

INSTITUTO POLITECNICO NACIONAL
ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERIA MECANICA Y
ELECTRICA

"SISTEMA DE ATERRIZAJE POR INSTRUMENTOS"

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:

INGENIERO EN AERONAUTICA

P R E S E N T A :

ADRIANA BRAVO SALDAÑA

ASESORES:

M. En C. FELIPE GONZALES LEON

M.En c. JORGE SANDOVAL LEZAMA



MEXICO, D.F.

2007

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: TESIS INDIVIDUAL
DEBERÁ PRESENTAR: EL C. PASANTE:
BRAVO SALDAÑA ADRIANA

“SISTEMA DE ATERRIZAJE POR INSTRUMENTOS”

CAPÍTULO I
CAPÍTULO II
CAPÍTULO III
CAPÍTULO IV

PROLOGO
INTRODUCCIÓN
GENERALIDADES SOBRE LA NAVEGACIÓN AÉREA
SISTEMAS DE AYUDA AL ATERRIZAJE AÉREO
SISTEMAS DE ATERRIZAJE POR INSTRUMENTOS (ILS)
EQUIPO DE ABORDO Y TERRESTRE DEL ILS
CONCLUSIONES
GLOSARIO
BIBLIOGRAFÍA

México, DF., a 11 de enero del 2007.

A S E S O R E S


M. EN C. FELIPE GONZÁLEZ LEÓN




M. EN C. JORGE SANDOVAL LEZAMA

I. P. N.
ESCUELA SUPERIOR DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD TICOMÁN
DIRECCIÓN

Vo. Bo.


ING. MIGUEL ALVAREZ MONTALVO
DIRECTOR

ÍNDICE

	Pág.
Prólogo	vii
Introducción.	xi
Capítulo I.	1
Generalidades sobre navegación aérea	
1. Historia de la navegación aérea.	2
a. Los pioneros .	2
b. Primera Guerra Mundial .	3
c. La aviación comercial.	4
d. La década de 1930 .	6
e. Segunda Guerra Mundial .	7
f. Nueva aviación comercial .	9
g. La época de los reactores .	10
h. El avión supersónico.	11
i. Proyecto SST .	13
j. Aeronaves AirBus.	14
k. La década de 1970 .	15
l. La década de 1980 .	16
m. La década de 1990 .	18
2. Tipos de navegación aérea.	19
a. Navegación aérea observada o visual.	20
b. Navegación estimada .	21
c. Navegación radioeléctrica.	21
d. Navegación aérea electrónica.	22
e. Navegación autónoma.	22
f. Navegación astronómica.	22
g. Navegación aérea isobárica.	22
h. Navegación aérea automática.	23
- <i>Self contained</i> .	23
- <i>Ground reference</i> .	23
3. Auxiliares de la navegación aérea.	24
a. Radioayuda para la navegación de aeronaves.	24
b. Radioayuda para la navegación en ruta de corta y mediana distancia.	26
- Sistema de radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia (VOR).	27
- VOR Doppler.	31
- Equipo radiotelemétrico (DME).	33

- Navegación aérea táctica (TACAN).	37
- VOR/DME y VORTAC.	39
- Radiofaros no direccionales.	41
- Navegación por áreas (R-NAV).	46
- Radiobaliza marcadora.	47
- DECCA.	48
- Radar secundario de vigilancia/ATCRBS.	49
- Sistema de transmisión de datos (DABS).	52
- Servicio de asesoramiento y resolución de tráfico aéreo automáticos (ATARS).	54
- Sistema de evasión de colisiones por radiobaliza (B-CAS).	54
- Sistema conjunto de distribución de información táctica (JTIDS).	55
c. Sistemas de radionavegación de larga distancia de aeronaves.	56
- OMEGA/VLF.	57
- LORAN-C.	58
- LORAN-D.	59
- Navegación Doppler.	59
d. Equipo de detección meteorológica.	60
- Radar de a bordo.	60
- Detección y telemetría de descargas eléctricas atmosféricas.	61
Capítulo II.	62
Sistemas de ayuda al aterrizaje aéreo.	
1. Radioayuda para el aterrizaje de aeronaves.	63
a. Aterrizaje de precisión y no precisión por instrumentos.	63
2. Sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS).	64
a. Localizador.	65
b. Indicador de inclinación de la trayectoria de planeo.	67
c. Radiobalizas marcadoras.	69
d. DME.	69
e. ILS de categorías II y III.	69
f. Altímetro radioeléctrico.	70
g. Sistema estándar provisional de aterrizaje por	70

