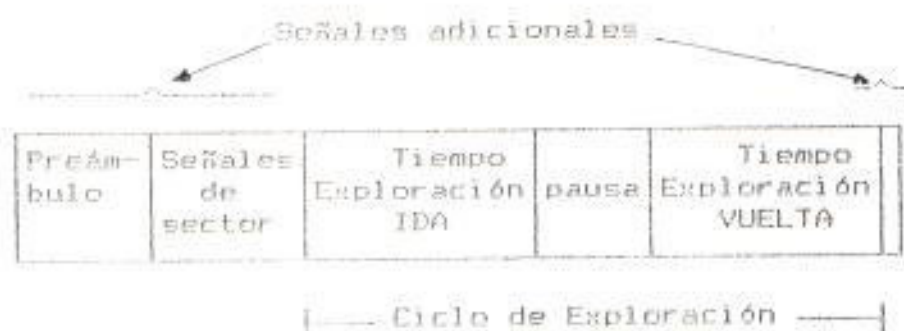


fig. B.4 Organización de la función angular.

El tiempo que se lleva en radiar la mitad de cada función se llama "Tiempo de Exploración Media" ( $T_m$ ) y es igual al tiempo que dura medio ciclo exploratorio mas el tiempo medio en el

que se radian las señales adicionales de tal forma que la duración de una función es  $2 T_m$ . Valores de  $T_m$  se indican en la tabla D.1.

#### Relación Entre los Parámetros de Guía Angular.

Si consideramos que la aeronave puede determinar su posición con una sola exploración y que tal valor tiene un error despreciable; el tiempo en el que deberá efectuarse una segunda exploración dependerá de la velocidad con la que el avión cambie de posición. Podría pensarse que para garantizar continuidad en la información una segunda exploración debería efectuarse inmediatamente, en cuyo caso la frecuencia con la que se radiaría cada función será  $1/(2 T_m)$  y si consideramos que se ha fijado el tiempo de duración de las señales adicionales y la velocidad de exploración " $v$ ", la única variable del sistema sería el ángulo máximo de exploración ( $A_{max}$ ) y aplicando este último criterio el régimen de cada función dependería solamente del  $A_{max}$  escogido. Una vez fijado este ángulo el valor del régimen de cada función así obtenido representará la máxima frecuencia con la que cada función pueda repetirse.

Por ejemplo la función de Acimut de Aproximación presenta la posibilidad de escoger el

A max. de acuerdo con las características de cada aeropuerto y se han tomado dos valores límites de  $\pm 62^\circ$  y  $\pm 42^\circ$ . Para  $62^\circ$  el tiempo de duración de la función será  $(2T_m)$  15944  $\mu s$ , y la máxima frecuencia con la que se pueda repetir será  $(1/2T_m)$  62.7 veces por segundo. Para  $42^\circ$  la función durará un tiempo menor 11944 microsegundos y podrá repetirse con una frecuencia máxima de 87 Hz.

En la práctica es factible disminuir el régimen de cada función debido a que el avión cambia lentamente de posición angular y pueden satisfacerse los requisitos de precisión con valores menores, facilitando de esta manera el multiplexaje en el tiempo. La precisión en acimut es menos estricta que la precisión en elevación por lo tanto la frecuencia con la que el avión mide su posición es mas exigente para las funciones de elevación considerando un valor adecuado de 13 Hz para la función en acimut y 39 Hz para la elevación. Sin embargo la función de acimut puede operar en un régimen mas alto de 39 Hz. para compensar errores originados por otros factores como la gran anchura del haz, o cuando el sector de cobertura sea inferior o igual a  $\pm 40^\circ$ .



## Ejemplo B.2

Si asumimos que en el nuevo aeropuerto de Guayaquil se ha decidido establecer la función de acimut de Aproximación de régimen alto con un sector de cobertura de  $\pm 40^\circ$  y consideramos que para el barrido se usará un haz de  $4^\circ$  de espesor con un sector de quia proporcional igual al sector de cobertura.

La velocidad de exploración correspondiente a tal función será de 0.02 grados/  $\mu$ s. (Tabla D-1 Apéndice D) y si el sector proporcional es igual al sector de cobertura el ángulo máximo de exploración será:

$$A = SP + (\text{Ancho del Haz}/2) = 40^\circ + (4/2)^\circ = 42^\circ$$

El tiempo que tarda el haz en recorrer  $42^\circ$  será

$$t = \theta / v = 42/0.02 = 2100 \mu\text{s.}$$

La constante  $T_0$  se calculará ubicándonos en el eje central de la pista y midiendo el tiempo de IDA y VUELTA incluido el tiempo de pausa:

$$T_0 = t_{\text{ida}} + t_{\text{pausa}} + t_{\text{vuelta}} \quad \left| \theta=0^\circ \right.$$

$$T_0 = 2100 + 600 + 2100 = 4800 \mu\text{s.}$$

El ángulo máximo recorrido por el haz lo experimenta un receptor ubicado al inicio de la exploración IDA ( $-42^\circ$ ) y la diferencia de tiempo entre dos impulsos recibidos será:

$$t = T_0 - 2\theta/v = 4800 - 2(-42^\circ)/0.02$$

$$= 4800 + 4200 = 9000 \text{ } \mu\text{s.}$$

Este será el tiempo de duración de un ciclo de exploración. El tiempo máximo que el receptor pueda medir entre los dos impulsos de un ciclo será inferior a este valor ; así:

Cuando el avión se encuentre a  $-40^\circ$

$$t = T_0 - 2(-40^\circ)/0.02 = 8800 \text{ } \mu\text{s.}$$

Cuando esté a  $-20^\circ$

$$t = T_0 - 2(-20^\circ)/0.02 = 6800 \text{ } \mu\text{s.}$$

Cuando esté a  $0^\circ$

$$t = T_0 = 4800 \text{ } \mu\text{s.}$$

Cuando esté a  $+20^\circ$

$$t = T_0 - 2(20^\circ)/0.02 = 2800 \text{ } \mu\text{s.}$$

Cuando esté a  $+40^\circ$

$$t = T_0 - 2(40^\circ)/0.02 = 800 \text{ } \mu\text{s.}$$

En conclusión:

- Cuando la aeronave se encuentra a la derecha del eje central de la pista o en el sector negativo ( $-$ ) el tiempo entre impulsos es menor a  $T_0$  ( $t < T_0$ ).
- Cuando está en el eje  $t = T_0$ .
- Cuando está a la izquierda ( $t > T_0$ ).

### Ejemplo B.3

Para el caso del ejemplo B.2 el tiempo que dura la transmisión de la función de acimut de régimen alto será:

$$2 T_m = 2(5972) = 11944 \text{ } \mu\text{s.}$$

Comparando con el tiempo que dura un ciclo de exploración de 9000  $\mu\text{s.}$ , queda una diferencia de 2944  $\mu\text{s.}$  a usarse para otro fin.

El ciclo se repite a razón de 39 veces por segundo, por lo tanto el tiempo entre el primero y el segundo ciclo será:

$$1/39 \text{ s.} = 25641 \text{ } \mu\text{s.}$$

Pero un ciclo solo dura 11944  $\mu\text{s.}$ , lo cual indica que queda un tiempo disponible de 13697  $\mu\text{s.}$  en el cual no ocurre nada y puede aprovecharse para radiar otra función MLS.

#### B.2.2 TECNICAS DE TRANSMISION.

En principio las 6 funciones MLS pueden radiarse con un multiplexaje de tiempo o de frecuencia, o una combinación de ambos, como en realidad ocurre.

La modalidad de multiplexaje en frecuencia consiste en asignar un canal de frecuencia entre (960 y 1215 Mhz.) a la función de distancia obtenida con un DME/N o un DME/P y uno de los 200 canales en la banda C (5031 - 5090 Mhz) a las 5 funciones restantes. Estos dos canales tendrán una relación fija entre sí como lo establece la OACI en la tabla A del anexo 10,

de la cual se reproduce una parte en la tabla C.3 (Apéndice C) a manera de ilustración.

El multiplexaje en el tiempo tiene la ventaja de ocupar un ancho de banda mas pequeño que el multiplexaje en frecuencia : por esta razón se utilizó esta modalidad de la forma como se indica en la sección 3.7, para transmitir las 5 funciones usando una sola frecuencia : transmisión que debe hacerse sincronizadamente y siguiendo una secuencia determinada. El problema que presenta este método es el sincronismo en la transmisión y recepción de las señales y la secuencia en la que deben transmitirse las diferentes funciones. Estos dos inconvenientes se resuelven: el primero, enviando una señal de sincronización y el segundo codificando cada función MLS para que pueda ser reconocida fácilmente por el receptor, pudiendo así transmitirse en cualquier orden sin afectar el funcionamiento del receptor. A este conjunto de señales que se transmiten antes de cada función se denomina "Preámbulo".

#### **Preámbulo:**

La señal de preámbulo adoptada para sincronizar e identificar cada función MLS se compondrá de las siguientes señales:

- a) Radiación de la portadora de RF sin modular para asegurar la comunicación entre el receptor y el transmisor.
- b) Código o clave cronológica de referencia del receptor que sirve para proporcionar un punto de referencia en el tiempo a partir del cual se sincronizará el receptor con la función MLS que va a ser radiada.
- c) Código o clave de identificación de la función.

La clave cronológica y la clave de la función están dadas por un código de 12 bits de la siguiente manera:

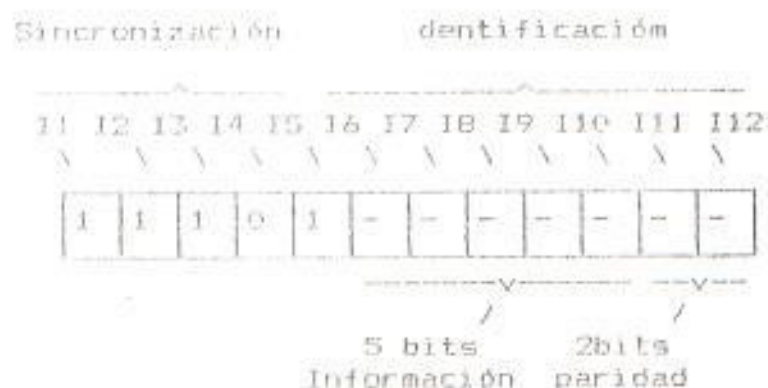


fig.8.5 Organización del código de sincronización e identificación.

La clave de referencia de tiempo está dada por los primeros 5 bits; la clave de identifica-



ción consistirá de 5 bits de información lo que permitirá la codificación de 31 funciones (2<sup>5</sup>) sin considerar el código (00000) y los dos últimos bits de paridad, escogidos de acuerdo a la ecuación:

$$I_6 + I_7 + I_8 + I_9 + I_{10} + I_{11} + I_{12} = \text{Paridad par}$$

$$I_6 + I_8 + I_{10} + I_{12} = \text{Paridad par}$$

Los códigos de identificación de las funciones MLS están dados en la tabla D.2 del Apéndice D; con los bits de paridad que se ajustan a las ecuaciones anteriores. Todos los bits se transmiten usando la modulación DPSK de la sección 3.7.

#### Ejemplo D.4

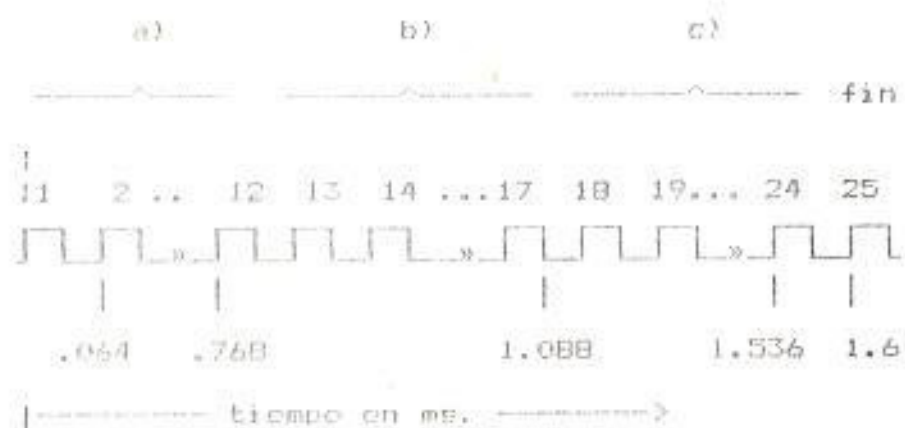
La cronología del preámbulo de las funciones MLS puede determinarse usando 25 impulsos de un reloj de 15625 khz.

El período de los impulsos del reloj será:

$$T = 1/f = 10^{-3} / 15625 = 0.064 \text{ ms.}$$

Necesitamos 12 impulsos para la clave cronológica y la de identificación, y si dejamos el impulso 25 para indicar el fin del preámbulo, nos quedan los 12 primeros impulsos para tempo-

rizar la radiación de la portadora de RF. Por lo tanto la cronología del preámbulo queda de la siguiente manera:



donde:

- La radiación de la portadora de RF se efectuará en 0.768 ms. en los 12 primeros impulsos del reloj.
- El código de referencia de tiempo se transmitirá con los 5 impulsos siguientes (del 13 al 17) transcurriendo un tiempo de 1.088 ms. que es el tiempo que tarda en sincronizarse el receptor.
- La identificación se transmitirá con los 7 impulsos siguientes (del 18 al 24) y el impulso 25 indicará el fin del preámbulo con una duración total de 1.6 milisegundos.

Secuencia de transmisión (formato de señal MLS)

Debido a que cada función MLS va acompañada de su prómbulo, el receptor puede aceptar cualquier secuencia de transmisión, y cada función es una entidad independiente. Sin embargo deben considerarse dos factores: El Régimen de la Función y la Interferencia Síncrona.

El régimen de cada función se ha establecido con valores adecuados de 13 Hz para la función de acimut, 6.5 Hz para el acimut posterior y 39 Hz para las demás funciones. Por lo tanto la secuencia debe ajustarse para que cada función se repita de acuerdo a estas frecuencias.

La detección de la clave de sincronización e identificación permiten que los circuitos del receptor descifren y procesen adecuadamente el resto de la función transmitida. Señales provenientes de trayectos múltiples como las originadas por la rotación de la hélices, pueden interferir en la antena receptora obstaculizando la sincronización y la identificación de la función y con ello la interpretación del resto de la función. La ocurrencia de estos fenómenos es aleatoria y se tiene la intención, de que las secuencias de transmisión proporcionen

una condición aleatoria suficiente para impedir los efectos de las interferencias sincronas. Las secuencias de las figuras D.1, D.2 y D.3 del apéndice D han demostrado estar protegidas contra las interferencias sincronas y satisfacen a la vez el régimen de cada función.

El par de secuencias presentadas en la fig. D.1 da cabida a todas las funciones. El par de secuencias de la fig. D.2 da cabida a la función de acimut de aproximación de régimen alto. Cualquiera función que no sea necesaria puede eliminarse, en tanto que las funciones restantes se transmiten en las posiciones cronológicas asignadas. Los datos básicos pueden transmitirse en cualquier tiempo disponible en cada ciclo, a excepción de que el acimut posterior tiene que ir precedido por la palabra Nº 2 de datos básicos. La fig. D.3 indica un ciclo completo de transmisión incluyendo las palabras de datos auxiliares, donde cada ciclo puede componerse de los pares de secuencia de la fig. D.1 o de la fig. D.2. Los periodos de tiempo libre entre secuencias pueden usarse para transmitir palabras de datos auxiliares.

### B.2.3 CONFIGURACION DEL EQUIPO MLS.

Todas las funciones MLS que se mencionan al

inicio de la sección no son inmediatamente necesarias. Pero es indispensable disponer de un conjunto básico de elementos a partir del cual pueden añadirse servicios adicionales hasta completar el total del equipo MLS.

#### A. Conjunto MLS básico:

El conjunto básico de equipos terrestres constará de lo siguiente:

- a) Equipo de Acimut de Aproximación, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador.
- b) Equipo de Elevación de Aproximación, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador.
- c) Equipo para la transmisión de datos básicos, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador.
- d) DME, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador.

Este conjunto de equipos estará ubicado en tres estaciones terrestres emplazadas en diferentes lugares alrededor de la pista (fig. 8.6). Su diagrama funcional está representado por las líneas continuas de la fig. 8.8.





- 1.- Estación de Acimut de Aproximación (AzA); que alberga los equipos a) y c).
- 2.- Estación de elevación de Aproximación (ELA); que alberga el equipo b).
- 3.- Estación de equipo terrestre DME; que puede formar parte de la estación 1.

#### B. Conjuntos MLS Ampliados:

Los conjuntos ampliados pueden obtenerse a partir del MLS Básico mediante la adición de una o más de las funciones siguientes indicadas en la fig. B.6 y por las líneas punteadas de la fig. B.7.

- a) Estación de acimut posterior (AzB); con su equipo de acimut, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador, utilizado para la aproximación frustrada.
- b) Estación de Elevación de Enderezamiento; con el equipo de elevación, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador.
- c) Equipo Radiotelemétrico de precisión DME/P, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador.
- d) Un medio para la transmisión de datos auxiliares, monitor asociado, control a

distancia y equipo indicador.

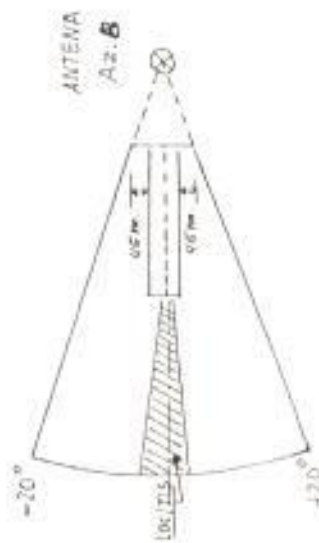
- e) Ampliación del Sector de Guía Proporcional superior a los límites mínimos establecidos por la OACI ( $\pm 10^\circ$ ).

Dado que todos los niveles de servicio del MLS proporcionan la misma exactitud de información sobre la posición angular, no es posible aplicar el mismo criterio para Categorizar una instalación MLS como se hacía con el ILS, donde se tenían diferentes niveles de exactitud. Sin embargo la Integridad y Continuidad de servicio como se describió en la Sec. 6.4.4 puede aplicarse al MLS, si se ponen en servicio todos los elementos MLS de igual precisión.

#### 8.2.4 ESTACION DE ACINUT DE APROXIMACION (AzA).

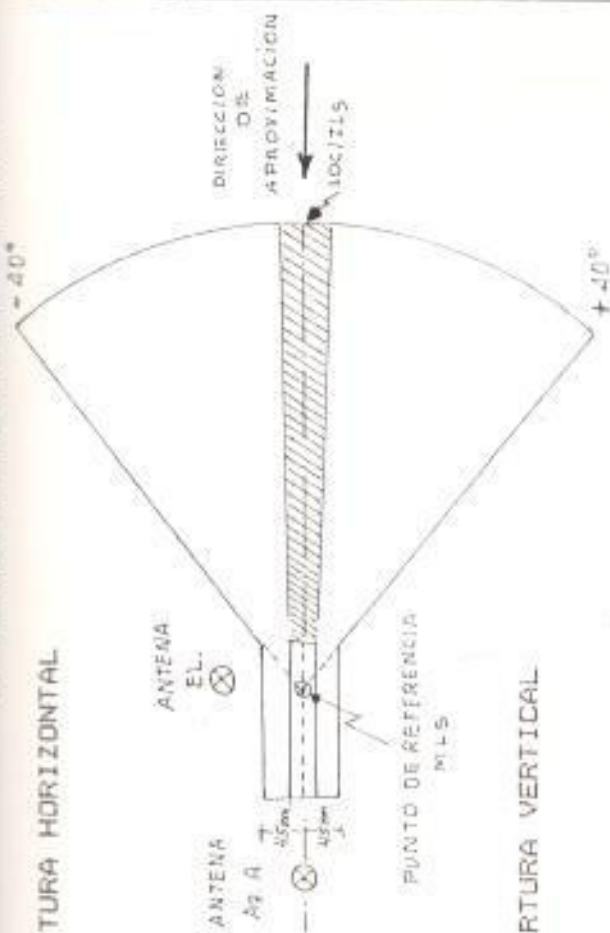
La estación AzA es la parte del sistema que desempeña las mismas funciones del LDC/ILS, guiando al avión en el plano horizontal, desde la aproximación hasta el aterrizaje y el recorrido en la pista. Mediante el movimiento exploratorio de un haz en forma de abanico (fig. 8:2) con un ancho del haz que no exceda de  $4^\circ$  en el plano horizontal. El sistema funciona de acuerdo con las técnicas de la Sec 8.2.1 y de la Sec. 8.2.2.

b) Acimut Posterior (AzB)



COBERTURA HORIZONTAL

a) Acimut de Aproximación (AzA)



COBERTURA VERTICAL

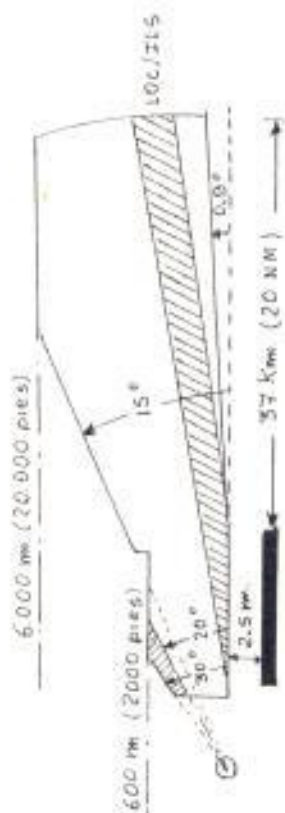
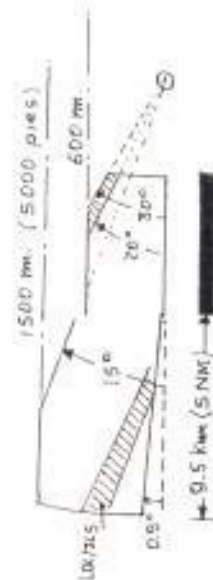


fig. B.B Volúmenes de Cobertura de las funciones de Acimut MLS.

La estación no solo se encarga de organizar y transmitir la función angular de Acimut de Aproximación (fig. 8.5) sino también de la organización y transmisión de datos básicos y auxiliares, así como de la sincronización de la secuencia de transmisión de las otras estaciones y demás componentes del sistema (fig. 8.7). La estación transmitirá todas las palabras de datos básicos a excepción de 78 que será transmitida por la estación de Acimut Posterior.

El transmisor de la estación funciona en uno de los 200 canales de la tabla C.2 (Apéndice C) con una tolerancia de  $\pm 10$  Khz. del valor asignado. Con una potencia de salida entre 10 y 20 vatios, para conseguir un alcance de 37 Km. (20NM) desde el umbral de la pista. El transmisor se comparte tanto para suministrar el haz explorador como para suministrar las señales de datos.

La antena de exploración es alimentada con la portadora sin modular, mientras que los datos modulan la fase de la portadora mediante la técnica DPSK de la SEC. 3.7 para alimentar una antena de sector amplio. Ambas señales cubren ampliamente el espacio de cobertura con polarización vertical.

El equipo está localizado normalmente alrededor



de 305 m del final de la pista como se indica en la fig. 8.6. Pero existe una considerable flexibilidad en la selección del sitio, por ejemplo en un helipuerto la estación puede estar junto a la de Elevación. A diferencia del LOCALS, generalmente el abrigo y la antena forman un solo conjunto debido a la utilización de un arreglo planar de antenas. La antena se ajustará de modo que el plano vertical que contiene al eje central de la pista contenga también la referencia MSL (Definición M.13).

La cobertura del equipo terrestre AzA abarcará por lo menos el volumen de espacio que se indica en la fig. 8.8 a) de forma que:

En la región de Aproximación:

- Horizontalmente: hasta  $40^\circ$  a cada lado de la pista con respecto al punto de referencia MSL.
- Verticalmente: sube con un ángulo de  $15^\circ$  hasta una altura de 6000 m. (20000 pies) con respecto a la antena y a la horizontal.
- Con un alcance de por lo menos 37 KM. desde el umbral.

En la región de la Pista:

- Horizontalmente: a 45m. a cada lado del eje

de la pista y paralela a la misma hasta la región de aproximación.

- Verticalmente: sube desde la antena con un ángulo de  $20^\circ$  sobre la horizontal hasta una altura de 600 m. ( 2000 pies).
- En toda la longitud de la pista.