microondas (ISMLS).	
3. Radar de precisión para el aterrizaje (PAR).	71
4. Sistema de aterrizaje por microondas (MLS).	72
a. Formato de las señales.	74
b. Procesamiento a bordo.	77
c. Exactitud del guiaje.	78
d. Equipo radiotelemétrico de precisión (PDME).	78
e. Equipo terrestre MLS.	80
f. Equipo de abordó.	81
5. Sistemas de aterrizaje militares para fines especiales.	82
a. Sistemas de aterrizaje AIL.	82
- Exploración C.	84
- Sistema de aterrizaje de los transbordadores espaciales (MSBLS).	84
- TILS (Sistema táctico de aterrizaje por instrumentos).	84
- Exploración A (AN/TRQ-33).	85
- Exploración Co.	85
b. AN/SPN-42.	85
b. Equipo de guiaje digital de aeronaves por microondas (MADGE)	86
c. Sistema de aproximación y aterrizaje de la marina en sitios remotos (MRAALS).	86
 Capítulo III.	 88
Sistemas de aterrizaje por instrumentos (ILS).	
1. Aspectos generales.	89
2. La diferencia en profundidad de modulación (DDM).	94
3. Descripción del sistema ILS.	95
a. Otros sistemas interconectados.	96
b. Localización de los componentes.	97
4. Componentes electrónicos básicos.	98

5. Diagrama a bloques del sistema ILS.	101
a. Sistema triple.	101
b. Sistemas interconectados con el ILS.	101
6. Equipo de abordó.	103
7. Errores del ILS.	107
8. Aspectos relativos a la precisión del ILS.	108
Capítulo IV.	110
Equipo de abordó y terrestre del ILS.	
1. Diagramas de radiación del localizador.	111
2. Configuraciones operacionales del LZ.	116
3. Diagramas de radiación de la GP.	118
4. Configuraciones operacionales de la GP.	124
5. Supervisión.	129
6. Radiobalizas.	130
7. Criterios de emplazamiento del ILS.	133
a. Criterios de emplazamiento para el LZ.	133
b. Criterios de emplazamiento de la GP.	135
c. Criterios de emplazamiento de las radiobalizas.	136
8. Receptor ILS.	136
a. Especificaciones eléctricas.	136
b. Características del tablero frontal.	137
9. Tablero de control del ILS.	138
a. Especificaciones eléctricas.	138
b. Características del tablero de control.	139
- Indicador de frecuencias ILS.	139
- Selector de frecuencias ILS.	140
- Indicador de curso frontal del ILS.	141

- Selector de curso frontal del ILS.	141
- Interruptor de prueba ILS.	141
10. Antenas para el localizador y la trayectoria de planeo.	141
a. Características.	141
- Características de la antena localizadora.	142
- Características de la antena de trayectoria de planeo.	142
- Características de la instalación.	142
11. Elemento director de trayectoria de planeo.	143
a. Características y ubicación.	143
b. Precauciones.	143
12. Indicadores y controles en el EFIS para el ILS.	144
a. Interruptor selector de fuente de instrumentos EFIS.	144
b. EHSI.	144
c. EADI.	147
13. Esquemático del sistema ILS izquierdo.	154
a. Sistema.	154
b. Fuente de alimentación.	154
c. Control del sistema.	155
d. Procesamiento de señales.	155
e. Monitor de integración.	157
14. Prueba del equipo (BITE).	160
a. Monitoreos continuos.	160
b. Función de prueba.	160
c. Falla de la memoria.	161
d. Secuencia de auto prueba del ILS.	161
Conclusiones.	164
Glosario.	170
Bibliografía.	183

PROLOGO

Se entiende por aviónica o "avionics" todos aquellos sistemas electrónicos que componen a una aeronave, para su control, monitoreo, navegación, control de tráfico aéreo, comunicación y apoyo en el aterrizaje. Un sistema muy importante e interesante es el sistema de aterrizaje, que le permite al piloto aterrizar sin ningún tipo de ayuda visual, lo que es de vital importancia ante ciertas condiciones atmosféricas que no sean favorables al aterrizaje visual. Este sistema se desarrolló inicialmente durante la segunda guerra mundial por los ingleses y cuyo objetivo inicial era el de poder aterrizar en los portaaviones en total oscuridad y así movilizar sus tropas. Estos sistemas posteriormente se desarrollaron para uso comercial, esto es, para el transporte aéreo civil y garantizar el aterrizaje, aún en condiciones adversas, motivo por el cual existen diferentes sistemas de apoyo al aterrizaje, los cuales varían dependiendo de su uso y propósito. Son precisamente estos sistemas objeto de estudio en esta obra. Cabe hacer mención que en el IPN en la ESIME U.P. TICOMAN, es la única institución que considera el estudio de esta rama de la electrónica a nivel ingeniería, por lo que lamentablemente la bibliografía es mínima y ésta no es muy accesible, motivo por el cual participé en el proyecto de investigación "Sistema de Aterrizaje por Instrumentos" número 20060095 y desarrollé mi trabajo de tesis bajo este tema, para que posteriormente pueda ser utilizado como texto de consulta por futuras generaciones.

Existen tres tipos básicos de sistemas de aterrizaje que se utilizan actualmente en las aeronaves modernas, y que aún teniendo diferente funcionalidad y desarrollo en tecnología, el resultado esperado es el mismo; esto es, proporcionar ayuda precisa y confiable al piloto, por medio de mediciones, datos y señales que son desplegados en dispositivos electrónicos como pantallas, leds de iluminación o alarmas; para que pueda tener las herramientas y bases suficientes para una correcta decisión y así llevar a cabo un aterrizaje con éxito. Estos sistemas se han venido desarrollando con el paso del tiempo y de la tecnología, para la satisfacción de las necesidades que han surgido, por la rapidez requerida en la transportación, por el auge del comercio y desgraciadamente por las guerras. Inicialmente se desarrolló el sistema de aterrizaje por instrumentos; gracias a los datos que se obtienen directamente de dispositivos que miden alturas, distancias, velocidades y puntos de referencia, la aeronave recibe parámetros que le

ayudan en el aterrizaje; después se desarrolló el sistema de aterrizaje con la tecnología sobre la base de las microondas que comparándolo con el aspecto de la instrumentación es semejante, sólo que la diferencia es el que no se tienen ayudas en tierra, es decir, que no existen antenas en tierra. Por último y que ha sido de gran novedad y avance impresionante en cuanto a tecnología, son los sistemas controlados por satélites; bajo este esquema un satélite será capaz de dirigir una aeronave comprendiendo todas sus etapas de navegación y aterrizaje desde cualquier punto de la tierra.

En México y en muchos otros países, se sigue utilizando y explotando al máximo el sistema de aterrizaje por instrumentos, mejor conocido como el sistema ILS (*Instrument Landing System*), el motivo principal es por el menor costo que tiene en comparación con los otros tipos de sistemas de aterrizaje, ya que la nueva tecnología en que está basado el sistema de aterrizaje por microondas (MLS, *Microwave Landing System*) o el controlado por medio de satélites, presenta costos muy elevados para países subdesarrollados, esto debido a la infraestructura que necesitan para su operación. Motivos por los cuales se sigue utilizando y explotando el sistema ILS, además que seguirá siendo el soporte de los otros dos sistemas.

Para dar una mejor visión de lo que se hablará en el transcurso de esta tesis, se mencionará de una manera breve los puntos principales que se logran abarcar en cada capítulo:

Se consideró una *introducción*, en la que se plantea el problema del aterrizaje, los factores que están involucrados en el aterrizaje, tales como el vehículo, el piloto, el aeródromo, el viento y la visibilidad, también se definirán las etapas de aproximación y aterrizaje, así como los sistemas de aproximación.

En el *capítulo uno*, se realizó una breve reseña sobre la historia de la aviación mundial, mencionando las principales características de las aeronaves, así como la evolución tecnológica que han experimentado a lo largo de los años. Se mencionan los diferentes tipos de navegación aérea con base en las tecnologías utilizadas a través de los años en la aviación comenzando por la navegación visual hasta la automática utilizada hoy en día. Finalmente se analizaron los sistemas auxiliares utilizados mas frecuentemente en la navegación aérea, tales como VOR, DME, TACAN, DECCA, LORAN, OMEGA y sistemas de radar.

En el *capítulo dos*, se hará el enfoque a los diversos sistemas de ayuda al aterrizaje aéreo, esto debido a que a lo largo de la historia y con base en las experiencias, se ha determinado que la fase crítica en la navegación es precisamente el acercamiento a la pista y el aterrizaje. Los sistemas de aterrizaje se dividen en precisión y no precisión. Esta clasificación depende de la capacidad de la orientación vertical (altitud) lo cual le dará alta confiabilidad al piloto. Con base en las diferentes necesidades surgen los sistemas que actualmente se conocen, ya que muchos de ellos se desarrollaron debido al poco espacio de aterrizaje, como son los portaaviones (barcos con plataformas de aterrizaje); también se explicará de forma muy breve, la aplicación de cada sistema. Se verán las diferencias entre cada sistema, así como sus ventajas y desventajas. Se estudiarán de manera sencilla los tipos de sistemas que más se utilizan en la actualidad.

El *capítulo tres*, está enfocado ya de manera especial al sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS), se hablará de los aspectos generales del sistema, su importancia debido al alto grado de precisión requerida para un aterrizaje exitoso, el entender su dificultad, ya que si lo planteamos en conceptos de física, se tiene que el avión se requiere desplazar de un punto al toque de pista a una gran velocidad y que se trata de un objeto de masa mayor al aire, con movimiento aleatorio con respecto a la tierra. Finalmente, el sistema se desarrolló debido a las necesidades de falta de orientación en condiciones climatológicas difíciles y por cuestiones de seguridad, por lo que se desarrollaron los dispositivos eléctricos y electrónicos que forman este sistema.

En el *capítulo cuatro*, se verá el equipo básico requerido para la operación del sistema ILS. El sistema lo podemos separar en los equipos que se ubican en tierra y en los que se encuentran a bordo de la aeronave. En los capítulos anteriores se estudian estos sistemas pero aquí es donde se verá de forma detallada, ya que comprende desde los diagramas de radiación de las antenas, las configuraciones operacionales, características y pruebas.