La horizontal está determinada por el límite inferior de cobertura, el cual depende de la línea de vista, y su nivel más bajo en la región de la pista no debe exceder de 2.5 m. sobre el eje de la pista, para apoyar aterrizajes, recorridos en tierra y despeques con piloto automático. En la región de aproximación puede elevarse a  $0.7^\circ$  sobre la mencionada horizontal.

El sector proporcional mínimo será aproximadamente  $\pm 10^\circ$  a cada lado del eje de la pista siendo deseable que sea igual a la cobertura lateral  $\pm 40^\circ$ , pero se seleccionará de acuerdo a los requisitos locales.

El formato de transmisión de la función de acimut de la fig.8.5, presenta otras señales adicionales al preámbulo llamadas Señales de Sector, las mismas que están formadas por 5 señales diferentes:

- a) Identificación del equipo terrestre.
- b) Señal de selección de antena de a bordo.
- c) Impulsos de indicación fuera de cobertura.
- d) Señales de ensayo radiadas desde tierra.
- e) Guía de margen.

Cada MLS que presta servicio a una pista determinada tendrá una señal de identificación consistente en un código Morse Internacional de 4 caracteres alfabéticos, empezando con la letra M (de MLS), y se transmitirá a intervalos no menores a 6 veces por minuto, modulando la portadora por DPSK, e irá a continuación del prefábuldo con cada letra precedida por un "uno" y culminando con un "cero". La identificación también estará contenida en la 6ª palabra de datos básicos, en forma digital transmitiéndose solamente los tres caracteres siguientes a la letra M, con 6 bits por carácter y 2 bits de paridad. Esta señal se radiará por una antena cuyo patrón cubra todo el sector de cobertura indicado. Y también será transmitida en sus dos formas por la estación de acimut posterior con otra antena que abarque su sector de cobertura.

En las aeronaves existirán varias antenas receptoras ubicadas de tal forma que exista un

enlace óptico constante con las antenas terrestres durante todas las maniobras normales. Como por ejemplo en la transición de la quia de acimut de aproximación a la de acimut posterior, durante la aproximación frustrada. La selección de la antena apropiada se hará automáticamente dentro del receptor durante el tiempo que dure la señal b), consistente en la transmisión de un "cero" DPSK, durante un periodo de tiempo equivalente a 6 bits transmitidos después de la señal de identificación y por la misma antena de sector. Será radiada también por la estación de acimut posterior a través de su antena respectiva.

Lo ideal sería disponer de una antena que genere un haz muy encajado y sin lóbulos laterales; pero en la práctica esto es imposible ya que existe una relación directa entre el ancho del haz y el nivel de los lóbulos laterales, los mismos que pueden generar información falsa fuera y dentro de los límites de cobertura de la estación, o reflejarse y alcanzar al receptor con energía suficiente para generar información errónea. Cuando esto sucede los procedimientos deben evitar que los aviones crucen por estas zonas de interés y si esto no es

posible pueden disponerse de tres técnicas para minimizar estos efectos. Una de ellas consiste en utilizar Impulsos de Indicación Fuera de Cobertura (DCI), radiados por una antena con un patrón como el representado por las líneas punteadas de la fig 8.9.

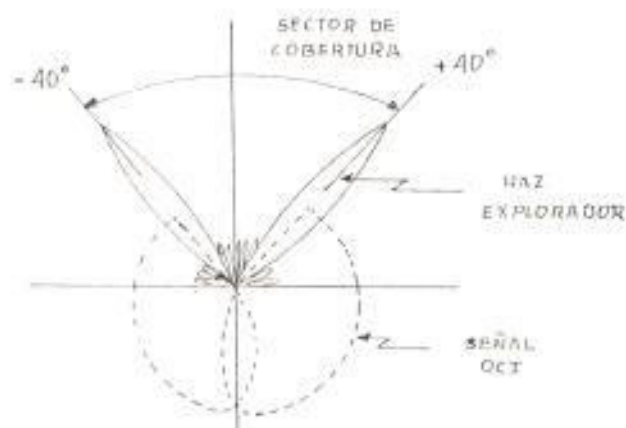


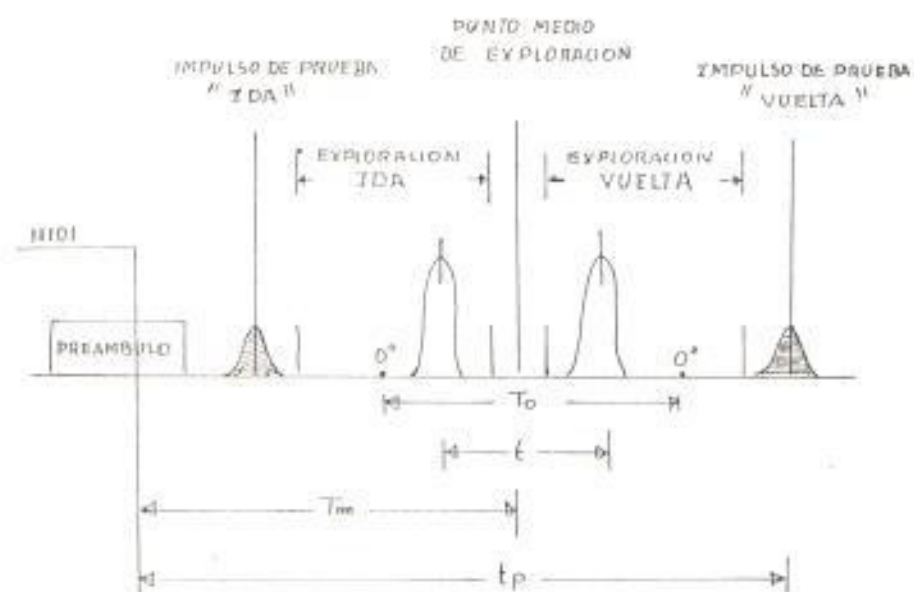
fig. 8.9 Señal de indicación Fuera de Cobertura (DCI).

Pueden transmitirse un impulso de 100  $\mu$ s. o dos impulsos de 45  $\mu$ s. en secuencia, después de la señal b). La potencia de los impulsos se calcula de modo que estén por debajo ( 5 dB ) del nivel del haz explorador, y superior al nivel de lóbulos laterales en el sector fuera de cobertura. Se recomienda también que sea inferior ( 5 dB ) a la señal de margen que se discutirá mas adelante. Los impulsos DCI accionan unas banderas en el receptor cuando la



aeronave está fuera del sector de cobertura.  
 El impulso modula en amplitud a la portadora.  
 Las señales de ensayo consisten de un par de  
 impulsos transmitidos en cada exploración de  
 acimut que servirán para ser utilizados en los  
 receptores para una prueba completa del equipo.

El primer impulso se transmitirá antes de ini-  
 ciar la exploración de IDA y el segundo antes  
 de finalizar la exploración VUELTA, por lo  
 tanto el tiempo entre estos dos impulsos será



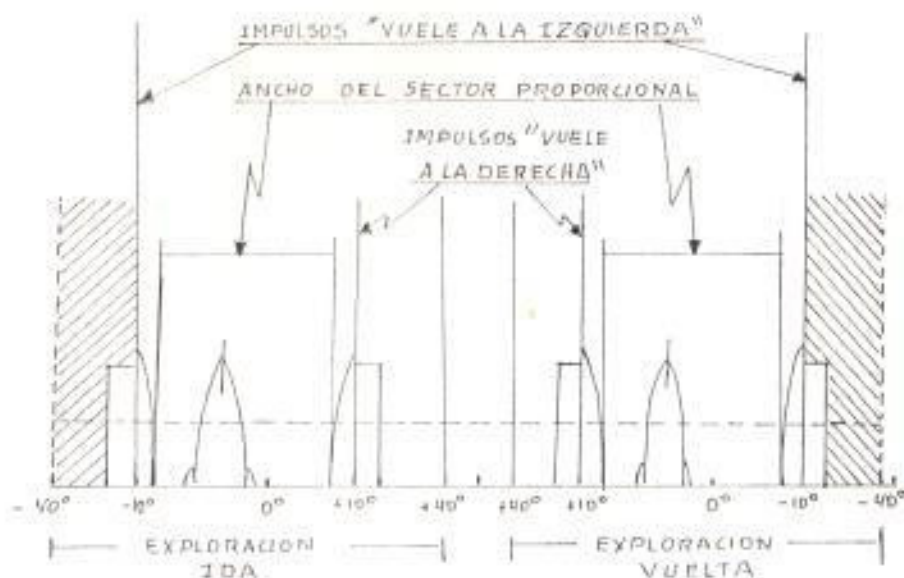
| Función | Tiempo entre impulsos de prueba $t_p$ [μs]. |
|---------|---|
|---------|---|

|               |          |
|---------------|----------|
| Az. Aprox.    | 13 133.3 |
| Az. Posterior | 9 137.3  |
| Az. 360°      | 12 766.7 |

fig. B.10 Sincronización de exploración angular con los impulsos de prueba.

un tanto mayor que la duración del ciclo de exploración como se indica en la fig. B.10.

Una segunda técnica para minimizar los efectos de las reflexiones consiste en ajustar el sector de cobertura disminuyéndolo o aumentándolo de modo que la señal directa sea mayor que cualquier señal reflejada, o haciendo que el receptor no se vea iluminado ; cuidando siempre que el valor mínimo del sector de guía proporcional sea de  $\pm 10^\circ$ . Cuando el sector proporcional es igual o menor a  $\pm 40^\circ$  deberá suministrarse guía de margen para cubrir el sector restante mediante dos tipos de señales de margen. El primer tipo consiste en publicar el sector proporcional confiable en la 1ª palabra de datos básicos, y permitir que el haz siga explorando mas allá del valor publicado, de tal forma que el ángulo descifrado en el receptor será interpretado como una señal que indica solamente la dirección en la que se debe volar para llegar al sector proporcional. El segundo tipo de señal de margen consiste en dos pares de impulsos transmitidos junto al haz explorador como se indica en la figura B.11, conmutando en el transmisor los impulsos de margen de 50  $\mu$ s. de duración con las transmi-



Impulsos de margen.



Impulsos del haz explorador.



Sector de guarda.

a) Convenciones de los impulsos de margen.



b) formas de onda para un tiempo de conmutación de 10  $\mu$ s.

fig. 8.11 Señales de margen.

siones del haz explorador, a la vez que la exploración se efectúa normalmente, captando el receptor el par de impulsos respectivos que le indicarán que vuela a la derecha o a la izquierda según su ubicación.

El tercer tipo de señal consiste en transmitir datos de alerta de los sectores en acimut en la 38 palabra de datos básicos, específicamente cuando la señal directa resulte bloqueada y la señal en el receptor es provocada por un reflejo en la región de sombra. La información publicada son los ángulos de elevación bajo los cuales no debería utilizarse la señal de acimut en uno de los sectores comprendidos entre ( $\pm 60^\circ$  y  $\pm 20^\circ$ ) o ( $\pm 20^\circ$  y  $\pm 5^\circ$ ).

Tabla VIII.1 Niveles mínimos de señal [dBW/m<sup>2</sup>].

| Función              | Señales<br>DPSK | Señales de Ángulo<br>Ancho del haz |       |       | Señales<br>de<br>Margen |
|----------------------|-----------------|------------------------------------|-------|-------|-------------------------|
|                      |                 | 1°                                 | 2°    | 3°    |                         |
| Az. Aprox.           | -89.5           | -88.0                              | -88.5 | -82.0 | -88.0                   |
| Az. Régimen<br>alto. | -89.0           | -88.0                              | -88.0 | -86.8 | -88.0                   |
| Az. Posterior        | -81.0           | -79.5                              | -77.0 | -73.5 | -79.5                   |
| Elevación.           | -89.5           | -88.0                              | -88.0 | N/A   | N/A                     |

nota: Az. = Acimut

N/A = No es aplicable.

La función de Acimut de régimen alto, será

útil cuando el sector proporcional sea igual o inferior a  $\pm 40^\circ$  y no se utilice la función de enderezamiento u otras funciones de ampliación del M.S. Esta función también permite compensar el incremento del error del sistema originado por antenas de gran anchura del haz, permite también reducir los requisitos mínimos de potencia (fig 8.12) y reducir los requisitos del nivel dinámico de los lóbulos laterales.

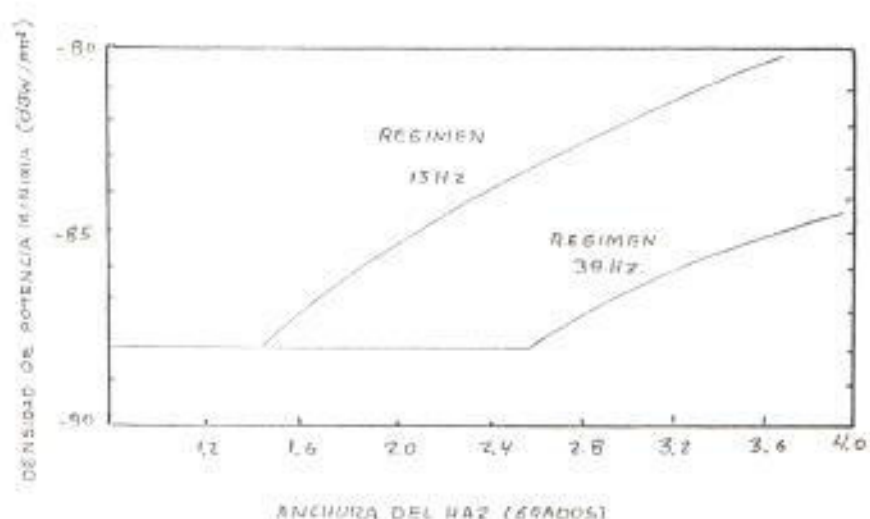


fig. 8.12 Requisitos de densidad de potencia para varias anchuras del haz.

#### 8.2.5 ESTACION DE ACIMUT POSTERIOR. (AzB)

La estación de acimut posterior está destinada a proveer información en la aproximación frustrada y los despeques.



El equipo es esencialmente el mismo que la estación anterior AzA y opera en la misma frecuencia en un tiempo diferente de acuerdo con la secuencia de transmisión.

El transmisor es de menor potencia para cubrir tan solo un alcance de 9,3 Km (5NM). La estación transmite solamente las palabras 68 y 78 de datos básicos debido a que los requisitos de precisión no son tan exigentes como para el aterrizaje. La 68 palabra contiene la identificación digital del MLS, la 78 palabra es transmitida solo por esta estación y contiene la siguiente información después del preámbulo:

- 1.- Nivel de performance del equipo (2 bits).
- 2.- Distancia de las antenas a la pista (5 bits de 0 a 3 100 m.).
- 3.- Límites del sector proporcional (2 bits)
- 4.- Ancho del haz (2 bits de 1° a 4°).

El equipo está ubicado normalmente a 305 m. de la cabecera de la pista fig. B.6. La cobertura mínima se indica en la fig. B.B b), el sector proporcional sin embargo puede variar entre  $\pm 10^\circ$  y  $\pm 40^\circ$ .

El equipo podrá disponer de todas las señales de sector con la diferencia de que las

convenciones para los impulsos de margen serán en sentido inverso al indicado en la figura B.12, donde los impulsos de vuela a la derecha serán los impulsos de vuela a la izquierda y viceversa.

### Ejemplo B.5

La potencia mínima del transmisor MLS del nuevo aeropuerto asumiendo un sector de cobertura de  $\pm 40^\circ$  en acimut,  $20^\circ$  en elevación y 20 millas náuticas de distancia, puede evaluarse considerando la densidad de potencia mínima requerida por aeronaves de despegues y aterrizajes convencionales, indicada en la primera columna de la tabla B.2.

Las pérdidas de propagación o de trayecto libre ( $L_0$ ) son las mayores a la frecuencia 5 037.6 Mhz. (del ejemplo B.1) y se evalúan de acuerdo a la fig B.1 (Apéndice B) para el siguiente par de valores:

| frecuencia<br>[Mhz] | distancia<br>[Km] | $L_0$<br>[dB] |
|---------------------|-------------------|---------------|
| 5 037.6             | 41.7              | 138.7         |

Donde la distancia se ha tomado con respecto a la antena de acimut AzA (23.5 NM). Las pérdidas posibles debidas a la polarización (0.5 dB), lluvia (2.2 dB), atmósfera (0.3 dB), trayectos

múltiples horizontales (3 dB para los datos y la señal de margen y 0.5 dB para el ángulo de acimut y 0 dB para el de elevación), trayectos múltiples verticales (2 dB para DFK, margen, Acimut y 1dB para elevación), son valores representativos. Para obtener un valor general se toma la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados (RSS).

Tabla VIII.2 potencia del transmisor.

| Componentes<br>presupuesto<br>de potencia           | Señales |        |               |                 |       |
|---|---------|--------|---------------|-----------------|-------|
|   | DFSK    | Margen | Ancho del haz |                 |       |
|   |         |        | Acimut<br>2°  | Elevación<br>3° | 2°    |
| Señal en la<br>aeronave. [dBm]                      | -25     | -93.5  | -91.          | -87.5           | -93.5 |
| Pérdidas de pro-<br>pagación. [dB]                  | 138.7   | 138.7  | 138.7         | 138.7           | 138.7 |
| Pérdidas posi-<br>bles. [dB]                        | 4.5     | 6.5    | 3.1           | 3.1             | 2.5   |
| Pérdidas del<br>diagrama de<br>antena. [dB]         | -       | 1.0    | 2.0           | 2.0             | 6.0   |
| Pérdidas en el<br>monitor. [dB]                     | 1.5     | 1.5    | 1.5           | 1.5             | 1.5   |
| Ganancia de la<br>antena. [dB]                      | -       | -13.3  | -16.3         | -16.4           | -14.1 |
| Ganancia en los<br>extremos de co-<br>bertura. [dB] | -7.5    | -      | -             | -               | -     |
| Potencia del<br>transmisor [dBm]                    | 42.1    | 58.6   | 58.0          | 43.4            | 40.5  |
| [Elevation]   | 16.2    | 7.2    | 6.4           | 21.9            | 11.2  |

La ganancia y las pérdidas en la antena son valores representativos de modo que si se utilizan antenas más eficaces la potencia del transmisor podría reducirse.

Un régimen de datos de 39 Hz. (fig. 8.12) reduce la potencia del transmisor en 4.8 dB.

#### 8.2.6 ESTACION DE ELEVACION DE APROXIMACION.

Es la parte del MLS que provee el ángulo de plano mediante el movimiento exploratorio del haz horizontal en forma de abanico como se indica en la fig. 8.2 con un ancho del haz que no excede de  $2.5^\circ$ . El sistema funciona de acuerdo con las técnicas de la Sec. 8.2.1 y Sec. 8.2.2.

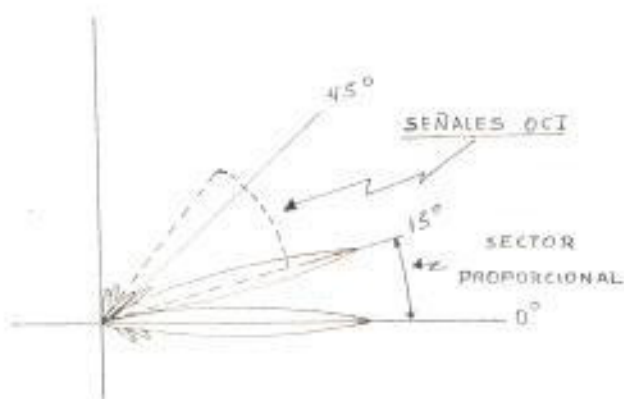
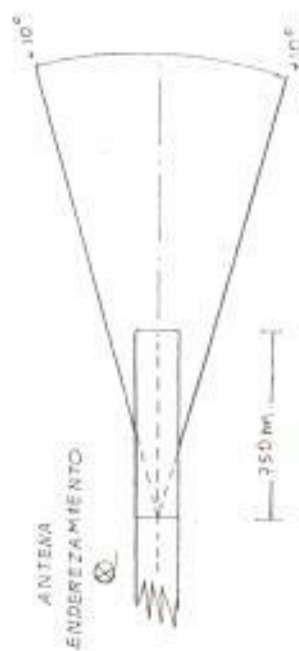


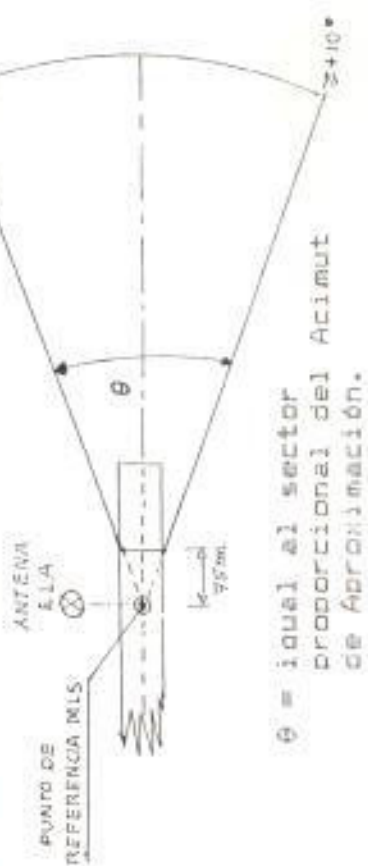
fig. 8.13 Señales de indicación fuera de cobertura (OCI) en elevación.

b) Elevación de Enderezamiento (E.I.E)

## COBERTURA HORIZONTAL

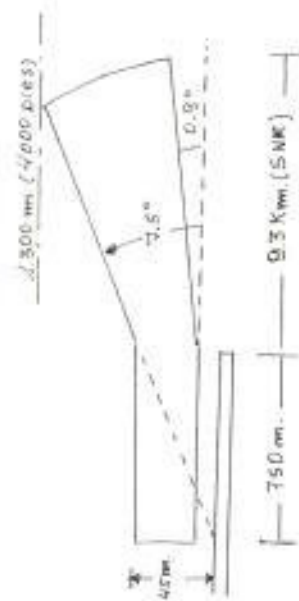


a) Elevación de Aproximación (E.I.A)



$\theta =$  igual al sector proporcional del Acimut de Aproximación.

## COBERTURA VERTICAL



Cobertura adicional recomendada.

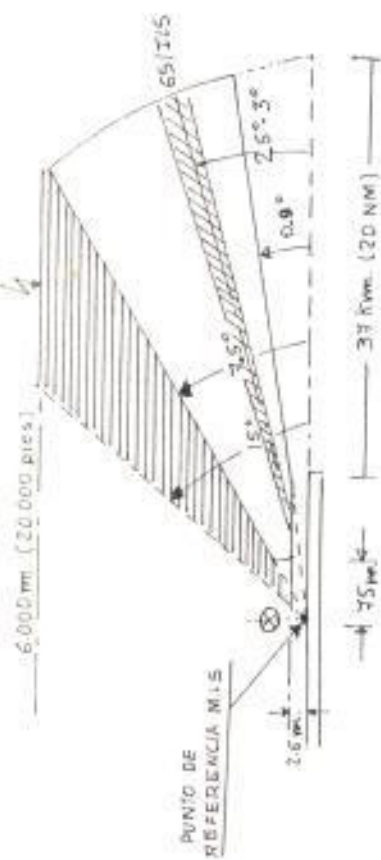


fig. 8.14 Volúmenes de Cobertura de las funciones de Elevación MLS.



La estación solamente transmite la función de elevación en la misma frecuencia de la estación de acimut con un transmisor de igual potencia para alcanzar las 20 NM desde el umbral, pero funciona en un periodo de tiempo diferente de acuerdo con la secuencia de transmisión.

El equipo normalmente está localizado alrededor de 122 m. de uno de los dos lados de la pista entre el umbral y la zona de toma de contacto (fig. B.6). El punto de referencia MLS (Def H.12 Cap I) está ubicado en el eje de la pista como una proyección del centro de fase de la antena de elevación.

El volumen de cobertura en la región de aproximación deberá cubrir el mismo espacio que la guía de acimut, esto es horizontalmente hasta los  $\pm 40^\circ$  a cada lado de la pista, pero se acepta que por lo menos sea igual al sector proporcional, verticalmente hasta los  $15^\circ$  con un sector proporcional mínimo de  $7.5^\circ$  hasta una altura de 6 000 m. (20 000 pies). El alcance se mide a partir de los 75 m. del punto de referencia hasta los 37 Km (20 NM) desde el umbral.