Otro dispositivo electrónico es el sistema de instrumentos electrónicos de vuelo conocido como EFIS, que nos representará de forma visual la desviación de trayectoria de planeo, la desviación del localizador, la indicación de la selección de curso a la pista, las indicaciones de estacionado, la indicación de toque de pista y diferentes alarmas.

Lo último que se menciona en este capítulo, es el proceso de una prueba en todos los componentes ILS, dando como resultado los indicadores necesarios para detectar que equipo está fallando. Se aclara que cualquier falla detectada se graba en la memoria volátil de fallas. Esta prueba es un monitoreo continuo, así mismo se analiza el futuro que guarda este sistema en el medio aeronáutico al igual que en otros sistemas de aterrizaje.

INTRODUCCION

EL PROBLEMA DEL ATERRIZAJE.

Aunque resulta obvio que la maniobra de aterrizaje o toma de tierra de una aeronave plantea situaciones específicas del vuelo, esencialmente distintas en muchos aspectos de las condiciones en que se realiza la conducción del vehículo durante la mayor parte de su trayectoria, conviene que hagamos algunas consideraciones previas antes de estudiar los sistemas que utilizan como apoyo para esta fase especialmente delicada de la utilización del espacio aéreo.

El aterrizaje de un avión, especialmente en condiciones meteorológicas adversas, constituye seguramente el mayor obstáculo en la expansión de las actividades aeronáuticas, cualquiera que sea su naturaleza, tanto para la competitividad del transporte aéreo en relación con el transporte de superficie, como para las demás actividades o aplicaciones de la aviación, sean éstas de carácter militar o civil. No solamente es el aterrizaje la maniobra más arriesgada del vuelo, sino la que afecta más acusadamente a la regularidad, confortabilidad, capacidad de tráfico, economía y, en suma, a la versatilidad de la aviación como medio de satisfacer las necesidades o preferencias del hombre.

El problema del aterrizaje exige la transición ajustada entre condiciones dinámicas radicalmente distintas, consideradas éstas en los planos horizontal y vertical. En el instante en que se produce el contacto físico de la aeronave con la superficie terrestre, el piloto ha de conseguir la anulación de seis magnitudes (z, z', z'', y, y', y'') mientras que las relacionadas con la restante coordenada (x, x', x'') han de mantenerse dentro de tolerancias muy estrictas. Y todo ello, desde un vehículo con seis grados de libertad y serias limitaciones aerodinámicas y estructurales, cuya capacidad de maniobra en el espacio y en el tiempo es reducidísima. Esta sola consideración es claramente representativa de la complejidad del problema.

ELEMENTOS ESENCIALES DEL ATERRIZAJE

Entre los elementos y circunstancias que influyen decisivamente en la realización del aterrizaje, debemos considerar como esenciales los siguientes:

1. El **vehículo** como protagonista, cuyas "performances" constituyen los datos básicos del problema a resolver. Entre estas "performances", son las más influyentes la velocidad de pérdida, sistemas hipersustentadores, momentos principales de inercia, sustentación y resistencia aerodinámicas, estabilidad y sensibilidad, instrumentación, accesibilidad de mandos aerodinámicos y de propulsión, junto con las características amortiguadoras y resistentes del tren de aterrizaje y la capacidad de frenado en la carrera de aterrizaje.
2. El **piloto** como factor determinante del servomecanismo de mando, control y regulación de la maniobra. Su experiencia, equilibrio psico-físico y capacidad de decisión se ponen a prueba especialmente durante la aproximación y aterrizaje.
3. El **aeródromo** y sus alrededores, cuyas características permanentes o transitorias son decisivas para el aterrizaje. Especialmente las dimensiones de la pista, así como las características topográficas de su aérea de aproximación, contribuyen en gran medida al éxito de la maniobra.
4. El **viento**, con su influencia sobre la configuración del aterrizaje de la aeronave, no solamente en sus valores medios de velocidad y dirección del aire, especialmente en la componente transversal respecto del eje de la pista, sino en los valores instantáneos referidos al "instante" de la toma de contacto con la pista.
5. La **visibilidad** en el aire a partir del instante en que el piloto ha de guiarse por referencias visuales exteriores para mantener la situación y configuración del avión respecto a la pista. Ha sido y continúa siendo la visibilidad meteorológica el factor más influyente en el aterrizaje y, dentro de las limitaciones impuestas por los restantes factores, la que determina más acusadamente la utilización de cada aeródromo.

APROXIMACIÓN Y ATERRIZAJE

Entendemos como maniobra de aterrizaje la que conduce el avión a la superficie de la pista en las condiciones de seguridad y eficacia requeridas, considerando en sentido estricto que el aterrizaje comienza en el instante de la toma de contacto del tren de aterrizaje del avión con la pista y termina cuando ha reducido su velocidad lo suficiente para abandonarla o ha llegado a detenerse en ella. Es decir, el aterrizaje así considerado se realiza totalmente en o sobre la pista.

Se entiende por aproximación a la parte del vuelo en la que el avión realiza la transición de condiciones normales de vuelo (vuelo por crucero) al comienzo del aterrizaje. La aproximación tiene, pues, por objeto llevar la aeronave al punto de toma de contacto con la pista en las condiciones requeridas para el aterrizaje.

Entendida así la separación entre aproximación y aterrizaje, queda claramente establecido que la consecución del aterrizaje o no, depende casi en absoluto del modo en que se lleve a cabo la aproximación. Una aproximación bien realizada debe conducir siempre a un aterrizaje con éxito. De igual forma, una aproximación mal ejecutada hará prácticamente irrealizable el aterrizaje. El objetivo será siempre el aterrizaje. El medio de realizarlo será la aproximación.

De aquí que se considere como aproximación frustrada (y ésta es su denominación operativa) la que conduce a un aterrizaje imposible, entendiendo esta imposibilidad no en sentido estricto de imposibilidad física, sino en el sentido de que las condiciones en que se encuentra el avión al comienzo del aterrizaje, están fuera de tolerancia respecto de las condiciones mínimas de seguridad o confortabilidad exigibles.

Por esta causa, la parte verdaderamente decisiva del proceso final del vuelo es la aproximación. Y por lo mismo, han de tomarse las medidas precisas para realizarla eficazmente y sobre todo, para que una aproximación frustrada no conduzca inevitablemente a la catástrofe, es decir, para que el avión pueda remontar el vuelo e intentarlo de nuevo o desistir, en caso de ser necesario.

A este respecto, conviene que alteremos ligeramente los límites establecidos entre aproximación y aterrizaje, con el fin de que termine la aproximación cuando aún sea tiempo de desistir del aterrizaje si este no

puede realizarse con seguridad (aproximación frustrada). La aproximación, por tanto, acaba en el tiempo y lugar (punto de decisión) en que o se inician los procedimientos de aterrizaje en caso de aproximación con éxito, o los de aproximación frustrada (ascenso con trayectoria que conduzca a una nueva aproximación). La aproximación finaliza cuando se alcanza el punto de decisión y en ese mismo punto comienza el aterrizaje.

La situación del punto de decisión ha de determinarse considerando las características y condiciones de los elementos que intervienen en el proceso (vehículo, piloto, aeródromo, viento y visibilidad).

Es preciso aclarar con absoluta precisión estos dos conceptos de aproximación y aterrizaje, distintos aunque interdependientes. La aproximación comienza donde termina el vuelo de crucero y tiene por objeto llevar el avión al punto de decisión en condiciones de realizar el aterrizaje. Una aproximación puede terminar en aterrizaje o no. En el primer caso, la aproximación se ha realizado con éxito, bien entendido que el éxito en la aproximación no significa necesariamente éxito en el aterrizaje, sino que el aterrizaje pueda comenzarse en condiciones favorables. En el segundo caso, se frustra el objetivo último de la aproximación, que es el aterrizaje, y de aquí que se haya realizado una aproximación frustrada.

En el estado actual de las tecnologías aplicables al vuelo y de sus procedimientos operativos, el aterrizaje se realiza siempre bajo mando y control de la aeronave directamente por el piloto mediante referencias exteriores por contacto visual con el terreno. Lo que significa que ha de existir visibilidad suficiente para que sea posible el contacto visual necesario para el aterrizaje. Durante el aterrizaje, el piloto se guía prácticamente en exclusiva por referencias visuales y puede decirse que no existen aún sistemas de aterrizaje instrumental propiamente dicho, ni mucho menos medios y procedimientos de aterrizaje automático, entendiéndose por tal, el que se realiza bajo mando y control no humanos de la aeronave. Cierto que se realizan estudios y experimentos con intensidad y gran extensión en este campo, pero por el momento tanto el aterrizaje instrumental (sin referencias visuales exteriores) como el automático (bajo mando y control de piloto automático) son puramente especulativos y utópicos. El futuro es, por supuesto, difícilmente previsible, pero no parece aventurado predecir las enormes dificultades que se presentarán en su realización práctica, especialmente de carácter psicológico. Son tantos y tan difícilmente ponderables los parámetros a considerar que hacen inalcanzable la

probabilidad matemática de éxito exigible, al menos por el presente y en un futuro razonablemente previsible.

Establecida así la diferencia conceptual entre aproximación y aterrizaje, se ve claramente que lo que impropiamente se ha llamado sistemas de "aterrizaje" son verdaderamente sistemas de "aproximación", por lo tanto su empleo queda limitado a la aproximación pero no propiamente al aterrizaje. Ciertamente que una aproximación bien realizada debe conducir a un aterrizaje con éxito, y solo en este sentido pueden considerarse los sistemas como de aterrizaje, pero para evitar confusiones sería preferible denominarla de aproximación, dejando el aterrizaje para una evaluación posterior. Al profundizar más en el tema del ILS, aclararemos estos conceptos.

FASES DE LA APROXIMACIÓN

La trayectoria de aproximación, mediante la cual se lleva al avión al punto de decisión desde aquel en el que se inicia la aproximación, es en general sencilla, pero la necesidad de adaptarla a situaciones especiales difícilmente previsibles obliga a establecer diversas opciones que, naturalmente, complican el trazado y la ley del movimiento aplicables. Es esta la causa de que se haya dividido la aproximación en tres fases operativamente distintas.