El límite inferior esta determinado por un plano a 2.5 m. sobre la pista prolongándose con una elevación de  $0.9^\circ$  sobre la horizontal como

se indica en la fig. 8.14 a).

El formato de transmisión de la función angular consta del preámbulo y uno o dos impulsos DCI tal como los utilizados por la función de acimut con un diagrama de radiación similar al de la fig. 8.14, siendo esta la única señal de sector.

La 88 palabra de datos transmitida por la estación AzA contendrá la siguiente información sobre la estación de elevación después del preámbulo:

- 1.- Altura de la antena (6 bits de -1 m. a + 5.2 m.).
- 2.- Desplazamiento lateral de la antena (5 bits de - 150 m. a + 150 m.).
- 3.- Distancia del punto de referencia MLS al umbral (7 bits de 0 m a 630 m a intervalos de 5m.).

La trayectoria de planeo mínima será de  $3^\circ$  y la estación estará emplazada de tal manera que ésta trayectoria cruce el umbral en la Referencia de Aproximación MLS (Def M.13 Cap 1) a 15 m con una tolerancia de + 3m.

La altura de la antena se determinará de acuerdo con los límites de cobertura inferior considerando el franqueamiento de obstáculos y el bit menos significativo representará 0.2 m, por lo

tanto la información se interpretará como un múltiplo de este valor.

El desplazamiento lateral de la antena (si existe) se representa con (+) cuando está a la derecha del eje de la pista mirando hacia el punto de referencia MLS y con (-) cuando esté a la izquierda.

### Ejemplo 8.6

Si asumimos un emplazamiento común ILS/MLS en el nuevo aeropuerto y consideramos dos valores del ángulo de planeo mínimo  $3^\circ$  y  $2.5^\circ$ . La distancia del umbral a la que debe ubicarse la estación de elevación puede determinarse de la siguiente manera:

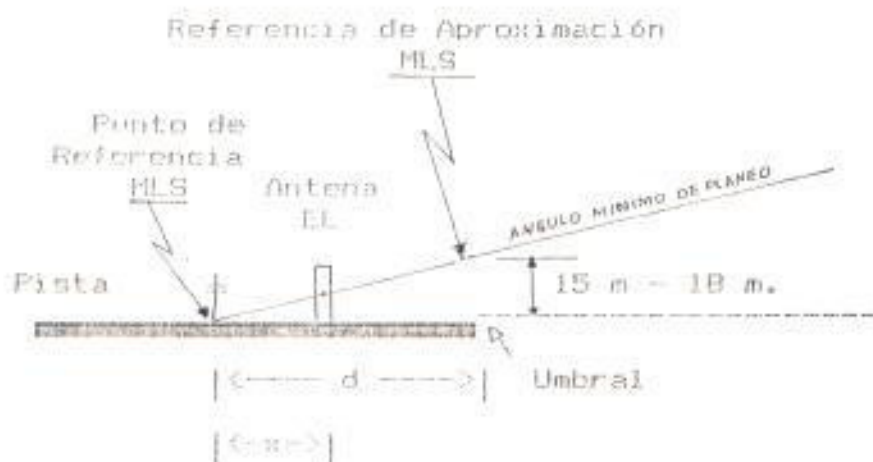


fig. 8.15 Emplazamiento de la antena de elevación MLS.

Consideremos que el centro de fase de la antena

de elevación MLS esté a 3 m. (valor típico), lo cual implica que la antena debe estar a una distancia "x" del punto de intercepción de la trayectoria con la pista; por lo tanto la antena estará emplazada a (d-x) del umbral.

En un emplazamiento común ILS/MLS el centro de fase de la antena ILS está a nivel del suelo en el punto sobre el cual se levanta el mástil, por lo tanto para mantener la misma altura nominal sobre el umbral para los dos sistemas, la antena del ILS deberá estar a la distancia "x" de la antena MLS o viceversa.

La altura nominal sobre el umbral estará entre 15 y 18 m. De la figura se deduce que la distancia del punto de referencia al umbral será:

Para un ángulo de 3°

$$d1 = 15 \text{ m} / \tan 3^\circ = 286.22 \text{ m.}$$

$$d2 = 18 \text{ m} / \tan 3^\circ = 343.44 \text{ m.}$$

$$x1 = 3 \text{ m} / \tan 3^\circ = 57.24 \text{ m.}$$

$$(d1-x1) = 229 \text{ m.}$$

$$(d2-x1) = 286 \text{ m.}$$

Para un ángulo de 2.5°

$$d1 = 15 \text{ m} / \tan 2.5^\circ = 343.56 \text{ m.}$$

$$d2 = 18 \text{ m} / \tan 2.5^\circ = 412.28 \text{ m.}$$

$$x2 = 3 \text{ m} / \tan 2.5^\circ = 68.71 \text{ m.}$$

$$(d1-x2) = 275 \text{ m.}$$

$$(d2-x2) = 343.5 \text{ m.}$$

Tabla VIII.3 Emplazamiento de la antena de elevación MLS.

| Distancia:                                      | Angulo de planeo minimo |     |                     |       |
|---|-------------------------|-----|---------------------|-------|
|   | 3°                      |     | 2.5°                |       |
|   | Altura en el umbral     |     | Altura en el umbral |       |
|   | 15 m                    | 18m | 15m                 | 18 m. |
| Antena El. al umbral (d-x) [m]                  | 229                     | 286 | 275                 | 343.5 |
| Antena El. al punto de referencia MLS (x) en m. | 57.63                   |     | 68.71               |       |
| Punto de Referencia MLS al umbral.              | 343.44                  |     | 412.28              |       |
|   | 286.22                  |     | 343.56              |       |

### 8.2.7 ESTACION DE ELEVACION DE ENDEREZAMIENTO.

El aterrizaje automático requiere de información constante y precisa de la altura de la aeronave con respecto al suelo en la región cercana a la pista hasta completar el aterrizaje.

Inicialmente la altura podría calcularse utilizando los datos de la estación de elevación MLS y de distancia DME, pero la estación de enderezamiento permite obtener estas curvas de nivel sin necesidad de disponer del DME, con mayor integridad debido a que se trata de una sola estación. Funciona en el mismo canal de la es-



tación de acimut en un tiempo diferente de acuerdo a la secuencia de transmisión.

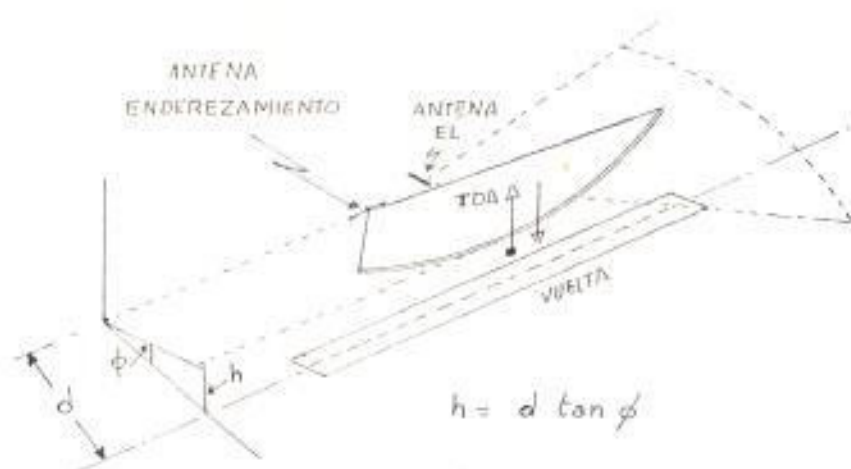


fig B.16 Convenciones de la exploración de Enderezamiento.

El equipo es similar al de elevación con la diferencia que su antena genera un haz más angosto (de  $1^\circ$  o menos) y su movimiento de exploración es alrededor de un eje paralelo al de la pista (fig. B.16). Su transmisor es de menor potencia para un alcance de 7.3 Km. (5NM) desde el umbral. Dado que la distancia "d" de la antena al eje de la pista es fija, la altura del avión sobre ésta es una función del ángulo de elevación " $\theta$ " definido por la antena de enderezamiento. Dicha antena se instalará normalmente de 100 a 200 m del eje de la pista y aproximadamente a 1 000 m. del umbral.

La función de elevación contendrá el preámbulo y el ciclo de exploración.

### **8.2.8 EQUIPO TELEMETRICO.**

La información de distancia se proporciona por medio del DME. Este puede ser el DME convencional o la nueva versión diseñada específicamente para el MLS el DME/P. Sus principios de operación son los mismos que se describen en la Sec. 2.5; pero existen muchas diferencias técnicas para brindar mayor precisión.

Los canales de frecuencia del DME están emparejados con los 200 canales MLS en la tabla A del anexo 10 de la OACI de la cual se reproduce una parte en la tabla C.3 (Apéndice C).

Cuando se instale el DME/P con el MLS, éste deberá estar emplazado lo más cerca posible a la estación de acimut de aproximación, para proporcionar su información en el aterrizaje y el recorrido en la pista, y pueda también servir en los procedimientos de despeque y aproximación frustrada. En este caso el punto de referencia "cero" estará sobre la antena DME. Para la aeronave es necesario conocer su distancia con respecto al punto de toma de contacto; por lo tanto se necesita transmitir como dato la distancia entre la antena DME y el punto de

referencia MLS (Fig. 8.17). Con la cual se podrá calcular su posición con respecto al punto de toma de contacto ( $d - D$ ).

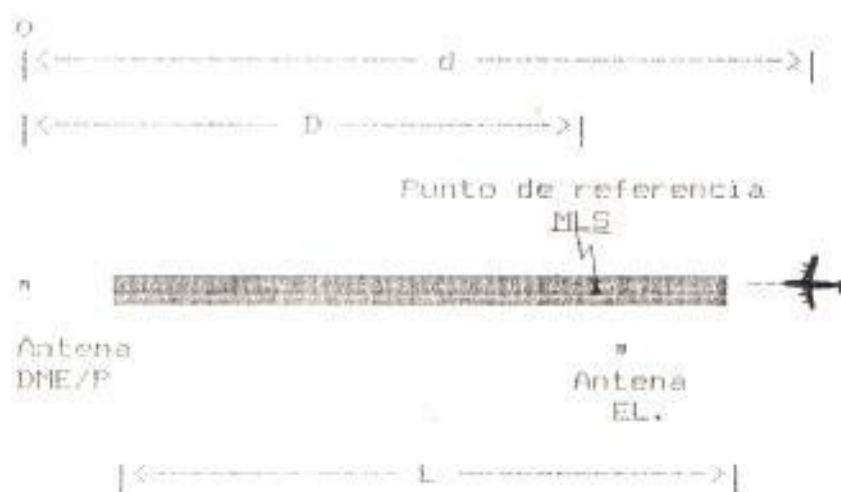


fig. 8.17 Emplazamiento del DME

El centro de fase de la antena deberá coincidir con el eje de la pista y cuando no pueda ser así debe indicarse su desplazamiento lateral. El formato de señal del DME/P define dos modos de funcionamiento: el modo de aproximación inicial IA y el modo de aproximación final FA, como se indicó en la Sec.2.6.

La cobertura del DME/P alcanza por lo menos a 41 Km. (22 NM) desde el respondedor. En el modo FA deberá operar a distancias inferiores a 13 Km. (7 NM), aunque la transición desde el modo IA puede iniciarse desde los 15 Km. (8 NM).

asumiendo que el respondedor se encuentre a 2 millas náuticas del umbral.

La información sobre el DME que será transmitida en la 4ª palabra de datos básicos después del preámbulo, será la siguiente:

- 1.- Distancia Antena/punto de referencia MLS: (12 bits de - 8 000 a + 8 000 m.).
- 2.- Desplazamiento lateral (6 bits, de - 155 a + 155 m. a intervalos de 5 m.).

El (+) significa a la derecha de la pista para el desplazamiento y hacia el extremo de parada de la pista en la distancia, visto desde el avión. El (-) lo contrario.

La 5ª palabra de datos básicos contendrá después del preámbulo:

- Desplazamiento de la antena Acimut de Aproximación (7 bits, de - 126 a + 126 m.).
- DME o DME/P (1 bit, 0 = DME 1 = DME/P).
- Canal DME ( 9 bits, frecuencia y modo).
- 1 bit de reserva.

#### Ejemplo B.7

La ubicación ideal del DME/P en el nuevo aerodromo sería en la misma estación de Acimut

de Aproximación, la cual deberá estar ubicada a 305 m. del final de la pista. Del ejemplo anterior se observa que para un ángulo mínimo de planeo de  $3^\circ$  el punto de referencia MLS estará entre 286.22 y 343.44 m. del umbral. La distancia desde la antena DME al punto de referencia de acuerdo con la fig. 8.17 asumiendo que la longitud de la nueva pista es de 3 050 m. será:

$$D_1 = 305 + ( L - 286,22 ) = 3\ 068,78 \text{ m.}$$

$$D_2 = 305 + ( 3\ 050 - 343,44 ) = 3\ 011,56 \text{ m.}$$

La distancia D oscilará entre 3 069 y 3 012 m. y si se elige el punto medio para la instalación de la antena de elevación:

$$D = 3\ 040,5 \text{ m.}$$

El canal DME emparejado con el MLS y el ILS para el caso de un emplazamiento común DME/ILS/MLS será el canal 40 X. (tabla C.3 del Apéndice C). Por lo tanto el DME/P operará en la misma frecuencia de interrogación de 1 064 Mhz. y de respuesta 1 001 Mhz.

El interrogador de precisión en el modo IA generará la misma señal que el interrogador de no precisión (ver Sec. 7.5) con la diferencia que la frecuencia de repetición de pares



variará de 40 prf en la fase de búsqueda a 16 prf. en seguimiento. En el modo FA la señal es diferente, aunque consiste del par de impulsos de 3.5  $\mu$ s. su separación es de 18  $\mu$ s. con una prf. de 40. tanto en la fase de búsqueda como en la de seguimiento, reduciéndose a 5 prf. cuando la aeronave recorre en tierra.

### Ejemplo 8.8

La potencia del transmisor del respondedor DME/P que satisface los requisitos de densidad de potencia mínima para aeronaves de despegues y aterrizajes convencionales (CIDL) enunciados en la primera fila de la tabla VIII.4 en los límites de cobertura del nuevo aeropuerto, puede evaluarse de la siguiente manera:

Las pérdidas por propagación  $L_0$  son las mayores y se evalúan de acuerdo con la fig. B.1 del Apéndice B para los siguientes pares de valores:

| Frecuencia<br>[MHz] | Distancia<br>[Km] | Pérdidas<br>[dB] |
|---------------------|-------------------|------------------|
| 1 001               | 41                | 125              |
| 1 601               | 13                | 115              |
| 1 001               | 5.2               | 107              |
| 1 001               | 3.5               | 103              |

Densidad de potencia mínima [dBW/m<sup>2</sup>]

-79      -70      -75      -89

\*      \*      \*      \*

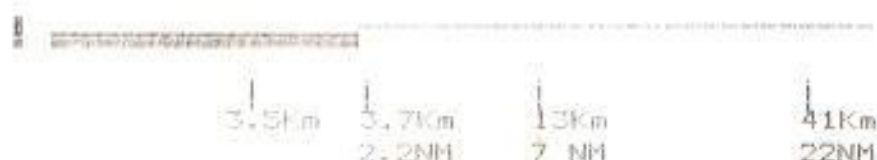


Tabla VIII.4 Potencia del respondedor DME/P.

| Componentes del presupuesto de potencia. | Distancia [km] |     |     |     |
|--|----------------|-----|-----|-----|
|  | 41             | 13  | 3.7 | 3.5 |
| Señal en la aeronave [dBm].              | -81            | -67 | -62 | -71 |
| Pérdidas de propagación [dB].            | 125            | 115 | 107 | 103 |
| Pérdidas posibles [dB]:                  |                |     |     |     |
| Polarización y lluvia.                   | 1              | 1   | 0   | 0   |
| Trayectos múltiples en tierra.           | 5              | 3   | 4   | 17  |
| Pérdidas del diagrama de antena [dB].    | 4              | 2   | 5   | 5   |
| Pérdidas en el monitor. [dB]             | 1              | 1   | 1   | 1   |
| Ganancia de la antena                    | -              | -   | -   | -   |
| Potencia del transmisor. [dBm]           | 55             | 55  | 55  | 55  |
| [vatio]                                  | 316.22         | -   | -   | -   |

Las demás pérdidas debidas a polarización, lluvia y trayectos múltiples son valores estimativos así como las pérdidas en los mo-

nitores y las debidas al diagrama de antena. La ganancia de la antena se ha asumido 0 dB por lo tanto si se utilizan antenas mas eficaces, la potencia del transmisor podría reducirse.

#### 8.2.9 TRANSMISION DE DATOS.

La transmisión de datos puede incluir tanto las palabras de datos básicos como las de datos auxiliares. Los datos son transmitidos en todo el sector de cobertura en acimut, mediante las antenas de sector respectivas, modulando la portadora por DPSK (Sec. 3.7).

Los datos básicos; se transmitirán a un régimen de 15 625 Khz. con una longitud del bitio de 64  $\mu$ s. y están relacionados con el funcionamiento del sistema y la ubicación de la estación de acimut, elevación etc. Estos datos están formados por 8 palabras transmitidas desde la 18 a la 68 en todo el sector de acimut de aproximación y la 68 y 78 en el sector de acimut posterior. Cada palabra está formada por el preámbulo (Sec. 8.2) y 20 bits adicionales que se transmiten a continuación, que hacen un total de 32 bits con los 12 del preámbulo. El contenido de estas palabras se especifica en la

tabla D.7 y su cronología en la tabla D.6 del Apéndice D.

Los datos que contienen información numérica como distancia y ángulo se transmitirán digitalmente codificándolos de tal forma que el bit menos significativo represente el valor límite más bajo, con incrementos a escalones binarios hasta el límite de distancia más alto especificado y de acuerdo con el número de bits. Los dos últimos bits se utilizan como bits de paridad.

Las palabras pueden transmitirse en cualquier tiempo disponible en la secuencia con excepción de la 28 palabra que debe ser transmitida antes de la función de acimut posterior.

**Los datos auxiliares:** están relacionados con datos representativos que incluyen las coordenadas del emplazamiento del equipo en tres dimensiones (3-D), estado de la pista, información meteorológica (alcance visual, condición del cielo, altura del sitio, vientos, etc.) disponibles en todo el espacio de cobertura en acimut. Cada palabra consistirá del preámbulo y 52 bits adicionales de los cuales 8 bits se utilizan para dirección, 42

para información y 2 de paridad, transmitidos en el orden mencionado. Existirán dos formatos de palabras, uno para los datos numéricos y otro para caracteres alfanuméricos, transmitidos en el orden que han de ser leídos. Los datos auxiliares cuando se los proporcionen podrán ser transmitidos entre las secuencias de cada función como se indica en la fig. D.7 (Apéndice D).

#### Ejemplo B.9

Los bits que corresponden a la anchura del haz de enderezamiento son el 19 y el 20 de la 3ª palabra de datos básicos y su valor oscila entre 0,5° y 1°. La información se codificará de tal forma que el bit menos significativo (LSB) represente a 0,5°.

| Ancho del haz | I19 | I20 |
|---------------|-----|-----|
| -             | 0   | 0   |
| 0,50          | 0   | 1   |
| 0,75          | 1   | 0   |
| 1,00          | 1   | 1   |



### 8.2.10 EQUIPO DE A BORDO.

El equipo de abordo como se indica en la fig. B-7 consta de varias antenas, un receptor de ángulo, el equipo de interface para el piloto con las interconexiones necesarias y un interrogador/receptor DME/P con una antena separada.

Los usuarios pueden disponer de tan solo una antena omnidireccional DME/P y un receptor de ángulo para emplearlo con las operaciones ILS existentes, o pueden ampliar su capacidad para aterrizajes automáticos mediante un juego redundante de receptores/procesadores e interrogadores DME que utilicen las funciones ampliadas del equipo terrestre como la guía de enderezamiento y los datos auxiliares.

Las antenas receptoras pueden construirse tipo bocina, monopolo o ranura; el número y tipo se determina en función de las capacidades operacionales deseadas.

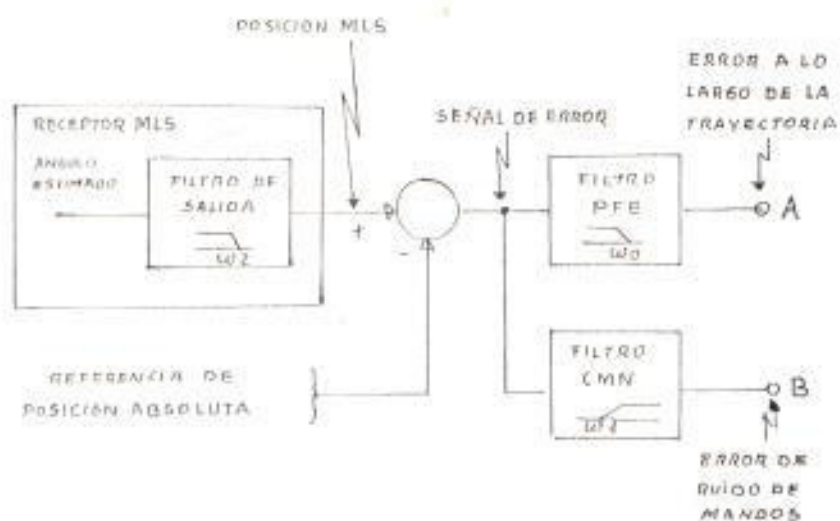
El Receptor/Procesador de Ángulo es un receptor Superheterodino convencional (Sec.3.2) que provee 200 canales. Un microprocesador a continuación del amplificador FI realiza las siguientes funciones: Descifra los datos DPSK del preámbulo para determinar que función

recibe, digitaliza la señal de video logaritmica de quia angular, rastrea las señales de IDO y VUELTO mas amplias y consistentes y efectúa el interface con los controles y presentaciones de salida. El procesador incluye características de captación de la señal y de validación del rumbo, que aseguran que la señal de quia angular posea la máxima integridad en presencia de travectos múltiples fuertes y otras señales interferentes.

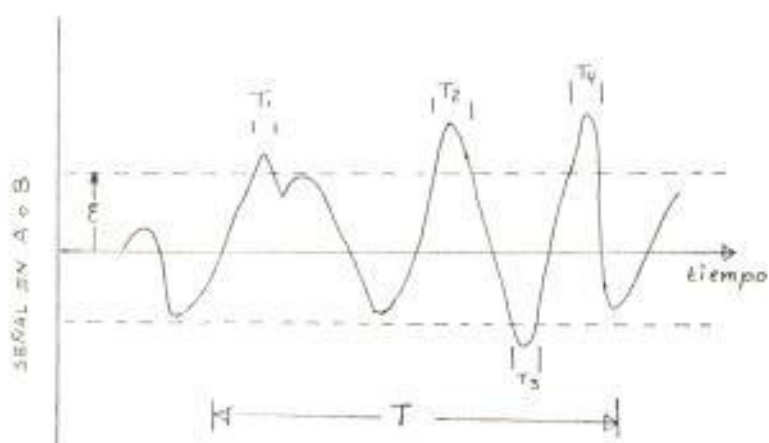
Después de captar la señal y validarla, pasará al modo de seguimiento en menos de 2 s. Si la señal se pierde proporcionará una señal de aviso en menos de 1s. y durante este tiempo la señal de quia deberá permanecer en el último valor válido. Los datos básicos y auxiliares, al igual que las funciones de ángulo se descifrarán también en el procesador para el interfaz con las presentaciones, computadoras y piloto automático de a bordo.

El receptor MIS proporciona señales de entrada a los otros sistemas de a bordo mediante dos tipos de interface: una interface Digital para acoplarse al tablero de instrumentos y presentar lecturas directas del Ángulo, distancia y señales de sector, y una interface Analógica por medio de un filtro de salida que genera

una señal continua de amplitud proporcional a la posición angular o a la distancia para ser fácilmente adaptable al Equipo de Navegación y a los Sistemas de Control Automático de Vuelo.



a) Filtros de salida del receptor MLS.



b) Señal de salida de los filtros PFE y CMN.

fig. 8.18 Interface analógica del receptor MLS.

El filtro de salida tiene una frecuencia de corte  $\omega_2$  de 10 radianes/s. y es de paso bajo para limitar el ruido de alta frecuencia (Con una función de transferencia  $\omega_2/s + \omega_2$  ).