Estas tres fases se denominan:

- **Aproximación inicial.**
- **Aproximación intermedia.**
- **Aproximación final.**

La primera fase, aproximación inicial, tiene por objeto esencialmente realizar una transición gradual de la aeronave desde la configuración de crucero hasta la de descenso, conduciéndola a un punto característico a partir del cual comienza propiamente el proceso final del vuelo. Durante esta fase, los procedimientos instrumentales son de naturaleza análoga a los de crucero y los sistemas utilizados son de la misma clase que los empleados anteriormente, normalmente **VOR** o **NDB-ADF**, realizándose generalmente la transición altimétrica y los ajustes de velocidad previos a la iniciación de la fase posterior.

La segunda fase, aproximación intermedia, debe conducir a la aeronave a un punto determinado o situación adecuada dentro de límites tolerables, desde el que pueda utilizar con seguridad la información facilitada por el Sistema de Aproximación establecido y mantener la separación requerida longitudinalmente con las aeronaves precedentes. Durante esta fase intermedia, la aeronave ha de realizar las maniobras conducentes a la iniciación de la fase final, con ajuste bastante crítico de situación geográfica y altimétrica, así como de velocidad. Los procedimientos de aproximación intermedia no son tampoco esencialmente distintos de los de la aproximación inicial, salvo que requieren una mayor precisión y un cuidado preferente a la separación o margen vertical sobre el terreno, sin que se utilicen como fuentes de información sistemas especiales, sino que se sigue apoyando en los sistemas clásicos de ruta y aproximación inicial.

La tercera fase, aproximación final, constituye específicamente la aproximación propiamente dicha y es durante esta fase cuando la aeronave utiliza los sistemas de aproximación, de naturaleza especial para esta maniobra sumamente delicada y de la que depende que el aterrizaje pueda realizarse. Básicamente, la aproximación final se realiza con el avión alineado ya con el eje de la pista.

Las fases inicial e intermedia de la aproximación pueden considerarse preparatorias para la verdadera aproximación y no están muy claramente diferenciadas. Incluso la propia OACI las considera indistintas cuando se designa el Radar como sistema de aproximación a utilizar. Durante estas dos fases previas, son determinantes las instrucciones del Control de la Circulación Aérea, que pueden alterar las trayectorias discrecionalmente en función de la densidad de circulación y de las condiciones meteorológicas, coordinando la secuencia de las aeronaves implicadas tanto en aterrizajes como en despegues, estableciendo incluso procedimientos de espera, en orden a una más racional utilización de los medios disponibles en el aeródromo de que se trate. Por el contrario, en la aproximación final y una vez iniciada ésta, los procedimientos a seguir son los rígidamente establecidos y sólo en caso de emergencia se altera su realización, alteración que conducirá siempre a una aproximación frustrada y, consecuentemente, a un nuevo proceso de aproximación.

Así pues, se limita aún más la aplicación específica de los Sistemas de Aproximación que, si bien pueden facilitar información útil para realizar las fases inicial e intermedia de la aproximación e incluso para completar el aterrizaje, tienen como misión esencial el servir de apoyo para la

aproximación final. Son, por tanto, propiamente Sistemas de Aproximación Final, materializando la trayectoria de la aproximación final y proporcionando información que por sí misma permita determinar el error de situación y su posterior corrección, bien sea por medios manuales o automáticos.

SISTEMAS DE APROXIMACION

Llamaremos sistemas de aproximación a los que permiten por sí mismos la realización de la aproximación final sin referencias visuales exteriores. La información facilitada por estos sistemas deberá satisfacer las siguientes condiciones determinantes:

1. Permitirá materializar la trayectoria respecto de un sistema de referencia tridimensional.
2. Proporcionará información que permita determinar la situación de la aeronave respecto de la trayectoria.
3. Generará señales correctoras aptas para su presentación instrumental (Aproximación instrumental) o para actuar el servosistema de control (Aproximación automática).
4. Permitirá realizar la comprobación de las correcciones efectuadas.

En general, los sistemas de aproximación materializan la trayectoria por intersección de dos superficies, una de ellas representativa de la alineación del eje de la pista y la otra de la proyección de la trayectoria sobre un plano vertical. De aquí que se consideren a estos sistemas como capaces de proporcionar guía de alineación y guía de descenso. El guiado de la aeronave puede ser realizado por el piloto humano, que recibe la información mediante instrumentos y efectúa por tanto una aproximación instrumental, o por medio de piloto automático, que recibe las señales correctoras directamente del sistema de aproximación y actúa sobre los mandos aerodinámicos y de propulsión de la aeronave, efectuando así una aproximación automática.

La maniobra clásica de aproximación final es de carácter instrumental, utilizándose como reglamentario el sistema de aproximación instrumental conocido mundialmente por las siglas ILS que, en cuanto iniciales de la palabra en el idioma inglés con las que se dominó en sus orígenes este sistema, pueden producir cierta confusión, ya que estas iniciales son las de "Instrument Landing System", cuya traducción literal sería la de "Sistema de Aterrizaje Instrumental". Es comprensible que así se le denominara cuando aún eran impredecibles sus prestaciones e incluso no estaba claramente

establecida la distinción entre aproximación y aterrizaje, por cuando se pretendía que sirviera para facilitar el aterrizaje y una vez extendida su denominación abreviada (ILS) ya la costumbre había hecho regla. La OACI mantuvo esta denominación de las tres letras mayúsculas seguidas (sin puntos) y así es universalmente conocido. Pero debe entenderse que no es un sistema de aterrizaje propiamente dicho, sino el sistema de aproximación final por excelencia.

Sin perjuicio de que para la aproximación el piloto acepte y utilice discrecionalmente cualquier información que pueda disponer, entenderemos por sistemas de aproximación aquellos que específicamente estén concebidos para este objeto, permitiendo realizar lo que se entiende por aproximación de precisión, es decir, la que se realiza sin referencias visuales exteriores y siguiendo una trayectoria con margen vertical sobre el terreno no mayor de 100 pies y cuyo punto de decisión puede estar situado a una altura no mayor de 200 pies sobre el plano horizontal que contiene el umbral de la pista de aterrizaje.

A este respecto los sistemas de aproximación de precisión que actualmente existen son:

1. Sistema ILS (Sistema de Aproximación Instrumental).
2. Sistema PAR (Radar de Aproximación de Precisión).

Estos dos sistemas son, desde luego, radicalmente distintos en cuanto a la constitución y características técnicas y operativas, si bien sirven al mismo objeto de guiar al avión a lo largo de la trayectoria de aproximación hasta el punto de decisión. El guiado lo realiza el piloto, pero la información para efectuarlo la recibe directamente el ILS a través de instrumentos, mientras que en el PAR se le dan instrucciones desde tierra por radio telefonía. El ILS es un sistema de transmisión direccional clásico. En cambio el PAR es un sistema de radar primario tridimensional de localización telemétrica, acimutal y cenital.

De antemano debe quedar claramente establecido que el sistema reglamentario para la aproximación final por parte de la aviación civil internacional es el ILS, considerándose el PAR como complemento del ILS para los casos en que pueda servir de ayuda positiva adicional a las aeronaves que realizan una aproximación ILS o a las que no están equipadas para la utilización del ILS, pero en ningún caso se considera el PAR como un

sustitutivo permanente del ILS, salvo si la instalación de un ILS no es técnicamente posible.

En este trabajo de tesis se analizó con detalle únicamente el sistema ILS ya que es el sistema considerado como reglamentario por la OACI, debido a que el uso de radar para la aproximación final afecta acusadamente la capacidad de control de tráfico.

Capítulo I.

Generalidades sobre navegación aérea.

“La aeronáutica progresa, al igual que sus aparatos, a velocidades explosivas. Sus días equivalen a años. Su historia transcurre más rápidamente que lo que tarda en escribirse. Sus formas son ya clásicas apenas nacidas, e inmediatamente resultan anticuadas”.

GENERAL ROQUES (1910)

1. Historia de la navegación aérea.

A. Los Pioneros.

El primer aparato de vuelo se realizó el 17 de diciembre de 1903 en Kitty Hawk (Carolina, EUA) por los hermanos Wright figura 1-1. Realmente no fue el primer vuelo de la historia sino el fin de un largo proceso de investigaciones con esperanzas o con grandes desilusiones.



Figura 1-1. El primer aparato de vuelo (Hermanos Wright).

Obserevar el vuelo de las aves siempre fue la atención de los grandes científicos, entre ellos figuran Leonardo da Vinci; ya que trataban de imitar su condición de vuelo; sin embargo, muchos de ellos perdieron la vida como Simón el Mago, Paolo Guidotti, Otto Lilienthal y muchos otros.

Tenemos después al marqués de Bacqueville en el año de 1742, que planeó con unas alas sujetadas a sus brazos y piernas, sobre el Sena. En el siguiente siglo, un ingeniero británico, sir George Cayley hizo un bosquejo de un aparato volador, tenía alas fijas, hélice y timones movidos por algo, por lo que solamente restaba diseñar un motor especial. Se pensó en los motores de vapor pero su peso era excesivo, finalmente se llegó a la idea de utilizar el motor de gasolina que era ligero y muy seguro; gracias a esta idea los hermanos Wright realizaron su primer vuelo que duró 59 seg en un recorrido de 260 m, en sí toda la estructura pesaba 335 kg y el motor tenía una potencia de 12 cv.

La inquietud de volar nació por un gusto deportivo y científico, por lo que en el año de 1866 se fundó la British Aeronautic Society en Londres, y más tarde en el año de 1898 se fundó el Aéro-Club en París.