El sistema de control automático de vuelo (AFCS) se basa en un ordenador, el cual utiliza como sensores de posición a los sistemas de navegación aérea como el Sistema de Navegación Inercial (INS), el Radioaltímetro y el MLS como sensor dominante en las etapas finales del vuelo. Se llama sensor dominante debido a que el computador usa un algoritmo para escoger el valor más probable entre información redundante como por ejemplo la altura evaluada con el radioaltímetro y con la guía de enderezamiento MLS. Para luego comparar con la trayectoria de vuelo deseada que se le suministra con anterioridad, y generar una señal de error como la representada en la Fig. 8.18 b) la cual a su vez es utilizada para actuar sobre los controles de mando del avión y corregir su posición hasta centrarlo en la trayectoria deseada.

Para las inspecciones en vuelo la precisión del sistema puede evaluarse mediante dos filtros que representan las propiedades de respuesta del control automático del vuelo y

del control de mandos midiendo las señales en sus terminales de salida de acuerdo con el límite de error tolerable.

#### 8.2.11 PRECISION DEL SISTEMA.

Los factores que son causa de error en la medida de la posición angular y la distancia pueden clasificarse como factores fundamentales y factores de instrumentación.

Factores fundamentales; el más importante es el relacionado con la técnica de medición, la cual consiste en medir el tiempo entre las envolventes de un par de impulsos recibidos.

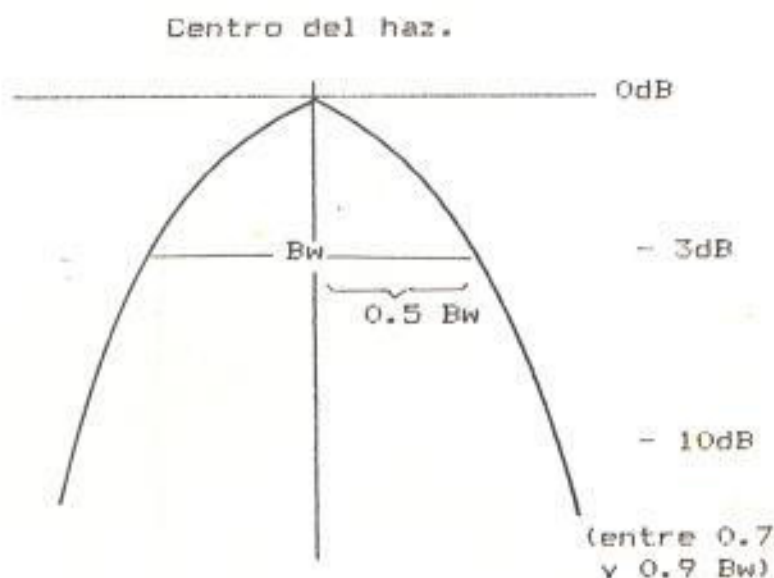


fig. 8.19 Envolvente del haz explorador medida en el filtro de salida del receptor.



La medida angular se centra en los puntos máximos de la envolvente y el error de centrado depende de la forma del haz y este a su vez está limitado por un admisible ancho de banda; para reducir este error la envolvente es alineada en el receptor con un filtro video de 26 KHz. antes de la medición la cual tendrá la forma de la fig. 8.17 en ausencia de cualquier perturbación.

La medida de distancia se referencia en los flancos de subida de la envolvente, así un tiempo de aumento de  $1/4$  ps. corresponde a un error de 0.02 NM, igualmente el tiempo de subida está limitado por el ancho de banda.

Un segundo factor de error es la curvatura de la onda en la atmósfera, debido a la variación de la velocidad de la onda en la atmósfera pero no representa un error considerable en las frecuencias de 1000 a 5000 Mhz. Errores de esta naturaleza se denominan Errores de Propagación.

Finalmente otro factor de error se debe a la interferencia causada por señales reflejadas que distorsionan la señal de guía. Provocando un ensanchamiento o una deformación del haz incrementando el error de centrado o error de

cresta. Una expresión que evalúa el error ocasionado por trayectos múltiples es la siguiente:

$$d\theta = P_{esl} \theta_z r \sqrt{(2\pi f/R_0)} \quad \text{Ec. (8.5)}$$

Donde:

$d\theta$  = error generado por los lóbulos laterales.

$P_{esl}$  = Nivel eficaz del lóbulo lateral.

$\theta_h$  = Ancho del haz.

$r$  = Coeficiente de reflexión de los obstáculos.

$f$  = Ancho de banda del ruido a la salida del filtro del receptor.

$R_0$  = Régimen de datos (de la función).

A su vez el  $P_{esl}$  describe el nivel dinámico de los lóbulos laterales ( $P_{dyn}$ ).

$$P_{esl} = K P_{dyn} \quad \text{Ec. (8.6)}$$

Donde  $K$  = Factor de reducción que depende de la conmutación de la antena.

(nota: Referencia Anexo 10 OACI pag 247.)

La Ec. (8.5) indica que el error generado por los trayectos múltiples puede reducirse disminuyendo el nivel eficaz de los lóbulos laterales mas allá de los -10 dB o disminuyendo el ancho del haz. Estos factores

dependen del tipo de antena usada y de las técnicas de exploración indicadas en la Sec. 3.7. El coeficiente de reflexión de los obstáculos depende de la variación del ángulo de incidencia y de las características del material (Ver Cap. VI). La polarización vertical y la directividad de las señales MLS permite reducir la cantidad de energía reflejada en tierra reduciendo el error de trayectos múltiples. Este error también depende del ruido térmico interno del receptor que distorsionará el haz y que constituye una fuente principal de error a 20 NM. El error resultante del ruido puede estimarse mediante la fórmula siguiente:

$$\delta\theta = \theta_h / (2 \sqrt{\text{SNR}} \cdot q) \quad (\text{probabilidad } 95\%)$$

Ec. (B.7)

$$q = \frac{\text{Régimen de muestreo de la función}}{2 f}$$

Donde SNR = Relación señal/ruido.

$q$  = Relación entre el régimen de muestreo de la función y  $f$ .

El incremento del error también depende del incremento en el ancho de banda el cual puede ser recompensado con un aumento del Régimen

de la función  $\rho$  con un aumento de la relación señal/ruido, lo cual representa aumentar la potencia del transmisor terrestre. El mismo valor de SNR medido a la salida del filtro de video será de 14 dB para poder conseguir la medición angular con la captación de una sola exploración con una probabilidad del 95%. Los demás parámetros pueden ajustarse para conseguir el error deseado.

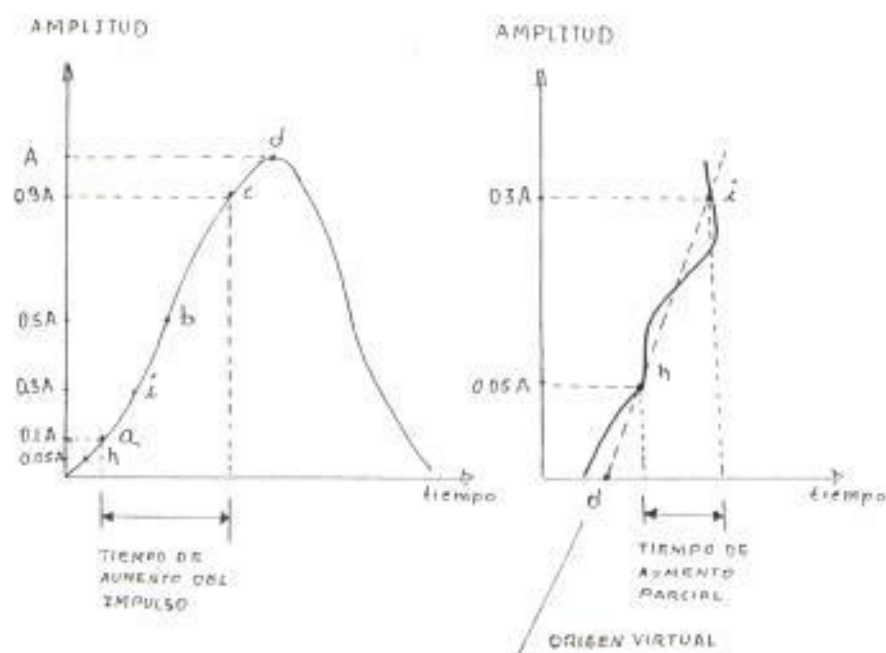


fig. 8.20 Envolvente del impulso DME recibido.

En la señal DME la interferencia de los trayectos múltiples distorciona la forma del impulso y es más marcada en las fases finales de la aproximación. El modo FA del DME/P re-

duce al mínimo estos efectos utilizando una señal de banda ancha con un rápido tiempo de aumento, tomando como referencia para la medida de tiempo ya no los puntos del 50% de la amplitud como en el modo IA o el DME/N, sino puntos más bajos que no han sido aún afectados en forma importante por los trayectos múltiples como los puntos "h" e "i" que dan un origen virtual en el punto "d" de la fig. 8.19 utilizado como referencia en el modo FA. Los errores ocasionados por estas causas se conocen como errores de interferencia.

**Los factores de instrumentación:** están relacionados con la inestabilidad de los componentes, la inexactitud en la generación de frecuencias y retardos usados en la técnica de medición, el ruido creado en los circuitos etc. Se esperan errores del orden de  $0.01^\circ$  a  $0.03^\circ$  en la medida angular y de 10 a 30 m en la medida de distancia en el modo IA; y de 5 a 15 m. en el modo FA, comparados con los 75 m. esperados para el DME/N.

Tanto las señales angulares del MIS como las del DME/P alimentan a las computadoras de control de vuelo y al sistema de control de mandos. Estas componentes añaden ruidos y



perturbaciones a la señales de guía, conocidos como "Ruido a lo largo de la trayectoria" (PFN) y "Ruido de Mandos" (EMN) que originan errores que solo dependen de la aeronave.

La contribución de todos los errores: del equipo terrestre, de propagación, del equipo de a bordo, y de la aeronave determinan el error total del sistema y éste la precisión del mismo.

La evaluación del error total se realiza considerando la interacción existente entre la señal de guía en el filtro de salida del receptor con el piloto automático de la aeronave. El mecanismo de control empieza comparando la posición sensada con el MLS con la posición deseada para dar una señal de error, definida como "Error a lo largo de la Trayectoria" (PFE), resultando evidente que este error incluirá al Error Medio del Rumbo y al PFN introducido por el control de vuelo. Esta misma señal alimenta al control de mandos hasta llevar al avión a la trayectoria deseada introduciendo el ruido EMN. Por ejemplo si el resultado de la comparación indica que el avión está distanciado  $0.5^\circ$  de la trayectoria deseada, esta misma señal alimenta al control

de mandos para para producir un desplazamiento de  $0.5^\circ$  hacia la trayectoria; este nuevo desplazamiento será sentido por el MLS y comparado nuevamente con la posición deseada; repitiéndose el ciclo hasta que el error sea cero, y el avión este centrado en la trayectoria deseada. No obstante debido al error total del sistema puede ocurrir que la señal de error sea cero pero que el avión no esté centrado en la trayectoria deseada o viceversa. En el primer caso si consideramos que la señal aplicada a la entrada del control de mandos es cero, éste no deberá tomar ninguna acción sobre los controles y la posición del avión se mantendría invariable, pero el ruido CMN añadido hará que tal acción exista cambiando la posición de la aeronave con la intensidad del ruido, pero la retroalimentación actuará para volver a alinear la nave en la trayectoria deseada. En el segundo caso puede ocurrir que el avión esté centrado en la trayectoria, pero debido a los errores de propagación, del equipo terrestre y de a bordo, la salida del receptor MLS indicará una posición errada que al compararse con la referencia dará una señal de error diferente de cero. D puede suceder que la posición sensada sea

correcta pero debido al ruido PFN la señal de error sea diferente de cero. Actuando sobre los controles hasta conseguir que el error sea cero, dando como resultado un alineamiento de la aeronave en una trayectoria diferente a la deseada.

De acuerdo al análisis de una amplia gama de aeronaves se puede concluir que el PFN es un ruido de baja frecuencia, por lo tanto afecta a las bajas componentes espectrales de la señal de error, por lo tanto para medir este error en las inspecciones en vuelo puede utilizarse un filtro pasa bajas de frecuencia de corte  $\omega_0$  igual a 0,5 radianes/s. para la función de acimut; 1,5 radianes/s. para la función de elevación y 2,0 radianes/s. para el enderezamiento. Con una función de transferencia  $\omega_0^2 / (s^2 + 2\zeta\omega_0 s + \omega_0^2)$  donde  $\zeta = 1$  y  $\omega_0 = 0,64 \omega_n$ . La señal a la salida del filtro representará entonces el error entre la trayectoria deseada y la trayectoria seguida por la aeronave. El CMN en cambio es un ruido de alta frecuencia que análogamente puede ser analizado por un filtro de paso alto con una frecuencia de vértice  $\omega_1$  igual a 0,3 radianes/s. para la función de acimut y 0,5 radia-

nes/s para la de elevación y enderezamiento. La señal a la salida de este filtro representa el desplazamiento lateral de la aeronave de la trayectoria seguida. Cuando el avión esta siguiendo una trayectoria prevista, los errores PFE y PFN se evalúan registrando las salidas de los filtros durante un tiempo T, por ejemplo de 40 s como se indica en la fig. 8.18 b) y se observa que los intervalos de tiempo no excedan los límites de tolerancia del error en más del 5% de T, lo cual satisface el requisito de que la probabilidad de error sea del 95%.

$$(T_1 + T_2 + T \dots) / T < 0,05).$$

La relación que existe entre las señales medidas, a las salidas de los filtros y el valor de desplazamiento que representan, está determinada por un factor de proporcionalidad respectivo al igual que la sensibilidad al desplazamiento en el caso del ILS.

#### 8.2.12 SUPERVISION Y CONTROL.

Los sistemas de monitoreo y supervisión suspenderán la radiación y proporcionarán una señal de aviso a los puntos de control a

distancia y al indicador de fallas cuando en la estación de acimut o de elevación ocurra lo siguiente:

- a) Cuando el PFE del equipo terrestre en la referencia de aproximación MLS o en cualquier radial de acimut, excede los límites de tolerancia durante más de 1s.
- b) Cuando la potencia radiada disminuye hasta un valor inferior al que garantiza los niveles mínimos de señal de la Tabla VIII-1.
- c) Cuando se produce un error en la transmisión del preámbulo DPSK más de una vez en 1s.
- d) Cuando se excede el tiempo de radiación especificado en las tablas cronológicas del Apéndice D durante 1s.
- e) Cuando se produce un error en la sincronización del multiplexaje y persiste en más de 1s.

Para garantizar que las aeronaves no reciban una guía incompleta que pueda comprometer su seguridad cuando una estación falle y cese su radiación, las demás funciones lo harán de acuerdo con la tabla VIII.5, o seguirán radiando normalmente.



Tabla VIII.5 Medidas de control cuando falla una estación.

| Medida            | Ac. | El. | End. | Ac. Post. | Pal. Falla | DME | Dat. Aux. |
|-------------------|-----|-----|------|-----------|------------|-----|-----------|
| Falla             |     |     |      |           |            |     |           |
| Acimut.           | X   | X   | X    | -         | -          | -   | -         |
| Elevación.        | -   | X   | -    | -         | -          | -   | -         |
| Enderesamiento.   | -   | -   | X    | -         | -          | -   | -         |
| Ac. Posterior.    | -   | -   | -    | X         | -          | -   | -         |
| Datos básicos.    | -   | -   | -    | -         | X          | -   | -         |
| DME o DME/P       | -   | -   | -    | -         | -          | X   | -         |
| Datos Auxiliares. | -   | -   | -    | -         | -          | -   | X         |

X = Deja de radiar.

- = Sigue radiando.

### 8.3 COMPARACION CON EL ILS.

Las ventajas y aplicaciones del MLS con respecto al ILS se deben a las siguientes características principales:

- Disponibilidad de canales .- El MLS dispone de 200 canales que equivalen a cinco veces mas que el sistema ILS, lo que hace que el MLS sea un sistema más adecuado para Areas congestionadas.
- Continuidad en la información.- El MLS brinda una indicación continua de ángulo y de distancia

en toda la trayectoria de aproximación, de aproximación frustrada, el aterrizaje y el recorrido en la pista.

- c) Precisión.- El MLS responde a las normas de precisión de Categoría III, con calidad de señal para aterrizaje automático.
- d) Reducción de la sensibilidad al terreno circundante.- Las antenas ILS utilizan el terreno para formar el haz, por lo que requiere terrenos planos y extensos que a veces imposibilitan la instalación de un ILS. El haz del MLS es relativamente independiente del terreno y mucho menos sensible a la reflexión y al bloqueo de las señales de navegación producidos por los accidentes del terreno y los edificios cercanos.
- e) Mayor sector de Guía proporcional.- El ILS dispone de un sector de guía proporcional mínimo que varía entre  $3^{\circ}$  y  $6^{\circ}$  en acimut (Ancho del curso) y  $1.4^{\circ}$  (Ancho de la trayectoria de planeo) en elevación. El MLS en cambio dispone de un sector que varía entre  $\pm 10^{\circ}$  y  $\pm 40^{\circ}$  en acimut y  $7.5^{\circ}$  a  $15^{\circ}$  en elevación, ajustable a cada aeropuerto.
- f) Principios de funcionamiento más sencillos.- Con el MLS el cálculo de acimut y elevación es menos complicado, esto hace que el principio de generación de la información sea más sencillo

que el ILS y permite el uso de tecnología más avanzada en su construcción.

- g) Mayor confiabilidad.- El MLS es un sistema digital que requiere de menos mantenimiento que los sistemas analógicos como el ILS (Los requisitos de la FAA por ejemplo son de 4 000 horas de tiempo medio entre fallas para la Categoría III).
- h) Mayor flexibilidad de emplazamiento.- Contrariamente al ILS, las antenas de acimut y elevación pueden instalarse cerca una de otra, lo que a su vez permite brindar servicio a pistas pequeñas y helipuertos.
- i) Zonas sensibles menores.- Contrariamente al ILS la mayor directividad del haz y la gran velocidad de exploración permite reducir los efectos de la circulación de vehículos o aeronaves en la pista o alrededor de ella.

#### DESVENTAJAS.

Existen ciertas desventajas a las frecuencias de microondas que no se dan en la banda del ILS y que deben tenerse en cuenta:

- a) Limitación de la cobertura inferior.- Las características de propagación de las señales MLS

hasta el alcance óptico limitan la cobertura inferior del sistema cuando existen condiciones de enmascaramiento, tales como el caso de pistas con desniveles, o regiones fuera del eje donde los árboles o edificios penetran el espacio de cobertura; no obstante cuando esto ocurre la 3ª palabra de datos básicos informa los ángulos bajos (Entre 1° y 8°) donde ocurre este inconveniente.

- b) Mayor atenuación de la señal .- Las frecuencias de microondas están sujetas a una mayor atenuación que las frecuencias del ILS, pero este factor se considera en el cálculo de la potencia del transmisor. A pesar de estos inconvenientes la banda de 5 Ghz. ofrece la mejor solución.

#### 8.4 EVALUACION DEL NUEVO AEROPUERTO.

El Nuevo Aeropuerto Internacional estará ubicado en Daular a 30 km. aproximadamente al Sur oeste de la ciudad de Guayaquil cerca de la autopista Guayaquil Salinas con un tiempo de acceso de 30 minutos. El sitio fué elegido entre otras alternativas considerando siete amplias áreas de evaluación, entre las cuales y quizá la más importante y de mayor interés para nuestro objetivo es el Espacio Aéreo y el Control de Tráfico aéreo, bajo cuyas consideraciones

Aéreo y el Control de Tráfico aéreo, bajo cuyas consideraciones Daular presenta la mejor opción.

Dado que el nuevo aeropuerto estará destinado a todos los tráficos en el ámbito de un espacio aéreo controlado se ha estimado instalar las siguientes radioayudas (indicadas en las figuras 8.21 y 8.22):

- Un sistema ILS Cat. II, para la pista 21;
- Un T-YUR-DME a 7.200 m aprox. del umbral 21; en la prolongación del eje de la pista.
- Un NDB a 3.9 NM del umbral 21, en la prolongación del eje de la pista, ubicado junto al marcador externo OM del ILS.

El NDB podrá ser el existente en Chongón pero desplazado en la nueva posición. A este respecto, no ha sido posible orientar la pista hacia el actual NDB por haber querido mantener por razones de compatibilidad operativa el paralelismo con la pista de Guayaquil Simón Bolívar, ni tampoco ha sido posible moverla, paralela a si misma, hacia el oeste porque ello implicaría mayores movimientos de tierras.

#### **8.4.1 ESPACIO AEREO.**

El espacio aéreo del Terminal de Guayaquil mantendrá las características descritas en la Sec. 7.1. Con la diferencia que se ha planificado la instalación de una nueva estación



VOR/DME en Chongón alineada con la nueva pista, como se indica en la fig. 8.2i. Sin embargo, el ambiente del sitio de emplazamiento del nuevo aeropuerto se puede definir, desde el punto de vista aeronáutico, como favorable ya que no existe en efecto obstáculos orográficos y las operaciones de aterrizaje y despegue se efectuarán en un área plana, siendo posible elaborar una estructura de rutas aéreas sin limitaciones especiales. Debiendo considerarse la compatibilidad operativa con las zonas prohibidas SEP 2 y SEP 3, con respecto a las cuales el nuevo aeropuerto estará ubicado a 30 Km aproximadamente de la zona SEP2 y a unos 15 Km de la zona SEP 3.

La ubicación del sitio permite disponer de un Campo Aéreo que puede acomodar dos pistas paralelas con una orientación Noreste Suroeste para obtener una ventaja favorable del viento en el aterrizaje y el despegue de aeronaves y que a su vez permitirá aproximaciones de precisión ILS en los dos sentidos, previo a un examen de las zonas prohibidas.

La orientación de las pistas a  $030^{\circ}/210^{\circ}$ , paralelas al aeropuerto existente permite establecer una compatibilidad operativa entre

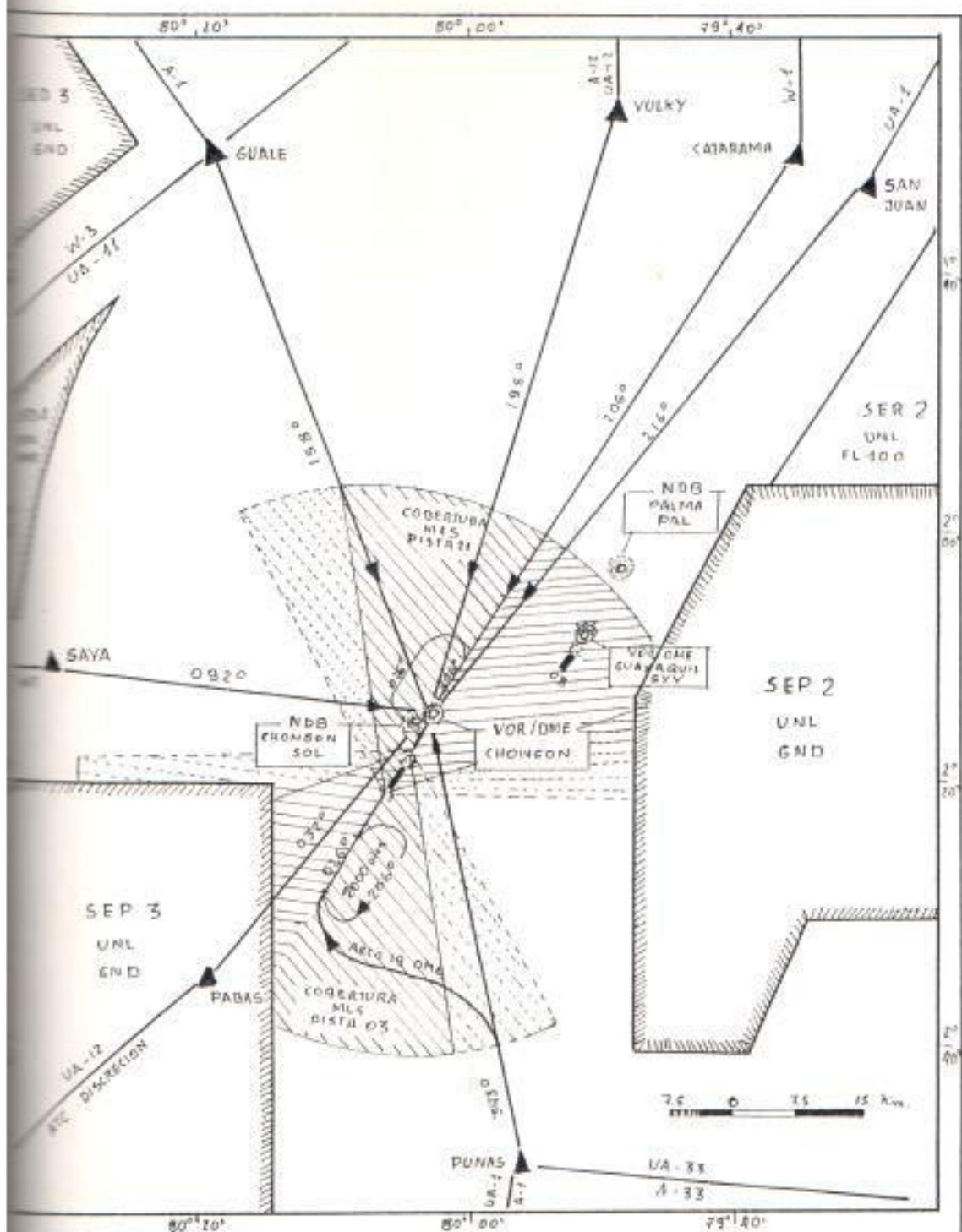


Fig. B.21 Espacio Aéreo Terminal de Guayaquil, rutas de llegada y capacidad de utilización del MLS.

el Nuevo Aeropuerto y el aeropuerto Simón Bolívar.

La longitud de la nueva pista de 3 050 metros satisface los requisitos de facilidad previstos para el futuro.

La pista inicial está ubicada hacia el Sureste del sitio. La segunda pista está ubicada paralelamente a la primera y al Noreste de la misma. Para efectos de planificación solo será necesario considerar un sola pista como se indica en la fig. 8.21, observando las rutas de llegada actuales al TMA de Guayaquil.

El uso del espacio aéreo en el TMA de Guayaquil para la nueva ubicación del aeropuerto está influenciado por la proximidad de las Áreas prohibidas SEP2 y SEP3, especialmente en la aproximación desde el suroeste hacia la cabecera 03.

La cobertura mas ancha del MLS permitirá una mayor utilización del espacio aéreo como lo indica la fig. 8.21 donde el ATC podrá contar con un sistema que le permitirá ampliar y acomodar un mayor número de rutas de llegada.

#### 8.4.2 CONTROL DE TRANSITO AEREO.

En los últimos años el tránsito aéreo se ha incrementado notablemente de tal forma que el

espacio aéreo y las consideraciones ATC empiezan a limitar la capacidad de actividades de aviación del Aeropuerto Simón Bolívar. Aunque los procedimientos indicados en la Sec. 7.3 y las actuales facilidades como el Radar y el ILS proporcionan las medidas adecuadas para el flujo de tráfico aéreo ordenado, la pista existente no podría atender la demanda anual prevista hasta el año 2 000 como se indica en las Tablas A.2 y A.3 del Apéndice A, debido a que demoras de gran importancia se presentarían.

La ubicación del nuevo aeropuerto constituye en sí una mejora sobre el aeropuerto actual en la utilización del espacio aéreo y el ATC, en vista de que podrá acomodar aproximaciones ILS con una trayectoria de planeo de  $2,5^\circ$  desde ambas direcciones, en comparación al aeropuerto actual que solo puede acomodar un sistema ILS desde el Suroeste. Podrá también acomodar salidas según el Reglamento de Vuelo por Instrumentos (IFR) en ambas direcciones sin restricciones y Aproximaciones y Salidas IFR duales, independientes y simultáneas.

Sin embargo el mayor sector de cobertura del MLS y la facilidad de su utilización en pendientes de planeo seleccionables y en trayecto-



rias de aproximación segmentadas y curvas, brindará al ATC la facilidad de normalizar un mayor número de rutas de llegada que hagan posibles aproximaciones directas reduciendo al mínimo los retardos y el trabajo del controlador, así como permitirá una menor separación entre aeronaves, descongestionando el espacio aéreo con mayor rapidéz, seguridad y eficiencia que el ILS. A la vez que permitirá disponer de guía de precisión en el sector de aproximación frustrada que con la alta estabilidad y calidad de las señales MLS fomentará una mayor aceptación por parte de los pilotos, de las aproximaciones con el piloto automático, conectado hasta mínimos mas bajos y aterrizajes automáticos, que no son factibles con el actual sistema ILS.

Debida la proximidad del actual aeropuerto y de la Base Aérea de Taura, comprendida en la zona SEF 2 se ha considerado la hipótesis de un único organismo de control de la aproximación y una única Zona de Control (CTR), para que los procedimientos de ambos aeropuertos estén comprendidos en el mismo espacio aéreo controlado, de tal forma que el control radar de aproximación en dicha CTR podría ser suministrada por el sistema Radar de Guayaquil Simón Bolívar.



El NLS brindará con gran facilidad un mayor número de procedimientos a dicho organismo de control que facilitará la posibilidad de disponer de este único organismo de control de aproximación sin recargar de trabajo excesivo al controlador, por las razones mencionadas.

#### **8.4.3 CRITERIOS DE APROXIMACION Y ATERRIZAJE.**

El terreno más alto dentro del área del terminal de Guayaquil es de apenas un poco más de 488 m. (1 600 pies). En general el terreno no presenta problemas para el descenso de la aeronave desde la fase en vuelo hasta el inicio del segmento de aproximación en cualquier área dentro del TMA de Guayaquil. Sin embargo una cordillera de montañas con algunos picos de 457 metros (1500 pies) aproximadamente se extiende desde la ciudad de Guayaquil hacia en Oeste Noroeste y existen partes de terreno un poco accidentadas hacia el Norte y Sur de esta cadena. Estas elevaciones se encuentran frente a la pista del nuevo aeropuerto, afectando al segmento final de aproximación, siendo necesario considerar un adecuado franqueamiento de obstáculos hasta la pista con gradientes de descenso aceptables desde las alturas de tránsito.



El criterio DACI (Doc B168) mínimo en el área de aproximación inicial prevé un espacio de separación sobre los obstáculos de 300 m (1000 pies) de terreno libre desde 5 millas hasta la trayectoria de vuelo (fig 8.22), de acuerdo al cual el sitio permite aproximaciones rectas que requieren 10 NM o menos para descender de la altura de aproximación inicial al aterrizaje en ambas direcciones.

La fig. 8.22 presenta los criterios de aproximación de precisión con las principales características de terreno considerando los siguientes parámetros operativos correspondientes al nuevo aeropuerto:

- Ángulo de descenso ILS: 3°.
- Rumbo verdadero de las pistas: 030°/210°.
- Declinación magnética: 03°E.
- Longitud de la pista: 3050 m.
- Elevación de la pista: 35 m (115 pies) sobre el nivel medio del mar.

El estudio de las zonas de protección se basan en las tolerancias técnicas de las radioayudas previstas:

- VOR =  $\pm 5.2^\circ$
- DME =  $\pm 0.5$  millas
- Efecto del área del cono del silencio del VOR =  $\pm 30^\circ$

- Zona del error del paso del TD al FROD  
en el VOR =  $\pm 4^\circ$

Aproximación inicial ILS.- como hipótesis se ha considerado el segmento de aproximación inicial efectuado en el arco 15 DME del nuevo VOR/DME como la situación mas crítica, concluyendo que la ruta considerada no interfiere con la zona prohibida SEP 2. En esta área no existen elevaciones significativas. El procedimiento iniciaría con la intercepción del arco 15 DME a partir de las rutas de llegada (Fig. 8.21) continuando en él hasta una altura supuesta de 2500 pies para iniciar el viraje en el punto de inicio del segmento intermedio determinado por el radial 035 de nuevo VOR/DME. Esta hipótesis debería ser verificada en vuelo a fin de comprobar si existe una estabilización correcta con el localizador. El sobrevuelo de los alrededores de la ciudad de Guayaquil hacia el Sur-Oeste se efectuaría a una altitud de unos 3500 pies considerando un gradiente de descenso del 4%. En todo caso no existe el problema de sobrevolar la ciudad cuando hay trayectorias diferentes de aproximación inicial por ejemplo desde el Nor-Este y desde el Oeste.

Aproximación intermedia ILS.- El segmento de

aproximación intermedia se basa en la misma ruta de la aproximación final. La aeronave prosigue su descenso hasta los 2000 pies e intercepta nivelada la trayectoria de planeo. La estabilización en la trayectoria de planeo tiene lugar a una distancia de la antena GP de 10952 m considerando una altura de referencia de 15 m. Naturalmente, estos datos tendrán que ser comprobados con la base de un levantamiento planialtimétrico pormenorizado.

En esta área no existen obstáculos naturales que perjudiquen o requieran velocidades de descenso especiales, y por consiguiente dichas velocidades serán conformes a las recomendaciones DACI.

Ubicación del OM/ILS - Altitud de cruce.- Se ha tomado por hipótesis una distancia de 7050 m entre la antena GP y el OM; de tal forma que con un ángulo de descenso de  $3^{\circ}$  se sobrevuela el OM a una altura de 429 m (1407 pies). Valores que deberán ser verificados con la base de un atento levantamiento plano altimétrico.

Aproximación final.- El segmento de aproximación final ILS es el tramo de precisión que está alineado con el localizador y que comprende el descenso de aterrizaje y las primeras



fases de aproximación frustrada.

El valor de la altura de franqueamiento de obstáculos (OCA) será determinado posteriormente tomando en consideración los obstáculos naturales y artificiales.

De todas maneras a la luz de los obstáculos naturales se puede afirmar que el valor de OCA para aeronaves de categoría C sería igual a 46 metros (150 pies).

Aproximación frustrada.- No existen obstáculos en el área considerada a partir del valor OCA antes mencionado.

La fig. B.21 muestra el área de protección de la aproximación frustrada considerada para un gradiente de ascenso del 2,5 %. El Ascenso Inicial (SIC) considerado está situado a una distancia de 839 m del umbral 21. Con la precaución de establecer un punto de viraje (IP) a 5 NM del nuevo VOR/DME, evitando sin perjuicios del procedimiento sobrevolar la zona SEP 3.

Circuito de espera.- sobre el NDB reubicado; con ruta de aproximación 027°; velocidad de espera IAS = 120 nudos; virajes a la derecha; altitud mínima de espera 3000 pies.

Además del procedimiento ILS pista 21 se han

considerado los siguientes procedimientos:

- Procedimiento VOR/DME pista 21.
- Procedimiento NDB pista 21.
- Procedimiento VOR/DME pista 03.
- Rutas de salida por instrumentos pista 21.

Concluyendo que existe una interferencia entre los procedimientos de aproximación por instrumentos y la zona SEP 3, interferencia que podría resolverse redefiniendo los límites laterales de la zona o con intervenciones de control táctico. La factibilidad de esta solución será objeto de decisión por parte de las autoridades competentes.

A diferencia del ILS el RLS permitirá disponer de aproximaciones múltiples para una misma pista, sin la necesidad de ser tan estricto como en las aproximaciones directas y largas del ILS, debido a que será posible efectuar con mayor anterioridad los virajes en la aproximación final. Como se puede apreciar en la fig. 8.23 y 8.21.

Las aproximaciones en "curva" en "S" o "segmentadas" podrían ser aplicables a las aeronaves que vienen desde FUNAS al Sur o desde SAYA al Oeste, tanto para aproximaciones desde el Noroeste como del Sureste (ver fig. 8.21).

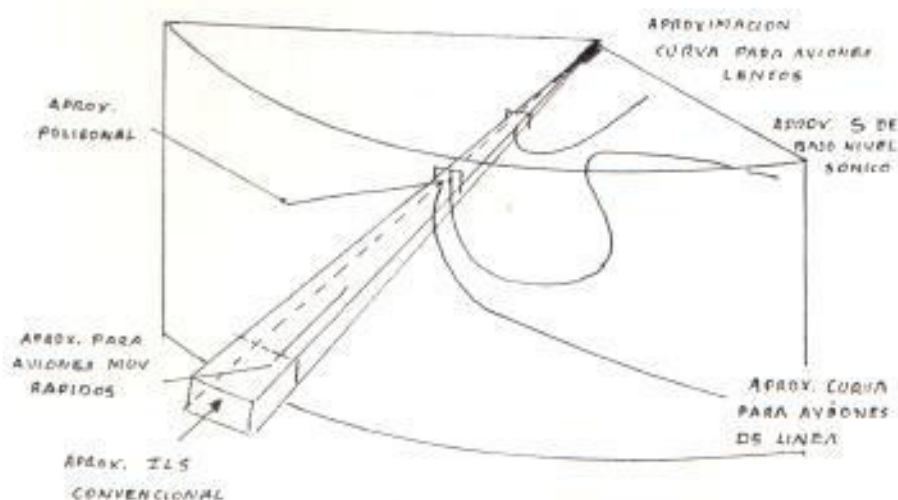


fig. 8.23 Ejemplos de aproximaciones posibles con el MLS.

Aproximaciones MLS del tipo indicadas para el ILS pista 21, pueden efectuarse en primera instancia para lo cual los límites de franqueamiento de obstáculos de la fig. 8.22 pueden considerarse adecuados para una trayectoria de planeo mínima de  $3^\circ$  que permita aproximaciones MLS de aeronaves convencionales (CTOL) considerando que las características del sistema no obligarán a ser más estrictos en el franqueamiento de obstáculos con respecto al ILS.

Actualmente se cuenta con una considerable cantidad de datos de vuelo recopilados por

la NASA a partir de 1985 sobre una variedad de 1200 aproximaciones, por lo tanto, para cuando el MLS se instale en el nuevo aeropuerto el ATC dispondrá de suficientes criterios para establecer aproximaciones múltiples de acuerdo con la densidad de tráfico y la capacidad prevista.

## 8.5 CONSIDERACIONES CON RESPECTO A SU IMPLANTACION.

En la Reunión Departamental de Comunicaciones y Operaciones de la OACI celebrada en Montreal en Septiembre de 1985, se fija que la fase principal de instalación se iniciaría el 19 de Enero de 1990. Por lo tanto puede pensarse que para la fecha en que entre en funcionamiento el Nuevo Aeropuerto ya existirán aeronaves equipadas con el MLS que exigirán la implementación del equipo terrestre respectivo, razón por demás valdadera para analizar las siguientes consideraciones respecto a su implantación:

### 8.5.1 CONSIDERACIONES SOBRE LOS FACTORES OPERACIONALES.

#### Consecuencias de la Topografía del Terreno.

La cobertura mas ancha del MLS y la facilidad de seleccionar trayectorias de planeo diversas y de efectuar trayectorias de aproximación

segmentadas o curvas permite evitar obstáculos y terrenos altos.

La topografía circundante al nuevo aeropuerto no presentará problemas para la instalación de un ILS con una trayectoria de planeo de  $2,5^\circ$  en ambas direcciones con un adecuado franqueamiento de obstáculos en la aproximación final. Por lo tanto la instalación de un MLS desde este punto de vista no presenta mayor ventaja sobre el ILS como lo sería en terrenos montañosos similares a los que rodean al aeropuerto de Quito o de Loja.

Tanto el terreno donde estarán ubicadas las pistas como el que se extiende hacia la dirección de aproximación en ambos sentidos se encuentran sobre el nivel del mar, anulando toda posible influencia de las altas mareas sobre las señales ILS. Pero se trata de un terreno muy ondulado y por ende propenso a formar durante la época invernal de fuertes lluvias zonas bajas de estancamiento de agua que por evaporación y escurrimiento lento desaparecen dos o tres semanas después de las últimas lluvias del mes de Mayo. De tal forma que si se utiliza el terreno en estas condiciones para la formación de la trayectoria de planeo ILS se topará con el inconveniente de la inestabilidad



del ángulo y de la estructura de la trayectoria con las estaciones del año como se analizó en la Sec. 6.2. Por otro lado si se desea disponer de un ILS de Categoría III se requerirá de la preparación de un área mayor de reflexión (Ver Sec. 6.3), lo cual no sería necesario si en su lugar se instalase un MLS para obtener igual categoría de actuación con un ahorro en los costos que representaría la preparación del terreno, para servir de apoyo a las operaciones de Categoría II y III.

#### Consecuencias sobre el AIC.

De la Sec. 8.4 se concluye que se requieren nuevos procedimientos del AIC de tal forma que se aproveche la capacidad amplia de cobertura, la guía de aproximación frustrada y el servicio DME permanente del MLS. Sin embargo debe considerarse que no se podría aprovechar todas las ventajas del MLS si todas las aeronaves no cuentan con el equipo receptor adecuado, por lo tanto en los primeros años en que el aeropuerto entre en servicio podría implementarse un equipo MLS básico que implica aproximaciones en el eje de la pista y rumbos seleccionables sencillos para que puedan ser utilizados por las aeronaves que cuenten con el equipo receptor.

En consecuencia el ATC no debe esperar dificultades importantes en la publicación de tales procedimientos y a medida que se vaya adquiriendo experiencia podría ampliarse el conjunto MLS básico para proveer procedimientos mas complejos de acuerdo con la densidad de tráfico y la mayor instalación de equipos MLS a bordo de las aeronaves.

Al analizar la fig. B.21 puede concluirse que en la actualidad existe un mayor número de rutas aéreas que entran o salen por el Norte del TMA de Gayaquil (Guala, Vulky, Catarama y San Juan), lo cual indica que si primero instalamos un solo equipo MLS, la dirección de aproximación deberá ser desde el Noreste hacia la pista 21, dirección que también es favorable para el tráfico que ingresa desde el Oeste por Saya. Un segundo equipo MLS con aproximaciones desde el Suroeste podría instalarse posteriormente para agilizar las salidas y entradas desde el Sur por Funas, ya que el tráfico desde Saya está limitado por la zona prohibida SEPS.

#### Utilización del Aeropuerto y de la Capacidad de las Pistas.

El MLS permitirá una mayor utilización de las pistas reduciendo la complejidad de los circui-

tos de aproximación, de aproximación frustrada y de tránsito de salida en las pistas paralelas, permitiendo aproximaciones paralelas y simultáneas (sin la necesidad de que la distancia entre las pistas sea de 1311 m. (4300 pies) para permitir aproximaciones ILS simultáneas, o de 762,5 m. (2500 pies) para aproximaciones paralelas) dado que la separación entre ejes es de 2000 m diferenciándose de la anterior en que existe una separación en distancia (con respecto a la cabecera de la pista) de las dos aeronaves.

También pueden esperarse mejoras en los regímenes de movimiento en superficie, con puntos de espera por parte de la aeronaves que van a despegar, mas cercanos a la pista empleada tanto para el aterrizaje y el despegue, porque las zonas sensibles asociadas con el ILS son mas pequeñas que las del ILS gracias a las antenas de haz estrecho que se utilizan.

#### Consideraciones sobre el Ruido.

En el nuevo aeropuerto los análisis efectuados: dada la ubicación y orientación del sitio así como la extensión de tierras recomendadas para su adquisición, revelan que los niveles críticos de ruido pronosticados para el año 2000

caen casi enteramente dentro de los límites propuestos para el aeropuerto. Sin embargo los pueblos de Chongón y Daular se encuentran sobre las aproximaciones tipo ILS.

El MLS puede colaborar en la preparación y el cumplimiento de salidas normalizadas con sus aproximaciones curvas y segmentadas que dan mayor flexibilidad para aliviar los inconvenientes del ruido que acarrearía especialmente a las escuelas y hospitales de esas localidades.

Las áreas expuestas a altos niveles de ruido mas allá de estos límites consisten en tierras agrícolas o huertas y áreas sin desarrollo al Noreste y al Suroeste del sitio. Por lo tanto no se espera mayores dificultades al respecto.

#### **Economía de combustible.**

La cobertura ancha del MLS ofrece una mejora potencial en la economía del combustible al disminuir las maniobras en el área terminal y al permitir aproximaciones directas reduciendo al mínimo los retardos. Sin embargo estas ventajas dependerán de que el ATC proporcione procedimientos de control apropiados para estas aproximaciones.

### 8.5.2 CONSIDERACIONES SOBRE EL ENPLAZAMIENTO.

Conociendo que el actual sistema ILS fué instalado en 1987 y que está protegido hasta el 19 de Enero de 1998, es lógico pensar que una implantación a corto plazo, exigirá un emplazamiento común MLS/ILS para facilitar una transición gradual sin interrumpir la guía en el aterrizaje.

Se ha considerado ya la implantación del equipo ILS (Localizador, Trayectoria de planeo GS, Marcador medio MM) y del VOR/DME como se indica en la fig. A.1 del apéndice A, sobre cuyas consideraciones analizaremos la implantación conjunta del MLS.

#### Emplazamiento de los Equipos de Acimut.

El emplazamiento de la antena del Localizador ILS debe cumplir con dos requisitos básicos: Considerar la longitud del área crítica para evaluar a que distancia del final de la pista estará ubicada y obtener una línea de vista desde las antenas hasta un punto situado a 6,17 metros (20 pies) de altura sobre la cabecera de la pista ( Ver Sec.6.2 ). Bajo estos requisitos consideraremos dos posibles emplazamientos



de la antena MLS: delante y atrás del Localizador.

Delante del Localizador.

El sistema ILS actual de antenas Log. Periódicas puede instalarse en el nuevo aeropuerto bajo las condiciones actuales cuyos resultados se presentan en la primera fila de la Tabla VIII.5 con las recomendaciones OACI que se presentan en la segunda fila de dicha tabla.

|         |        |
|---------|--------|
| Antena  | Antena |
| LLZ/ILS | Az/MLS |

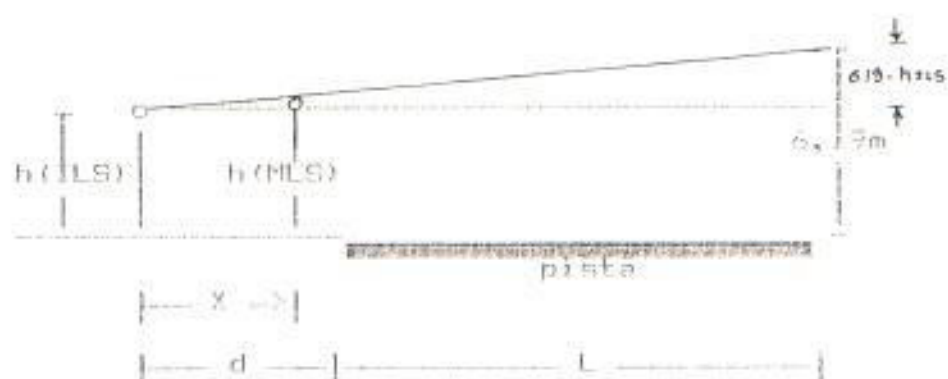


fig. B.24 Emplazamiento de la antena ILS delante del Localizador ILS.

Si la curvatura de la tierra puede despreciarse de la fig. B.24 se concluye que:

Si  $h(\text{ILS}) = 1,83 \text{ m.}$

$$\tan \theta = \frac{4,36}{(L+d)} = \frac{h(\text{MLS}) - h(\text{ILS})}{x}$$

$$X = \frac{h(\text{MLS}) - h(\text{ILS})}{4,36} \times (L+d) \quad \text{Ec. (8.8)}$$

La antena de acimut ILS es relativamente pequeña y de baja altura con valores típicos entre 2 m. y 2,7 m. con un centro de fase a alturas mayores a 1m.

El alcance visual (dt) de las antenas será:

$$dt(\text{ILS}) = 4 \sqrt{h(\text{ILS})} = 4 \sqrt{1,83} = 5,4 \text{ km.}$$

$$dt(\text{MLS}) = 4 \sqrt{h(\text{MLS})} = 4 \sqrt{1} = 4 \text{ km.}$$

**Tabla VIII.6 Resultados sobre el epiazamiento común ILS/MLS del equipo de Acimut con referencia a la fig. 8.24.**

| L<br>[m] | d<br>[m] | h(ILS)<br>[m] | h(MLS)<br>[m] | X<br>[m] |
|----------|----------|---------------|---------------|----------|
| 3050     | 212,3    | 1,83          | < 1,83        | 30       |
|          |          |               | 2,00          | 127,4    |
|          |          |               | 2,12          | 212,3    |
|          |          |               | 2,70          | 651      |
| 3050     | 300      | 1,83          | < 1,83        | 30       |
|          |          |               | 2,00          | 261,3    |
|          |          |               | 2,03          | 300      |
|          |          |               | 2,7           | 1337     |

Se considera que la longitud de la nueva pista será de 3 050 m. y la recomendación de la OACI

de que la distancia al final de la pista (d) de la antena del Localizador sea de 300 m. La máxima distancia de la antena al umbral será 3350 m, inferior al alcance visual, por lo tanto la curvatura de la tierra puede despreciarse y llenarse la Tabla VIII.6 de acuerdo con la Ec.(8.8).

#### **Atrás del Localizador.**

Cuando la altura de la antena MLS sea tal que no permita emplazarse delante del localizador como se concluye de la Tabla VIII.5 para antenas MLS con alturas superiores a 2,0 m. La antena MLS deberá emplazarse atrás del Localizador y será necesario elevarla hasta que asome por encima de la antena del Localizador para evitar el enmascaramiento de la señal.

Al observar la fig. A.1 del apéndice A puede concluirse que cualquiera de las dos alternativas para el emplazamiento de la antena de Acimut MLS es factible ya que el espacio necesario está disponible al haber considerado las áreas críticas del Localizador en las dimensiones allí indicadas.

### Emplazamiento del Equipo de Elevación.

El emplazamiento común de la antena de elevación MLS y la antena de la Trayectoria de Planeo ILS debe cumplir con dos requisitos:

- a) Cruzar el Umbral a una altura de 15 m. tanto para la trayectoria de planeo MLS mínima como para la trayectoria de planeo ILS de cualquier categoría de operación.
- b) Emplazamiento de la antena del MLS de tal manera que no disminuya la eficiencia del ILS.

Pueden considerarse tres posibles ubicaciones:

Para cumplir con el primer requisito debe emplazarse al MLS delante de la antena ILS como se consideró en el Ejemplo B.6. Sin embargo no es necesario emplazar la antena MLS directamente frente a la antena ILS sino en un lugar entre el borde de la pista y la antena de la trayectoria de planeo ILS, para evitar el bloqueo de su monitor de campo. Esta ubicación no presentaría problemas si la antena GS/ILS se instala lateralmente a 105 m al este de la pista como se ha programado (fig A.1 del Apéndice A).

Si no es posible esta ubicación la antena MLS podrá emplazarse junto a la trayectoria de planeo ILS, pero esto aumentará en unos 3m. la altura de cruce MLS en el Umbral para el mismo ángulo de elevación.

Una tercera solución consiste en emplazar la antena MLS al lado opuesto de la pista en las dimensiones indicadas en la fig. B.6. Pero este criterio no es factible debido a la existencia de una calle de rodaje a 75 m del eje de pista (ver fig. A.1 Apéndice A) quedando solamente un espacio disponible de 50 m que puede perjudicar al campo cercano de la antena MLS aunque sus áreas críticas sean mucho menores que las del ILS.

En conclusión la antena de Elevación MLS debe emplazarse al mismo lado de la antena ILS bajo los criterios mencionados.

#### **Emplazamiento del equipo DME.**

En la fase inicial los marcadores instalados para el ILS pueden servir temporalmente como elementos de distancia MLS hasta que pueda instalarse un DME.

Si económicamente se elige un DME/N como el que se describe en la Sec. 7.5, esta puede empla-



zarse junto a la trayectoria de planeo ILS o junto a la estación de elevación MLS.

Si se elige un DNE/P este podrá emplazarse con el equipo de elevación MLS para servir también de apoyo a las operaciones del ILS que requieren la indicación de distancia cero en el punto de toma de contacto.

Posteriormente podrá implantarse el DNE/P en la estación de acimut para servir de apoyo en los procedimientos automáticos. Cuando las aeronaves se equipen con el interrogador DNE/P.

### 8.5.3 CONSIDERACIONES GENERALES DE LOS COSTOS.

El MLS ofrece la ventaja potencial de reducir los costos de funcionamiento debido al empleo de técnicas digitales y métodos de diseño modernos que aseguran una alta estabilidad de la señal, merced a su insensibilidad intrínseca con respecto al emplazamiento y a la facilidad de control y mantenimiento en comparación con el ILS, aunque el costo de capital inicial del MLS puede ser mayor.

Los costos de preparación del emplazamiento se reducen en vista a que solo requieren de la construcción de las plataformas de hormigón y de un menor tiempo de instalación. Durante el

programa de desarrollo de la OACI se instalaron estaciones terrestres MLS utilizando la sincronización por enlaces de radio sin preparación especial del emplazamiento en solo 48 horas o menos para quedar terminada.

El concepto de modularidad empleado permite al proveedor y al usuario instalar solamente el equipo necesario y puede posteriormente aumentar la capacidad del sistema adquiriendo otros módulos sin desmendo de los ya existentes.

#### 8.5.4 CONSIDERACIONES TECNICAS DEL EQUIPO.

**Tabla VIII.7 Características técnicas del Equipo Angular MLS.**

| CARACTERISTICAS | REFERENCIA                                       | ESPECIFICACIONES  |                      |
|-----------------|--|---|----------------------|
|                 |  | Acimut  | Elevación            |
| Generales       | Sec.8.2.1<br>Sec.8.2.1<br>Ejemplo 8.2<br>Ej. 8.4 | Diseñados de acuerdo con los reglamentos aéreos y el Anexo 10 OACI. |                      |
| Canal           | Ej. 8.1  | 522   |                      |
| ANTENA:         | Sec. 3.7   | Arreglo de antenas en fase.   |                      |
| Ancho del haz   | Sec. 8.2.4<br>Sec. 8.2.6                         | < 4°<br>(2° ideal)  | < 3.5°<br>(1° ideal) |

Tabla VIII.7 Continuación

| CARACTERISTICAS                                 | REFERENCIA   | ESPECIFICACIONES  |                |
|---|--|---|----------------|
|   |  | Acimut  | Elevación      |
| Lóbulos laterales efectivos (P <sub>esl</sub> ) | Sec. 8.2.10  | máximo - 10 dB  |                |
| Lóbulos laterales dinámicos.                    | " "  | Ajustados para dar un P <sub>esl</sub> anterior de acuerdo al factor de reducción de la antena. |                |
| Estabilidad del haz                             |  | Que garantice la precisión máxima del equipo.   |                |
| Cobertura                                       | Sec. 8.2.4<br>Sec. 8.2.6                                       |   |                |
| Sector proporcional mínimo                      |  | ± 10°   | de 0.7° a 7.5° |
| Sector de Guarda                                |  | de ± 10° a ± 40°  | hasta 15°      |
| Control del límite de barrido                   |  | NO  | SI             |
| Potencia mínima del transmisor                  | Ej. 8.5  | 43.4 dBm<br>22 vatios   |                |
| Régimen de función.                             |  | 39 Hz   | -              |
| Tiempo medio entre fallas                       |  | mayor a 4000 horas  |                |
| Entrada de voltaje primario.                    |  | monofásico 110/60 Hz  |                |
| Dispositivo monitor                             | Con control remoto y unidad de estado, con límites ajustables. |   |                |

Tabla VIII.8 Características técnicas del  
responder DME/P.

| CARACTERÍSTICAS    | ESPECIFICACIONES  |
|--------------------|---|
| Generales          | Diseñado con las normas y métodos recomendados por la OACI. |
| Canal              | 40X   |
| Norma de precisión | norma 1   |
| ANTENA             | Omnidireccional   |

EL TRANSMISOR:

|  | MODO 1A  | MODO FA          |
|--|--|------------------|
| Frecuencia   | 1 001 Mhz $\pm$ 20.02 kHz.                           |                  |
| Forma del impulso:   |  |                  |
| tiempo de aumento  | menor a 3 ps.  |                  |
| duración   | 3.5 $\pm$ 0.5 ps.                                    |                  |
| Separación entre<br>impulsos   | 12 $\pm$ 0.10 ps                                     | 18 $\pm$ 0.10 ps |
| Potencia del<br>Transmisor   | 55 dBm. (317 vatios)                                 |                  |
| Radiación espuria<br>debida a interfe-<br>rencias del modu-<br>lador y eléctricas. | menor a 80 dB por debajo<br>de la potencia de cresta |                  |

Tabla VIII.8 Continuación .

| CARACTERISTICAS   | ESPECIFICACIONES  |                         |
|---|---|-------------------------|
|   | MODO 1A   | MODO FA                 |
| <b>EL RECEPTOR:</b>   |   |                         |
| Frecuencia  | 1 064 Mhz $\pm$ 21,28 KHz.  |                         |
| Sensibilidad  | - 86 dBW/m <sup>2</sup>   | - 75 dBW/m <sup>2</sup> |
| Eficacia  | 70 %  | 80 %                    |
| Gama dinámica   | limite superior = 22 dB   |                         |
| <b>Selectividad:</b>  |   |                         |
| ( a 3 dB )  | mayor o igual a $\pm$ 100 KHz.                                    |                         |
| ( a 12 dB)  | < 2 Mhz.  | < 6 KHz.                |
| ( a 60 dB)  | < 10 Mhz.   | < 20 KHz.               |
| Tiempo de restablecimiento  | 8 $\mu$ s.  |                         |
| Tiempo muerto del receptor  | menor a 60 $\mu$ s. sin suprimir el canal de modo FA o viceversa. |                         |
| Deberá contener un circuito supresor de Eco y protección contra interferencias.               |   |                         |
| <b>EL DECODIFICADOR:</b>  |   |                         |
| <b>Rechazo del decodificador:</b>   |   |                         |
| Deberá rechazar impulsos que están fuera de los límites con un nivel de señal de hasta 75 dB. |   |                         |
|   | (10 a 14) $\mu$ s.  | (16 a 20) $\mu$ s       |



Tabla VIII.8 Continuación .

| CARACTERÍSTICAS                   | ESPECIFICACIONES  |
|-----------------------------------|---|
| RETARDO:                          |   |
| Nominal                           | 50 ps.  |
| Ajustable                         | de 35 ps. a 50 ps.  |
|                                   | (medidos entre el origen virtual de los primeros impulsos del par). |
| PRECISION:                        |   |
| Error añadido por el respondedor: |   |
| FFE                               | menor o igual a $\pm 10$ m.   |
| CMN                               | menor o igual a $\pm 8$ m.  |

## CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.

- Debido al rango de frecuencias de operación las señales ILS se propagan en línea recta y su alcance está limitado por la línea de vista.
- Las constantes eléctricas de la tierra varían con la humedad de la misma, esto origina una ligera variación del valor  $180^\circ$  en la fase de la onda reflejada, lo cual a su vez ocasiona una pequeña desviación de la posición de los nulos de los patrones verticales del ILS con las estaciones del año (invierno - verano) especialmente en tierras bajas y susceptibles a inundaciones como las de Guayaquil.
- Igualmente la magnitud del coeficiente de reflexión es inferior a la unidad y varía también con la humedad y tipo de suelo, esto ocasiona, primero, que los nulos teóricos no sean en la realidad iguales a cero sino que se convierten en mínimos y segundo que el patrón en general varía con la humedad del suelo.
- De la altura de las antenas del Localizador depende la intensidad de la señales en los ángulos de baja elevación y la altura máxima de aproximación sobre el marcador externo, la misma que está determinada por el ángulo de elevación al cual ocurre el primer nulo del patrón vertical de Localizador.

- Con el aumento de la altura de las antenas disminuye la altura de aproximación debido a que disminuye el ángulo donde ocurre el primer nulo, mas allá de este ángulo la señal del Localizador no puede usarse debido a la inversión de fase entre nulos adyacentes.
- Los objetos ubicados en las cercanías de la pista y de las antenas transmisoras reflejan las ondas provenientes de las antenas regresándolas nuevamente al patrón, causando interferencia constructiva o destructiva de acuerdo a la fase relativa entre las señales directa y reflejada por los obstáculos.
- La fase relativa entre las señales depende de la diferencia de trayecto considerando que las señales reflejadas recorren caminos mas largos que las ondas directas hasta llegar al receptor, considerando también la longitud de onda en el canal de operación.
- La cantidad de energía reflejada depende de las limitaciones naturales, distancia, orientación y ubicación de la superficie reflectora con respecto a las antenas transmisoras.
- Dependiendo de la fase y la magnitud con la que la señal reflejada interfiere con la onda directa los puntos de cero DDM no están sobre una línea recta como teóricamente se había asumido sino que se distribuyen aleatoriamente alrededor de dicha recta originando estructuras caprichosas del rumbo del localizador y de la trayectoria de planeo que se analizan en las

- inspecciones en vuelo mediante un registro de la corriente de deflexión versus distancia cuando la aeronave recorre la trayectoria de aproximación ILS.
- Cuando la interferencia de las señales reflejadas es muy fuerte pueden ocurrir curvaturas del rumbo y la trayectoria, puntos de ausencia de señal, fluctuaciones erráticas de las indicaciones, regiones de silencio en uno o mas puntos a lo largo de la trayectoria haciendo que resulte imposible de ser seguida por la aeronave.
  - De todos los objetos reflectores los predios con estructuras de metal y las líneas de transmisión de energía orientadas paralelamente a la antena son los que mas problemas traen en la estabilidad del rumbo del Localizador.
  - No deben permitirse el tráfico de vehículos ni la presencia de cualquier objeto reflector dentro de los primeros 150 m delante de las antenas, de allí hasta un área de 300 m debe estar libre de líneas de transmisión, estructuras, árboles etc; pudiendo ser tolerados pequeños objetos como árboles espaciados con alturas no superiores a los 6 m, en el extremo de esta área pueden tolerarse construcciones y grupos densos de árboles.
  - En la parte posterior de la antena y dentro de un radio de 180 m no deben existir objetos mas altos que casa de una planta y de dos plantas mas allá de 300 m.

- El principal factor considerado cuando se analiza las áreas reflectoras de objetos que no pueden ser movidos como el propio terminal, los hangares etc. es la orientación de las superficies para determinar si retornan o no las señales reflejadas a interferir en el rumbo y si es así cual es la porción del espacio afectado.
- El análisis final de la estabilidad de la Trayectoria de planeo perjudicada por las señales reflejadas soamente puede ser definido por la inspección en vuelo.
- Las antenas Log. Periódicas sin curso posterior minimizan las reflexiones de los objetos ubicados atrás de las antenas minimizando la radiación posterior.
- Para minimizar las reflexiones de los objetos ubicados lateralmente se utiliza un sistema de antenas altamente directivas de apertura ancha como la de 14 elementos log. periódicos.
- El error de proximidad consiste en una curvatura de la trayectoria de planeo en la región de la pista frente a las antenas GS/ILS debido a que estas se encuentran alejadas del eje central de la pista, corrigiéndose al disminuir la distancia de las antenas con respecto a la pista, disminuyendo el ángulo de planeo o radiando una señal en la dirección de la región afectada que interfiera negativamente y haga descender el nulo hasta la posición deseada.



- La topografía circundante y el declive del terreno afectan considerablemente a la formación de la trayectoria de planeo debido a que tiene que utilizar la región de tierra que se extiende inmediatamente delante de las antenas.
- El declive longitudinal del terreno provocará una diferencia entre el ángulo resultante a ser usado, el declive transversal provocará una asimetría de la trayectoria a cada lado de su eje central.
- Las elevaciones e irregularidades del terreno obstaculizan la instalación y el funcionamiento favorable de la estación BS/ILS debido a que el terreno es parte del principio de operación del sistema.
- Los monitores que efectúan el muestreo de la señal en las proximidades de las antenas transmisoras frecuentemente no es posible colocarlos de tal forma que la relación de fase en el campo lejano sea la misma que del punto muestreado, sin embargo el monitor debe detectar igualmente las modificaciones de la antena y del correspondiente sistema alimentador que afecten significativamente el rumbo en el campo lejano, debiendo tenerse en cuenta otras causas que pueden perturbar la captación de la señal como aves etc.
- La confiabilidad de una estación terrestre ILS aumenta conforme aumenta el tiempo medio entre fallas (MTBF).
- Para un alto grado de confiabilidad en un periodo de tiempo importante se debe tener un MTBF grande.

- La confiabilidad durante un periodo de tiempo igual al MTBF es solo 37 %, lo cual implica que el periodo MTBF no está exento de fallas.
- Una baja confiabilidad de la instalación puede compensarse en cierto grado suministrando y/o aumentando la redundancia del equipo, de la misma manera los bajos niveles de pericia del personal de mantenimiento pueden contrarrestarse proporcionando equipos de elevada confiabilidad.
- La operación regular y segura del tránsito aéreo internacional depende en gran medida de la disponibilidad de las instalaciones de radiayudas, para garantizar esto, es necesario someter dichas instalaciones a inspecciones regulares en tierra y en vuelo.
- Las inspecciones en tierra las realiza un especialista mediante un equipo de prueba adecuado, las inspecciones en vuelo son efectuadas con una aeronave adecuadamente equipada y una tripulación adiestrada.
- Las inspecciones en tierra son las más indicadas por ser menos costosas, cuando se trate de evaluar precisa y rápidamente el funcionamiento de la instalación.
- Las inspecciones en vuelo son necesarias para analizar las señales en el espacio en la forma en que se presentan al sistema de recepción de la aeronave después de haber sido influenciadas por factores ajenos a la instalación, tales como las condiciones del lugar, la conductividad del suelo, irregularidades del terreno,

- efectos de propagación etc.
- Como las inspecciones en tierra son las menos costosas se recurren a ellas mas frecuentemente y pueden servir de indicadores para determinar cuando se deberían efectuar las inspecciones en vuelo.
  - La periodicidad de las inspecciones del equipo depende de la estabilidad del mismo, el grado de control, el tiempo, la calidad del personal de mantenimiento, del equipo de reserva, etc.
  - El sistema ILS en el actual aeropuerto Simón Bolívar presta su servicio bajo las normas de operación de la Categoría I, con un sistema de 14 elementos log. periódicos altamente directivo en el localizador y un sistema de antenas tipo Referencia de Bandas Laterales en la trayectoria de planeo, con el marcador medio instalado, y un NDB (PAL NDB) que hace las veces de marcador externo y que sirve a la vez para el acoplamiento con el ILS desde la fase en ruta de un vuelo.
  - La estructura del rumbo del Localizador y el margen fuera de rumbo generalmente se mantienen dentro de los límites de tolerancia en la mayor parte del tiempo, por lo tanto una interrupción total del ILS es menos frecuente.
  - La estructura de la trayectoria de planeo y el ángulo de planeo en cambio sobrepasa los límites de tolerancia o están próximos a ellos, debiendo salir fuera de

servicio con mayor frecuencia que el localizador impo-  
sibilitando las aproximaciones de precisión y disminu-  
yendo la posibilidad de que los pilotos realicen  
aproximaciones con el piloto automático conectado  
hasta mínimos mas bajos.

- La estructura de la Trayectoria de Planeo se torna mas  
intolerable en las cercanías del punto "C" del ILS por  
lo que se recomienda aumentar el Ángulo de planeo de  
ser posible hasta los  $3^\circ$  recomendados por la OACI para  
reducir la longitud de las áreas de reflexión y tener  
un mayor control sobre ellas, o utilizar una antena  
adicional que radie una señal que refuerce la modula-  
ción de 150 Hz debajo de la trayectoria con una inten-  
sidad que cubra la región cercana a la pista, de  
manera similar a como lo hace la señal secundaria de  
la estación de fecho de captura, y mejorar las áreas  
de reflexión mediante la construcción de plataformas  
de ormigón que cubran las mismas para darles mayor  
estabilidad ante las condiciones climáticas adversas  
del Guayaquil.
- Los cambios del nivel real del suelo causados por  
inundaciones afectan a los sistemas de control de la  
trayectoria de planeo debido a los cambios del índice  
de reflexión de la superficie terrestre son las esta-  
ciones del año.
- Las inspecciones de la Trayectoria de planeo se limi-  
tan solamente a la supervisión de los sistemas moni-



- tores y a las inspecciones en vuelo por lo que debe hacerse lo posible para asegurarse de que los sistemas monitores responden a todas las variaciones de la instalación terrestre que perjudiquen el funcionamiento del sistema de a bordo durante la aproximación, y no reaccionen ante condiciones locales que no afecten a la información recibida; por lo que se recomienda la utilización de un equipo receptor portátil que permita tomar muestras en el umbral a alturas dadas por los límites inferiores del ancho del curso y de las tolerancias inferiores del ángulo de planeo.
- Con el fin de aumentar la confiabilidad de la instalación del Localizador ILS se recomienda la instalación futura de un monitor de campo lejano que permita medir la alineación y la sensibilidad del rumbo con el fin de proteger contra el riesgo de una lectura errónea del localizador o fallas de los monitores integrales, y además reaccionar ante los efectos de reflexiones originadas por el movimiento de aeronaves en la pista o de aeronaves que están aterrizando.
  - El mejorar la categoría de actuación del ILS implica la utilización de equipos de alta fidelidad tanto para los transmisores normales como para los equipos de medición en las inspecciones en tierra y en vuelo, ya que las normas de precisión se tornan más exigentes.
  - Actualmente está en proceso de adquisición una nueva consola de medición para el equipo de inspección en



vuelo por lo que se recomienda se incluya también el equipo receptor de seguimiento automático basado en un radio teodolito o de ser posible económicamente en un sistema infrarrojo o en un telectroscopio, para garantizar la precisión que las operaciones de categoría II y III requieren.

- Actualmente la información continua de distancia se obtiene del VOR/DME emplazado alineadamente con la trayectoria de aproximación pero con una precisión de 0,2 NM lo cual no es aceptable para esta fase del vuelo y sabiendo además que en el nuevo aeropuerto se piensa implantar una nueva estación VOR/DME, se recomienda que la información de distancia sea continua y precisa de acuerdo con la Cat. II que piensa implantarse, por lo que se requerirá de la inmediata instalación de un DME de mayor precisión como el que se describe en la Sec. 7.5. además de los equipos de medición que allí se describen.
- Una instalación ILS que se ajuste a las normas OACI no podrá mantenerse después de la fecha de protección del ILS ( 19 Enero 1998 ) por lo tanto en el nuevo aeropuerto es lógico pensar en una instalación conjunta ILS/MLS a corto plazo.
- En primera instancia se recomienda considerar la instalación de un MLS básico en conjunto con el ILS para posteriormente irlo ampliando de acuerdo con la demanda del tráfico aéreo y la necesidad de satisfacer

- nuevos requisitos operacionales.
- El emplazamiento de la antena de Acimut de aproximación mas económico es delante de las antenas del Localizador, por lo que se recomienda instalar las antenas log. periódicas lo mas alejadas posibles (300 metros) del final de la pista, para evitar la obstrucción de las señales ILS en el umbral.
  - La antena de elevación MLS puede emplazarse mas facilmente al mismo lado de la antena GS/ILS de acuerdo a los valores de la tabla VIII.3; ya que emplazarla al lado opuesto representaria una reubicación de las calles de rodaje para dejar libre las áreas de protección respectivas.
  - En la etapa inicial la información de distancia puede proporcionarse con el DME de no precisión emplazado con el ILS a la altura de la antena GS/ILS para obtener la indicación de distancia cero en el punto de toma de contacto de acorde con los requisitos operacionales actuales para apoyar aproximaciones rectas tipo ILS que no requieren de mayor precisión.
  - Si pensamos en explotar todas las ventajas del MLS se recomienda la implantación de un respondedor DME/P en conjunto con el ILS ubicado cerca de la zona de toma de contacto en la transición ILS/MLS para posteriormente emplazarlo tan cerca como sea posible de la estación AzA/MLS.
  - La transición ILS/MLS en el Ecuador exige una planificación

cación nacional a corto plazo contribuyendo a una transición gradual y con buena relación costo eficacia, aumentando la experiencia operacional, disponible para beneficio de nuestro país y de los demás estados que se adhieren a la OACI, capacitándonos de mejor manera incluso para brindar asesoramiento a otros países que hayan retrasado la transición hacia el MLS.

- El MLS puede implantarse inmediatamente en las redes de rutas internas como Quito, Loja donde la instalación ILS resulta limitada e impráctica, siendo factible instalar equipos receptores en las pocas aeronaves que cubren estas rutas.

APENDICES

APENDICE A

DATOS DE LOS AEROPUERTOS

Tabla A.1 Datos generales y del Sistema de Aterrizaje ILS del aeropuerto Simón Bolívar.

| DATOS DE LA FACILIDAD   |   |   |  |  |  |
|---|---|---|--|--|--|
| <b>I AEROPUERTO</b>   |   |   |  |  |  |
| AEROPUERTO (CIUDAD O PROVINCIA)<br>GUAYAQUIL/SIMON BOLIVAR  |   | IDENTIDAD DE LA LOCALIDAD<br>SEGYUD   | VARIACION MAGNETICA<br>4°E / 87  | PUNTO DE REFERENCIA DEL AEROPUERTO<br>(grados, minutos, segundos)  |  |
| AGENCIA DE OPERACION<br>DAC   |   | PROPIETARIO<br>DAC  | ELEVACION DEL CAMPO (MSL)<br>17'   | LATITUD<br>020912S   | LONGITUD<br>795300W  |
| <b>II GENERAL</b>   |   |   |  |  |  |
| TIPO DE FACILIDAD<br>ILS  | FREC/CANAL<br>LOC: 110.3<br>G/S: 335/40X  | IDENTIFICACION<br>ILG   | CLASE/CATEGORIA<br>CAT I   | SISTEMA COMUN<br><input checked="" type="checkbox"/> SI <input type="checkbox"/> NO  | FECHA DE COMISIONAMIENTO<br>G/S: 22-JAN/87<br>LOC: 21-MAR/87                       |
| TIPO DE EQUIPO<br>WILCOX MK II  | TIPO DE ANTENA<br>LOC: LOG-PERIO<br>G/S: S.B.REF.   | ELEVACION DEL SITIO (MSL)<br>15'  | ALTURA DE ANTENA (AG)<br>6'  | ESTACION CONTROL Y FRECUENCIA<br>TWR: 118.3<br>121.9   |  |
| LOCALIZACION DE LA ANTENA (grados, minutos, segundos)<br>LOC<br>LATITUD 020959S<br>LONGITUD 795318W   | ENERGIA PRINCIPAL<br><input type="checkbox"/> COMERCIAL<br><input type="checkbox"/> MOTOR | ENERGIA DE EMERGENCIA<br><input type="checkbox"/> MOTOR<br><input type="checkbox"/> COMERCIAL<br><input type="checkbox"/> NINGUNA | EQUIPO DE EMERGENCIA<br><input checked="" type="checkbox"/> SI <input type="checkbox"/> NO | MONITOR<br><input checked="" type="checkbox"/> SI <input type="checkbox"/> NO<br><input type="checkbox"/> SIMPLE <input checked="" type="checkbox"/> DOBLE |  |
| PISTA Nº<br>021   | ILS/PAR PISTA<br>RUMBO VERDADERO<br>027   | VARIACION MAGNETICA<br>4° E   | VOZ<br>N/A   | RADIAL MONITOR<br>027  | POTENCIA DE SALIDA<br>LOC: 17.5W   |
| DIMENSIONES DE LA PISTA<br>LONGITUD 8006' PIES<br>ANCHO 151' PIES                                     |   | UMBRAL DESPLAZADO<br><input type="checkbox"/> SI <input checked="" type="checkbox"/> NO   | COMISIONADO<br>ANCHO 4.60°<br>ANGULO 2.50°   | ASR VERTICAL COBERTURA RADIAL REQUERIMIENTO OPERACIONAL<br>RADIAL N/A DISTANCIA N/A<br>ALTITUD   |  |
| ELEVACION DEL UMBRAL (MSL)<br>15'   | PUNTO DE ATERRIZAJE (AG)<br>54'   | ANGULO DE COINCIDENCIA ILS/PAR/VASIS<br>ILS (°) 2.5° PAR (°) N/A VASIS (°) 2.5°   |  |  | RESTRINGIDO?<br><input type="checkbox"/> SI <input checked="" type="checkbox"/> NO |
| <b>III DATOS DEL LOCALIZADOR Y FACILIDADES ASOCIADAS</b>  |   |   |  |  |  |
| DISTANCIA AL O.M. (PIES)<br>PAL: 58736'   | DISTANCIA AL M.M. (PIES)<br>12953'  | DISTANCIA DE LA ANTENA G.S. AL C/L (PIES)<br>7648' al G/S (C/L)   |  | DIRECCION (iza o der.) Y DISTANCIA DEL DESPLAZAMIENTO DEL LOC. CON RESPECTO AL C/L<br>C/L  |  |
| DISTANCIA AL UMBRAL   | DISTANCIA AL FINAL DE PISTA   | DISTANCIA USABLE<br>18 MN A 4000' PIES (MSL/MAA)<br>15 MN A 2000' PIES (MSL/MRA)  |  | DESVIACION DEL LOCAL DEL RUMBO VERDADE<br>NO   | CURSO POSTERIOR<br>DISTANCIA FUERA DE PISTA<br>N/A                                 |
| CURSO PATRONADO DEL LOCALIZADOR<br><input checked="" type="checkbox"/> SI <input type="checkbox"/> NO |   | DISTANCIA USABLE DEL CURSO POSTERIOR<br>MN A N/A PIES (MSL/MAA)<br>MN A PIES (MSL/MRA)  |  | RUMBO VERDADERO DEL CURSO POSTERIOR<br>N/A   | ANCHO DEL G/L (PIES)<br>N/A  |
| ANCHO AL UMBRAL (PIES) 700' / 4.60°   | ANCHO DEL M.M. (PIES)<br>N/A  | PUNTO DE CHEQUEO DEL CURSO FRONTAL<br>NDB PAL   |  | MONITOR<br>ANCHO DEL CURSO (punto) 3.82°<br>" " " (ancho) 5.30°  |  |
| <b>IV TRAYECTORIA DE PLANEO (ILS/PAR/VASIS)</b>   |   |   |  |  |  |
| DISTANCIA AL O.M.<br>MN _____<br>PIES _____   | DISTANCIA AL M.M.<br>N _____<br>PIES _____  | DISTANCIA AL I.M.<br>MN N/A<br>PIES _____   | DISTANCIA AL PUNTO C<br>MN .67<br>PIES 2290'   | DISTANCIA AL UMBRAL<br>MN .201<br>PIES 1224'   | ELEVACION DE LA PISTA SOBRE LA ANTENA G/S (MSL)<br>15'                             |
| DIRECCION (der. izq.) Y DISTANCIA DESDE LA ANTENA AL C/L<br>IZQUIERDA A 253'                          |   | ELEVACION DEL PUNTO DE ATERRIZAJE<br>15'  | DISTANCIA DEL UMBRAL AL GPI<br>ILS (PIES) _____ PAR (PIES) _____ VASIS (PIES) _____        |  |  |
| ALTITUD SOBRE EL O.M. o Punto de Che. (pies)  |   | ALTITUD SOBRE EL M.M. (pies)  |  | ALTITUD SOBRE I.M. (pies)  |  |
| TAPELINE<br>2237'   | E.C.<br>63'   | MSL<br>2300'  | TAPELINE<br>239'   | E.C.<br>.71'   | MSL<br>240'  |
| TAPELINE<br>N/A   |   | TAPELINE<br>N/A   |  | TAPELINE<br>N/A  |  |
| DISTANCIA DEL O.M. AL UMBRAL (PIES)<br>51259'   | DISTANCIA DEL N.M. AL UMBRAL (PIES)<br>5476'  | TIPO DE LUCES DE APP<br>SENCILLO<br>RAILS<br>REFILS<br>VASIS  | TIPO DE LUCES DE PISTA<br>SENCILLO<br>BORDE-UMBRAL<br>EXTREMO                              | MONITORES ILS<br>ANGULO (alto) 2.68°<br>" (bajo) 2.31°   |  |



Tabla A.2 Pronostico de operaciones anuales de aeronaves  
(Total Aterrizajes/Despegues).

| AÑO  | CATEGORÍAS DE AERONAVES |           |             |       |         | TOTAL   |
|------|-------------------------|-----------|-------------|-------|---------|---------|
|      | DOMESTICA               | INTERNAC. | AV. GENERAL | CARGA | MILITAR |         |
| 1980 | 12.876                  | 8.076     | 26.500      | 1.258 | 10.360  | 59.050  |
| 1990 | 20.116                  | 14.446    | 38.100      | 1.647 | 14.552  | 88.861  |
| 2000 | 31.428                  | 25.842    | 56.500      | 2.170 | 20.440  | 136.400 |

(Referencia: Fosweco - Italaairport; Informe final del nuevo aeropuerto de Guayaquil, Junio 1983).

Tabla A.3 Pronóstico de operaciones en la hora pico.

| EN CONDICIONES DE VUELO VISUAL (VFR) |           |       |            |         |       |
|--------------------------------------|-----------|-------|------------|---------|-------|
| ANO                                  | COMERCIAL | CARGA | AV GENERAL | MILITAR | TOTAL |
| 1980                                 | 12        | -     | 10         | 2       |       |
| 1990                                 | 14        | 1     | 15         | 3       |       |
| 2000                                 | 17        | 2     | 23         | 4       | 46    |
| 2010                                 | 19        | 3     | 29         | 5       | 56    |

| EN CONDICIONES DE VUELO POR INSTRUMENTOS (IFR) |           |       |            |         |       |
|--|-----------|-------|------------|---------|-------|
| ANO  | COMERCIAL | CARGA | AV GENERAL | MILITAR | TOTAL |
| 2000   | 17        | 2     | 3          | 1       | 23    |
| 2010   | 19        | 3     | 6          | 2       | 30    |

(Referencia: Fosweco - Italaairport; Informe final del nuevo aeropuerto de Guayaquil, Junio 1983).

nota 1: Actualmente el 10% de los aviones de la aviación general y el 20% de aquellos de la aviación militar operan en condiciones IFR.

nota 2: Las operaciones en la hora pico en condiciones IFR se basan en la hipótesis que dichos porcentajes se podrían elevar al 20% y 30% respectivamente.

nota 3: La capacidad horaria máxima en VFR: 46 operaciones/hora. La capacidad horaria máxima en IFR: 36 operaciones/hora.

Tabla A.4 Datos Generales y del sistema de aterrizaje de Guayaquil.

Elevación del sitio : 33 m.  
 Temperatura de referencia: 34.5°C  
 Orientación de las pistas: 03/21  
 Sistema: 2 pistas paralelas.  
 Separación entre ejes: 2000 m.  
 Longitud de la pista: 3050 m c/u.  
 Pendiente media longitudinal de pista: 0.1 %.  
 Ancho de la pista: 45 m.  
 Calles de rodaje y salidas rápidas: 1 - 4 (1ª fase)  
 Categoría del ILS: Cat II.

| DATOS DEL LOCALIZADOR                                     | DATOS DE LA TRAYECTORIA DE PLANE0            |
|---|--|
| Rumbo verdadero: 026°                                     | Angulo de planeo: 3°                         |
| Distancia al umbral (21): 3350 m.                         | Distancia al umbral (21): 300 m.             |
| Distancia al final de pista (03): 300 m.                  | Distancia al MM: 1200 m                      |
| Distancia al MM: 4250 m.                                  | Distancia al OM: 7500 m                      |
| Distancia al OM: 10550 m.                                 | Dirección: Izquierda a 105 m de eje de pista |
| Distancia a la antena GS/ILS, en el eje de pista: 3050 m. | Altitud sobre el OM: 429 m (1407 pies)       |
| Ancho del curso en el umbral (700 pies): 3,65°            | Altitud sobre el MM: 95.88 m (314.15 pies)   |
| Ubicación de la caseta y equipo: Izquierda a 90 m.        | Distancia del OM al umbral (21): 1200 m      |
|   | Distancia del al umbral: 900 m               |

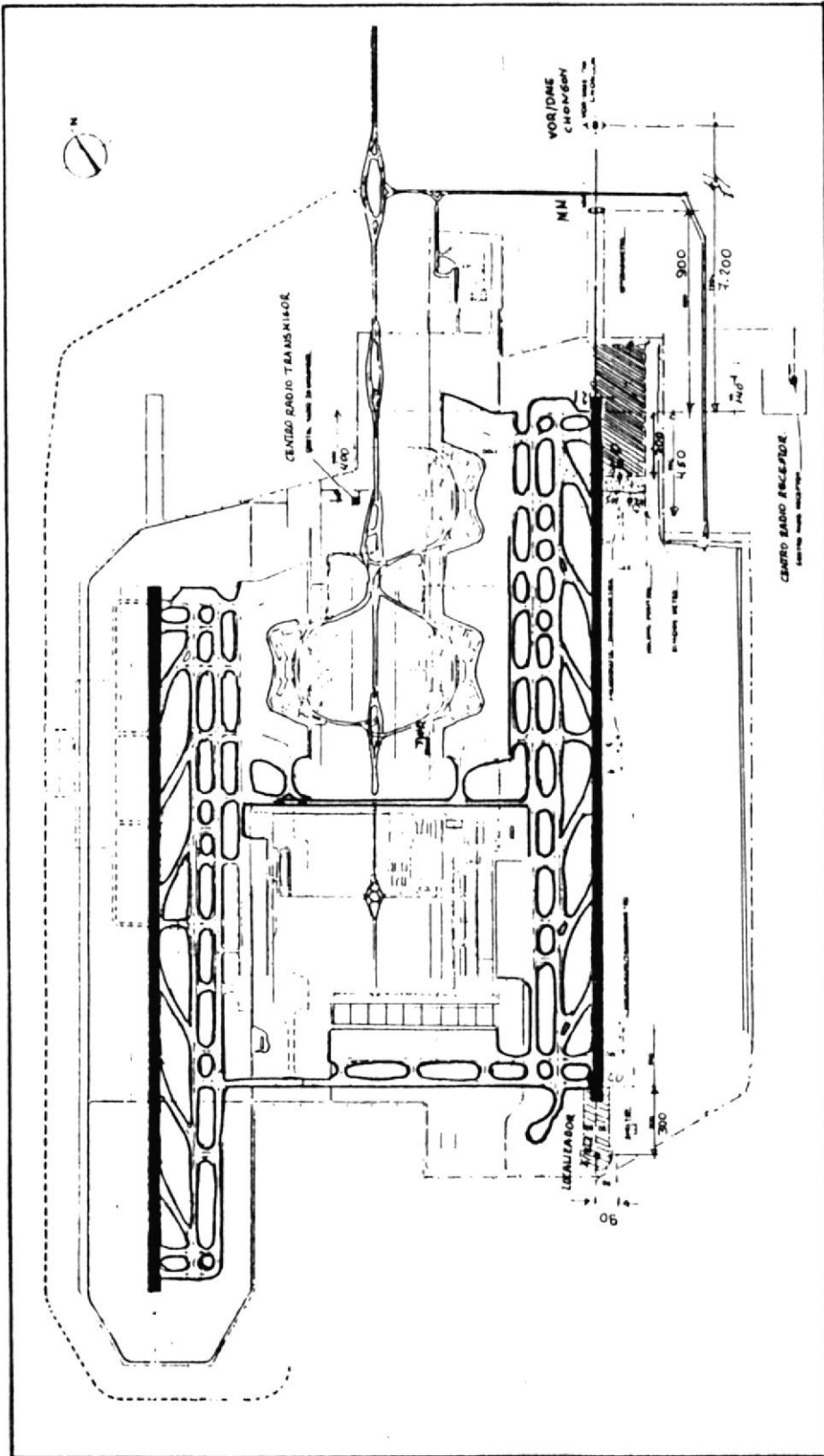


fig A.1 Ubicación de las radioayudas en el Nuevo Aeropuerto.

## APENDICE B

### GRAFICOS DE CALCULO

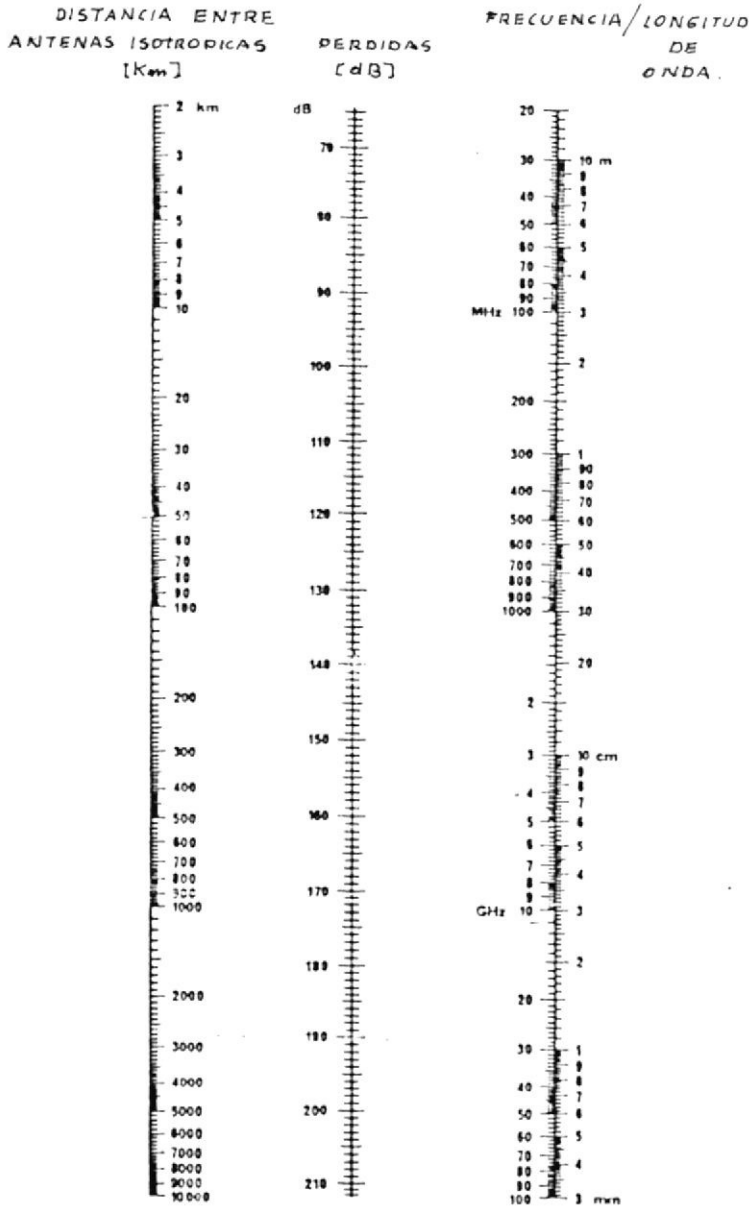


fig. B.1 Pérdidas en el espacio libre  
(Ej:  $d = 41.7$  Km;  $f = 5037.6$  Mhz;  
 $L_0 = 138.7$  dB).



## APENDICE C

## CANALES Y FRECUENCIAS

Tabla C.1 Canales ILS.

| LOCALIZADOR<br>FRECUENCIA<br>[MHz] | TDP<br>FRECUENCIA<br>[MHz] | LOCALIZADOR<br>FRECUENCIA<br>[MHz] | TDP<br>FRECUENCIA<br>[MHz] |
|------------------------------------|----------------------------|------------------------------------|----------------------------|
| 108.10                             | 334.70                     | 110.10                             | 331.10                     |
| 108.15                             | 334.55                     | 110.15                             | 331.5                      |
| 108.30                             | 334.10                     | 110.30                             | 331.90                     |
| 108.35                             | 333.95                     | 110.35                             | 331.                       |
| 108.50                             | 329.90                     | 110.50                             | 329.0                      |
| 108.55                             | 329.75                     | 110.55                             | 329.5                      |
| 108.70                             | 330.50                     | 110.70                             | 330.                       |
| 108.75                             | 330.35                     | 110.75                             | 330.5                      |
| 109.90                             | 329.30                     | 110.90                             | 330.80                     |
| 108.95                             | 329.15                     | 110.95                             | 330.65                     |
| 109.10                             | 331.40                     | 111.10                             | 331.70                     |
| 109.15                             | 331.25                     | 111.15                             | 331.55                     |
| 109.30                             | 332.00                     | 111.30                             | 332.30                     |
| 109.35                             | 331.85                     | 111.35                             | 332.15                     |
| 109.50                             | 332.60                     | 111.50                             | 332.90                     |
| 109.55                             | 332.45                     | 111.55                             | 332.75                     |
| 109.70                             | 333.20                     | 111.70                             | 333.50                     |
| 109.75                             | 333.05                     | 111.75                             | 333.35                     |
| 109.90                             | 333.80                     | 111.90                             | 331.10                     |
| 109.95                             | 333.65                     | 111.95                             | 330.95                     |

nota: TDP = Trayectoria de Planeo.



Tabla C.3 Pares de canales DME/ILS, DME/MLS, DME/ILS/MLS.

| Pares de canales |                    |                              |                | Parámetros del DME |          |                         |                       |                |                       |    |
|------------------|--------------------|------------------------------|----------------|--------------------|----------|-------------------------|-----------------------|----------------|-----------------------|----|
| DME Núm.         | Frecuencia VLF MHz | Frecuencia de ángulo MLS MHz | Canal MLS Núm. | Interrogación      |          |                         | Respuesta             |                |                       |    |
|                  |                    |                              |                | Frecuencia MHz     | DME/N µs | Códigos de impulso      |                       | Frecuencia MHz | Códigos de impulso µs |    |
|                  |                    |                              |                |                    |          | Aproximación inicial µs | Aproximación final µs |                |                       |    |
| * 1X             | -                  | -                            | -              | 1 025              | 12       | -                       | -                     | -              | 962                   | 12 |
| ** 1Y            | -                  | -                            | -              | 1 025              | 36       | -                       | -                     | -              | 1 088                 | 30 |
| * 2X             | -                  | -                            | -              | 1 026              | 12       | -                       | -                     | -              | 963                   | 12 |
| ** 2Y            | -                  | -                            | -              | 1 026              | 36       | -                       | -                     | -              | 1 089                 | 30 |
| * 3X             | -                  | -                            | -              | 1 027              | 12       | -                       | -                     | -              | 964                   | 12 |
| ** 3Y            | -                  | -                            | -              | 1 027              | 36       | -                       | -                     | -              | 1 090                 | 30 |
| Z                |                    |                              |                |                    |          |                         |                       |                |                       |    |
| 40X              | 110,30             | 5 037,6                      | 522            | 1 064              | 12       | 12                      | 18                    | -              | 1 001                 | 12 |
| 40W              | -                  | 5 047,9                      | 523            | 1 064              | -        | 24                      | 30                    | -              | 1 001                 | 24 |
| 40Y              | 110,35             | 5 056,8                      | 586            | 1 064              | 36       | 36                      | 42                    | -              | 1 127                 | 30 |
| 40Z              | -                  | 5 057,1                      | 587            | 1 064              | -        | 21                      | 27                    | -              | 1 127                 | 15 |
| 41X              | 110,40             | -                            | -              | 1 065              | 12       | -                       | -                     | -              | 1 002                 | 12 |
| 41Y              | 110,45             | 5 057,4                      | 588            | 1 065              | 36       | 36                      | 42                    | -              | 1 128                 | 30 |
| 41Z              | -                  | 5 057,7                      | 589            | 1 065              | -        | 21                      | 27                    | -              | 1 128                 | 15 |
| Z                |                    |                              |                |                    |          |                         |                       |                |                       |    |
| 105Y             | 115,95             | 5 082,6                      | 672            | 1 130              | 36       | 36                      | 42                    | -              | 1 067                 | 30 |
| 106Z             | -                  | 5 082,9                      | 673            | 1 130              | -        | 21                      | 27                    | -              | 1 067                 | 15 |
| 107X             | 116,00             | -                            | -              | 1 131              | 12       | -                       | -                     | -              | 1 194                 | 12 |
| 107Y             | 116,05             | 5 083,2                      | 674            | 1 131              | 36       | 36                      | 42                    | -              | 1 068                 | 30 |
| 107Z             | -                  | 5 083,5                      | 675            | 1 131              | -        | 21                      | 27                    | -              | 1 068                 | 15 |
| 108X             | 116,10             | -                            | -              | 1 132              | 12       | -                       | -                     | -              | 1 195                 | 12 |
| 108Y             | 116,15             | 5 083,8                      | 676            | 1 132              | 36       | 36                      | 42                    | -              | 1 069                 | 30 |
| 108Z             | -                  | 5 084,1                      | 677            | 1 132              | -        | 21                      | 27                    | -              | 1 069                 | 15 |

APENDICE D

CARACTERISTICAS ESTANDAR DEL MLS

Tabla D.1 Parámetros DACI de guía angular.

| FUNCION                           | ANGULO<br>MAXIMO<br>[grados] | VELOCIDAD<br>EXPLOR (v)<br>[grados/ps] | TIEMPO<br>PAUSA<br>[ps] | To<br>[ps] | tc<br>[ps] | Tm<br>[ps] | f<br>[Hz] |
|-----------------------------------|------------------------------|--|-------------------------|------------|------------|------------|-----------|
| Acimut de aprox.                  | $\pm 62^\circ$               | 0.020                                  | 600                     | 6800       | 13000      | 7972       | 13        |
| Acimut de aprox.<br>régimen alto. | $\pm 42^\circ$               | 0.020                                  | 600                     | 4800       | 9000       | 5972       | 39        |
| Acimut posterior                  | $\pm 42^\circ$               | - 0.020                                | 600                     | 4800       | 9000       | 5972       | 6,5       |
| Elevación de<br>Aproximación.     | -1.5 a +29.5                 | 0.020                                  | 400                     | 3350       | 3500       | 2518       | 39        |
| Elevación de<br>Enderezamiento    | -2 a +10                     | 0.010                                  | 800                     | 2800       | 2800       | 2368       | 39        |

nota 1: (Referencia Sec 8.2.1)

nota 2: Angulo máximo de exploración para un ancho del haz de  $4^\circ$

To (Mirar Ec(8.1).

tc = duración de un ciclo exploratorio (Ida + Pausa + Vuelta)

Tm = tiempo de exploración media (Considerando el preámbulo)

f = frecuencia de repetición de c/función, o régimen de  
función medido en un tiempo de 10 s.



Tabla D.2 Identificación de cada función MLS.

| FUNCION                       | CODIGO |    |    |    |     |     |     |
|-------------------------------|--------|----|----|----|-----|-----|-----|
|                               | I6     | I7 | I8 | I9 | I10 | I11 | I12 |
| Acimut Aproximación           | 0      | 0  | 1  | 1  | 0   | 0   | 1   |
| Acimut Aprox.<br>régimen alto | 0      | 0  | 1  | 0  | 1   | 0   | 0   |
| El. Aprox.                    | 1      | 1  | 0  | 0  | 0   | 0   | 1   |
| Enderezamiento                | 0      | 1  | 1  | 0  | 0   | 0   | 1   |
| Ac. posterior                 | 1      | 0  | 0  | 1  | 0   | 0   | 1   |
| Ac. 360°                      | 0      | 1  | 0  | 1  | 1   | 0   | 1   |
| Datos básicos 1               | 0      | 1  | 0  | 1  | 0   | 0   | 0   |
| 2                             | 0      | 1  | 1  | 1  | 1   | 0   | 0   |
| 3                             | 1      | 0  | 1  | 0  | 0   | 0   | 0   |
| 4                             | 1      | 0  | 0  | 0  | 1   | 0   | 0   |
| 5                             | 1      | 1  | 0  | 1  | 1   | 0   | 0   |
| 6                             | 0      | 0  | 0  | 1  | 1   | 0   | 1   |
| 7                             | 1      | 1  | 1  | 0  | 0   | 1   | 0   |
| 8                             | 1      | 0  | 1  | 0  | 1   | 1   | 1   |
| Datos auxiliares              | 1      | 1  | 1  | 1  | 0   | 0   | 0   |

(Referencia Sec 8.2.2)

Tabla D.3 Cronología de preámbulo.

| Acaecimiento   | El período de tiempo del acaecimiento empieza a: |                          |
|--|--|--------------------------|
|  | Impulso del reloj de 15,625 kHz (número)         | Tiempo (en milisegundos) |
| Captación de la portadora:<br>(transmisión en onda continua) | 0  | 0                        |
| Clave del tiempo de referencia del receptor                  |  |                          |
| $I_1 = 1$  | 13   | 0,832                    |
| $I_2 = 1$  | 14   | 0,896                    |
| $I_3 = 1$  | 15   | 0,960                    |
| $I_4 = 0$  | 16   | 1,024                    |
| $I_5 = 1$  | 17   | 1,088**                  |
| Identificación de función:                                   |  |                          |
| $I_6$  | 18   | 1,152                    |
| $I_7$  | 19   | 1,216                    |
| $I_8$  | 20   | 1,280                    |
| $I_9$ (véase 3.11.4.4.3.3)                                   | 21   | 1,344                    |
| $I_{10}$   | 22   | 1,408                    |
| $I_{11}$   | 23   | 1,472                    |
| $I_{12}$   | 24   | 1,536                    |
| Termina preámbulo  | 25   |                          |

\*\* Se aplica a todas las funciones transmitidas.

\*\* Tiempo de referencia para sincronización del receptor para todas las cronologías de las funciones.



Tabla D.4 Cronología de la función Acimut régimen alto.

| Acaecimiento   | El período de tiempo del acaecimiento empieza a: |                          |
|--|--|--------------------------|
|  | Impulso del reloj de 15,625 kHz (número)         | Tiempo (en milisegundos) |
| Preámbulo  | 0  | 0                        |
| Código Morse   | 25   | 1,600                    |
| Selección de antena  | 26   | 1,664                    |
| OCI posterior  | 32   | 2,048                    |
| OCI izquierda  | 34   | 2,176                    |
| OCI derecha  | 36   | 2,304                    |
| Ensayo IDA   | 38   | 2,432                    |
| Exploración IDA*   | 40   | 2,560                    |
| Pausa  |  | 6,760                    |
| Punto medio exploración                                      |  | 7,060                    |
| Exploración VUELTA*  |  | 7,360                    |
| Impulso ensayo VUELTA  |  | 11,560                   |
| Termina función (de a bordo)                                 |  | 11,688                   |
| Termina tiempo de protección:<br>termina función (terrestre) |  | 11,900                   |

\* El comienzo y la terminación de la exploración IDA y de la exploración VUELTA dependen del grado de guía proporcionada. Los períodos de tiempo proporcionados aceptarían una exploración máxima de 4,52°. Los tiempos de exploración serán compatibles con los requisitos sobre la precisión.

Tabla D.5 Cronología de la función de elevación.

| Acacimienta   | El período de tiempo del acacimienta empieza a: |                           |
|---|---|---------------------------|
|   | Impulso de reloj de 15,625 kHz (número)         | Tiempo (en mili-segundos) |
| Preámbulo   | 0   | 0                         |
| Pausa del procesador                                      | 25  | 1,600                     |
| OCI   | 27  | 1,728                     |
| Exploración IDA*  | 29  | 1,856                     |
| Pausa   |   | 3,406                     |
| Punto medio exploración                                   |   | 3,606                     |
| Exploración VUELTA*                                       |   | 3,806                     |
| Termina función (de a bordo)                              |   | 5,356                     |
| Termina tiempo de protección; termina función (terrestre) |   | 5,600                     |

\* El comienzo y la terminación de la exploración IDA y de la exploración VUELTA dependen del grado de guía proporcional proporcionado. Los períodos de tiempo proporcionados aceptarán una exploración máxima de  $\pm 29,5^\circ$ . Los tiempos de exploración serán compatibles con los requisitos sobre la precisión.

Tabla D.6 Cronología de la función de datos básicos.

| Acacimienta   | El período de tiempo del acacimienta empieza a: |                           |
|---|---|---------------------------|
|   | Impulso de reloj de 15,625 kHz (Número)         | Tiempo (en mili-segundos) |
| Preámbulo   | 0   | 0                         |
| Transmisión de datos (Bits $I_{11} - I_{10}$ )            | 25  | 1,600                     |
| Transmisión de paridad (Bits $I_{11} - I_{10}$ )          | 43  | 2,752                     |
| Termina función (de a bordo)                              | 45  | 2,880                     |
| Termina tiempo de protección; termina función (terrestre) |   | 3,100                     |

Tabla D.7 Datos básicos

| Palabra | Contenido de los datos  | Tiempo máximo entre transmisiones (segundos) | Bits utilizados | Gama de valores                     | Bitio menos significativo | Bitio número      |
|---------|---|--|-----------------|-------------------------------------|---------------------------|-------------------|
| 1       | PREAMBULO   | 0,4  | 12              |                                     |                           | $I_1 - I_{12}$    |
|         | Distancia del azimut de aproximación al umbral                |  | 6               | 0 m a 6 300 m                       | 100 m                     | $I_{13} - I_{18}$ |
|         | Límite de la cobertura proporcional de azimut de aproximación |  | 5               | -10° a -60°                         | 2°                        | $I_{19} - I_{23}$ |
|         | Límite de la cobertura proporcional de azimut de aproximación |  | 5               | +10° a +60°                         | 2°                        | $I_{24} - I_{28}$ |
|         | Tipo de señal de margen                                       |  | 1               | Véase Nota 9                        |                           | $I_{29}$          |
|         | RESERVA   |  | 1               |                                     |                           | $I_{30}$          |
|         | PARIDAD   |  | 2               | Véase Nota 1                        |                           | $I_{31} - I_{32}$ |
| 2       | PREAMBULO   | 0,16   | 12              |                                     |                           | $I_1 - I_{12}$    |
|         | Nivel de performance del equipo terrestre                     |  | 2               | Véase Nota 2                        |                           | $I_{13} - I_{14}$ |
|         | Trayectoria de planeo mínima                                  |  | 6               | 2° - 8,2°                           | 0,1°                      | $I_{15} - I_{20}$ |
|         | Función siguiente al azimut posterior                         |  | 1               | Véase Nota 3                        |                           | $I_{21}$          |
|         | RESERVA   |  | 7               | Véase Nota 6                        |                           | $I_{22} - I_{28}$ |
|         | Condición del DME   |  | 2               | Véase Nota 2                        |                           | $I_{29} - I_{30}$ |
|         | PARIDAD   |  | 2               | Véase Nota 1                        |                           | $I_{31} - I_{32}$ |
| 3       | PREAMBULO   | 10   | 12              |                                     |                           | $I_1 - I_{12}$    |
|         | Anchura de haz de azimut de aproximación                      |  | 3               | 0,5° a 4°                           | 0,5°                      | $I_{13} - I_{15}$ |
|         | Anchura de haz de elevación de aproximación                   |  | 3               | 0,5° a 2,5°                         | 0,5°                      | $I_{16} - I_{18}$ |
|         | Anchura de haz de elevación de enderezamiento                 |  | 2               | 0,5° a 1°                           | 0,25°                     | $I_{19} - I_{20}$ |
|         | Alerta de guía de sector en azimut de aproximación            |  |                 |                                     |                           |                   |
|         | -60° a -20°   |  | 3               | 1° a 8°                             | 1°                        | $I_{21} - I_{23}$ |
|         | -20° a -5°  |  | 2               | 1° a 4°                             | 1°                        | $I_{24} - I_{25}$ |
|         | +20° a +5°  |  | 2               | 1° a 4°                             | 1°                        | $I_{26} - I_{27}$ |
|         | +50° a +20°   |  | 3               | 1° a 8°                             | 1°                        | $I_{28} - I_{30}$ |
|         | PARIDAD   |  | 2               | Véase Nota 1                        |                           | $I_{31} - I_{32}$ |
| 4       | PREAMBULO   | 10   | 12              |                                     |                           | $I_1 - I_{12}$    |
|         | Distancia DME   |  | 12              | -8 000 m a +8 000 m<br>Véase Nota 7 | 4 m                       | $I_{13} - I_{24}$ |
|         | Desplazamiento DME  |  | 6               | -155 m a ±155 m<br>Véase Nota 7     | 5 m                       | $I_{25} - I_{30}$ |
| 2       | PARIDAD   |  |                 | Véase Nota 1                        |                           | $I_{31} - I_{32}$ |

Tabla D.7 Continuación.

| Palabra | Contenido de los datos                                       | Tiempo máximo entre transmisiones (segundos) | Bits utilizados | Gama de valores                 | Bitio menos significativo | Bitio número      |
|---------|--|--|-----------------|---------------------------------|---------------------------|-------------------|
| 5       | PREAMBULO  | 10   | 12              |                                 |                           | $I_1 - I_{12}$    |
|         | Desplazamiento de antena de azimut de aproximación           |  | 7               | -126 m a +126 m<br>Véase Nota 7 | 2 m                       | $I_{13} - I_{19}$ |
|         | DME ó DME/P  |  | 1               | DME = 0<br>DME/P = 1            |                           | $I_{20}$          |
|         | Canal DME  |  | 9               | Véase Nota 8                    |                           | $I_{21} - I_{29}$ |
|         | RESERVA  |  | 1               |                                 |                           | $I_{30}$          |
| 6       | PARIDAD  | 10   | 2               | Véase Nota 1                    |                           | $I_{31} - I_{32}$ |
|         | PREAMBULO  |  | 12              |                                 |                           | $I_1 - I_{12}$    |
|         | Identificación del subsistema terrestre (MLS) (Véase Nota 4) |  |                 | Letras A a Z                    |                           |                   |
|         | Carácter 2   |  | 6               |                                 |                           | $I_{13} - I_{18}$ |
|         | Carácter 3   |  | 6               |                                 |                           | $I_{19} - I_{24}$ |
| 7       | Carácter 4   | 6  |                 |                                 | $I_{25} - I_{30}$         |                   |
|         | PARIDAD  | 2  | Véase Nota 1    |                                 | $I_{31} - I_{32}$         |                   |
|         | PREAMBULO  | 1  | 12              | Véase Nota 5                    |                           | $I_1 - I_{12}$    |
|         | Nivel de performance del equipo terrestre                    |  | 2               | Véase Nota 2                    |                           | $I_{13} - I_{14}$ |
|         | Distancia de la antena de azimut posterior                   |  | 5               | 0 m a 3 100 m                   | 100 m                     | $I_{15} - I_{19}$ |
|         | Límite de cobertura proporcional de azimut posterior         |  | 4               | -10° a -40°                     | 2°                        | $I_{20} - I_{23}$ |
|         | Límite de cobertura proporcional de azimut anterior          |  | 4               | +10° a +40°                     | 2°                        | $I_{24} - I_{27}$ |
|         | Anchura de haz de azimut posterior                           |  | 2               | 1° a 4°                         | 1°                        | $I_{28} - I_{29}$ |
| 8       | RESERVA  | 10   | 1               |                                 |                           | $I_{30}$          |
|         | PARIDAD  |  | 2               | Véase Nota 1                    |                           | $I_{31} - I_{32}$ |
|         | PREAMBULO  |  | 12              |                                 |                           | $I_1 - I_{12}$    |
|         | Altura de antena de elevación                                |  | 6               | -1 m a ±5,2 m<br>Véase Nota 7   | 0,2 m                     | $I_{13} - I_{18}$ |
|         | Desplazamiento de antena de elevación                        |  | 5               | -150 m a +150 m<br>Véase Nota 7 | 10 m                      | $I_{19} - I_{23}$ |
| 8       | Distancia del punto de referencia MLS al umbral              |  | 7               | 0 m a 630 m                     | 5 m                       | $I_{24} - I_{30}$ |
|         | PARIDAD  |  | 2               | Véase Nota 1                    |                           | $I_{31} - I_{32}$ |



| Secuencia Núm. 1                      | Tiempo (ms) | Secuencia Núm. 2   |
|---------------------------------------|-------------|--|
| Elevación de aproximación             | 0           | Elevación de aproximación  |
| Enderezamiento                        | 10          | Enderezamiento   |
| Azimet de aproximación                | 20          | Azimet de aproximación   |
| Enderezamiento                        | 30          | Enderezamiento   |
| Elevación de aproximación<br>(Nota 1) | 40          | Elevación de aproximación  |
| Azimet posterior                      | 50          | Ampliación<br>(Por ejemplo, azimet de 360°)<br>(Mínimo de 18,2 ms)<br>(Nota 2) |
| (Nota 1)                              |             |  |
| Elevación de aproximación             | 60          | Elevación de aproximación  |
| Enderezamiento                        | 66,7        | Enderezamiento   |

(Nota 3)

| Secuencia Núm. 1                            | Tiempo (ms) | Secuencia Núm. 2                       |
|---|-------------|--|
| Elevación de aproximación                   | 0           | Elevación de aproximación              |
| Azimet de aproximación de régimen alto      | 10          | Azimet de aproximación de régimen alto |
| 4<br>"Palabra" de datos básicos<br>(Nota 1) | 20          | (Nota 2)                               |
| Azimet de aproximación de régimen alto      | 30          | Azimet posterior                       |
| Elevación de aproximación                   | 40          | Azimet de aproximación de régimen alto |
| Azimet de aproximación de régimen alto      | 50          | Elevación de aproximación              |
| Elevación de aproximación                   | 60          | Azimet de aproximación de régimen alto |
|   | 64,9        | Elevación de aproximación              |
|   |             | 67,5                                   |

(Nota 3)

**NOTAS:**

1. Las "palabras" de datos básicos pueden transmitirse en cualquier período de tiempo disponible.
2. Cuando se proporciona azimet posterior, la "palabra" Núm. 2 de datos básicos tiene que transmitirse en esta posición.
3. El tiempo total de duración de la secuencia Núm. 1, más la de la secuencia Núm. 2, no tiene que exceder 134 ms.

fig. D.2 Par de secuencias de transmisión para la función Azimet de régimen alto.

fig. D.1 Par de secuencias de transmisión de todas las funciones MLS.

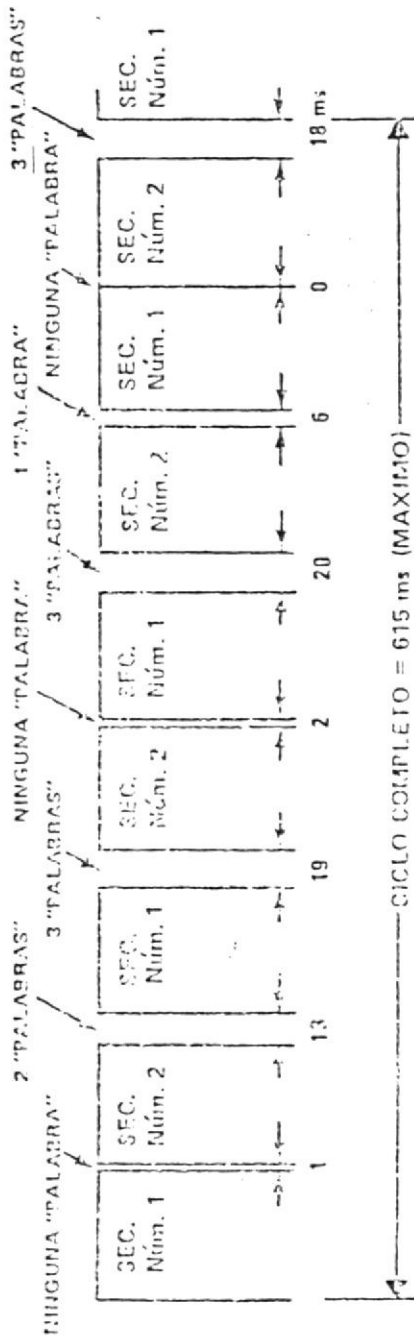


fig. D.3 Ciclo completo de transmisión incluyendo datos auxiliares.

## BIBLIOGRAFIA

- 1.- H. Jasik, "Antenna Engineering Hand Book" (19 edición; New York: McGraw Gill, 1961), capítulos 1 - 3, 5, 15, 18, 27, 28.
- 2.- G. Kennedy, "Electronic Communication Systems" (29 edición; New York: McGraw Hill, 1977), capítulos 4, 6 - 10, 16
- 3.- F.E. Terman, "Radio Engineers Hand Book" (New York: McGraw Hill, 1943), sección 9 - 12.
- 4.- H.W. Sams, "Reference data for Radio Engineers" (59 edición, New York: McGraw Hill, 1974), cap. 25, 26.
- 5.- S. K. Henney, "Radio Engineers Hand Book" (59 edición; New York: McGraw Hill 1959), cap 20, 26.
- 6.- Bernard Berkowitz, "Basic Microwaves" (New York: Hayden Book Company, 1976).
- 7.- M. I. Skolnik, "Radar Hand Book" (New York: McGraw Hill, 1970), cap 11.
- 8.- J. Gonzales, "Radar y Ayudas a la Navegación Aérea" (España: Paraninfo, 1982) cap. 14
- 9.- H.B O'Keefle y H.C. Minnet, "Sistemas aeronáuticos", Boletín OACI (Mayo 1975) pp 18 - 22.

10. OACI, "Ensayo de Radio Ayudas para la Navegación", Volumen II (39 edición; Montreal 1972).
11. OACI, "Normas y Métodos Recomendados Internacionales, Telecomunicaciones Aeronáuticas" (49 edición; Montreal, 1985), cap 3.
12. FAA, "United States Standards; Flight Inspection Manual" (39 edición; Washington DC, 1963 ) sec 217.
13. FAA, "Airman's Information Manual, Basic Flight Information and ATC Procedures" (Washington DC 1985)
14. "Procedimentos de Trafego Aéreo, Aproximacao e Saída IFR, criterios aplicados" (Brasil; Ministerio da Aeronáutica Instituto de Protecao ao Voo", 1982).
15. OACI, "Procedures For Air Navigation Services an Aircraft Operation, PANS/OPS", Volumen II (29 edición; Montreal 1982).
16. Boletín OACI (Montreal: Mayo 1985) pp 20 - 23
17. Boletín OACI (Montreal: Enero 1984) pp 10 - 12
18. Boletín OACI (Montreal: Octubre 1984) pp 28 - 29
19. Boletín OACI (Montreal: Marzo 1985) pp 28 - 29
20. DAC, "Estudio de los Aeropuertos Quito y Guayaquil, Informe Especial Nº 3" (Quito: International Engineering Company - CAE, 1975).

21. DAC, "Nuevo Aeropuerto de Guayaquil, Ingeniería Básica, Informe Final del Diseño Conceptual" (Quito: Fosweco- Italaiprot, 1983).



A.F. 142732



## BIBLIOGRAFIA

- 1.- H. Jasik, "Antenna Engineering Hand Book" (19 edición; New York: McGraw Hill, 1961), capítulos 1 - 3, 5, 15, 18, 27, 28.
- 2.- G. Kennedy, "Electronic Communication Systems" (2ª edición; New York: McGraw Hill, 1977), capítulos 4, 6 - 10, 16.
- 3.- F.E. Terman, "Radio Engineers Hand Book" (New York: McGraw Hill, 1943), sección 9 - 12.
- 4.- H.W. Sams, "Reference data for Radio Engineers" (5ª edición, New York: McGraw Hill, 1974), cap. 25, 26.
- 5.- S. K. Henney, "Radio Engineers Hand Book" (5ª edición; New York: McGraw Hill 1959), cap 20, 26.
- 6.- Bernard Berkowitz, "Basic Microwaves" (New York: Hayden Book Company, 1976).
- 7.- M. I. Skolnik, "Radar Hand Book" (New York: McGraw Hill, 1970), cap 11.
- 8.- J. Gonzales, "Radar y Ayudas a la Navegación Aérea" (España: Paraninfo, 1982) cap. 14.
- 9.- H.B O'Keefe y H.C. Minnet, "Sistemas aeronáuticos", Boletín OACI (Mayo 1975) pp 18 - 22.

10. OACI, "Ensayo de Radio Ayudas para la Navegación", Volumen II (39 edición; Montreal 1972).
11. OACI, "Normas y Métodos Recomendados Internacionales, Telecomunicaciones Aeronáuticas" (42 edición; Montreal, 1985), cap 3.
12. FAA, "United States Standards: Flight Inspection Manual" (39 edición; Washington DC, 1963 ) sec 217.
13. FAA, "Airman's Information Manual, Basic Flight Information and ATC Procedures" (Washington DC 1985)
14. "Procedimientos de Tráfico Aéreo, Aproximación e Salida IFR, criterios aplicados" (Brasil; Ministerio de Aeronáutica Instituto de Proteção ao Voo", 1982).
15. OACI, "Procedures For Air Navigation Services in Aircraft Operation, PANS/OPS", Volumen II (29 edición; Montreal 1982).
16. Boletín OACI (Montreal: Mayo 1985) pp 20 - 23
17. Boletín OACI (Montreal: Enero 1984) pp 10 - 12
18. Boletín OACI (Montreal: Octubre 1984) pp 28 - 29
19. Boletín OACI (Montreal: Marzo 1985) pp 28 - 29
20. DAC, "Estudio de los Aeropuertos Quito y Guayaquil, Informe Especial Nº 3" (Quito: International Engineering Company - CAE, 1975).

21. DAC, "Nuevo Aeropuerto de Guayaquil, Ingeniería Básica, Informe Final del Diseño Conceptual" (Quito: Fosweco- Italaireport, 1983).