Se dejó de pensar que los aviadores eran gente loca cuando en 1909 Luis Blériot cruzó el Canal de la Mancha en un monoplano fabricado por él mismo. Blériot ya había tenido algunas experiencias antes de los hermanos Wright, ya que había construido nueve aeroplanos en 1909 pero desafortunadamente algunos de ellos no pudieron despegar. El Blériot IX tenía un peso de 500 kg con un motor de 50 cv, la travesía duró 37 minutos a una velocidad de 70 km/hr.

B. Primera Guerra Mundial.

Tomando en cuenta que los primeros aeróstatos se habían utilizado para cuestiones de invención guerrera ya que observaban al enemigo para arrojar bombas, esta táctica fue utilizada en los años de 1794 en Fleurus, en 1859 en Milán y en 1871 en París. A principios de siglo los ejércitos tenían un cuerpo de aerostática militar que era el apoyo de la artillería para un largo alcance.

La idea de aprovechar los aeroplanos para cuestiones militares surgió en el año de 1911 con el teniente italiano Carlo Piazza que realizó el primer vuelo en la historia de carácter militar.

En 1914 la mayoría de los países tenían un cuerpo de aviación militar. Eran aviones de dos o más planos, con una velocidad de 100 km/hr y alcanzaba una altura de 3,000 m, no eran muy seguros. No estaban diseñados para interceptar las invasiones de los aeroplanos enemigos.

Una vez iniciados los actos de guerra, el 5 de octubre de 1914 un sargento francés derribó el primer avión con una ametralladora móvil de 7 mm, esto fue contra un Aviatik alemán. A partir de esto se fueron equipando los aviones con armas como: escopetas, pistolas, ladrillos, piedras, cadenas y ametralladoras.

Así vemos que la aviación se convertía en una escuela de pilotos preparados figura 1-2, dejando atrás a los aficionados deportistas semiutópicos; este desarrollo comenzó por el auge en la primera guerra mundial. Muchos talleres dejaron de serlo para convertirse en industrias fabriles que producían 3,000 aeronaves mensuales como es el caso de Francia. Esto fue en el año de 1918.



Figura 1-2. Fuerza armada en la primera guerra mundial.

A lo largo de la primera guerra mundial se llegaron a usar aviones con máquinas que alcanzaban velocidades superiores a 200 km/hr con alturas de 6,000 m.

También durante el largo conflicto se inventaban nuevas tácticas elementales para derribar a los enemigos. Fue cuando surgieron figuras místicas en la aviación. Se cuentan leyendas de superhéroes de cada país como el famoso Barón Rojo de nombre Von Richthofen, que obtuvo 80 victorias con su triplano Fokker Dr. 1 (de color rojo, de ahí su sobrenombre), finalmente fue derribado en abril de 1918.

Aparte de estas hazañas individuales hubo dos aspectos más trascendentes en la historia de la aviación. Uno de ellos fue el rápido desarrollo que se tuvo en la industria aeronáutica. Se calcula que fueron fabricados alrededor de 200,000 aviones y 250,000 motores. El otro aspecto era sombrío ya que fue una faceta que cobró muchas vidas, ya que se utilizaron los aviones para bombardear a las poblaciones lejos del frente, todo esto causó gran revolución del concepto que se tenía de la guerra.

C. La aviación comercial.

Una vez terminada la primera guerra mundial ocurrió lo esperado, existían grandes cantidades de aviones y pilotos en paro, no se tenía ninguna

utilidad práctica; fue así como surgió la aviación comercial. Esto fue de gran ayuda para utilizar la aviación como objeto de transporte y enlace con aquellos lugares inexplorados en parte de África, Asia y América.

La guerra fue creada por el roce de colonias lo que ayudó técnicamente al desarrollo de la logística aérea. Se iniciaba un lazo entre las metrópolis y los lugares más apartados gracias a la aviación, así se crearían las líneas aéreas. Se veía a futuro que las líneas aéreas iban a crear una especie de colonización indirecta de los países de bajos recursos.

Los primeros vuelos comerciales entre Londres y París se realizaron en agosto de 1919. Y ya para el siguiente año se contaba con cinco aerolíneas que hacían el mismo trayecto.

La aviación comercial en E.U.A. tuvo auge en el servicio postal ya que era más rentable que el servicio de pasajeros o de otras mercancías. El primer servicio comercial fue entre Washington y Nueva York en mayo de 1918. Después nació el servicio Florida-La Habana por la empresa Pan American Airways (PAA) y que se extendió a otras ciudades importantes de América Latina, ya para 1929 su trayecto era hasta la ciudad de Santiago.

Una de las principales rutas áreas del mundo era el Atlántico Norte, pero este tendría que esperar hasta 1939 porque requería de una escala intermedia, iba a realizarse el trayecto con grandes hidroaviones, conocidos como clipper flying boats, eran los únicos aeroplanos que no necesitaban de una infraestructura fija.

Nuevamente la historia se repite, regresa el auge por realizar mayores travesías en el menor tiempo, esto es diseñar aeroplanos más veloces, a esto se le conoce como etapa de raids aéreos. Vimos que esto ocurrió en 1909 con Louis Blériot y nuevamente en el año 1919 con los británicos Alcock y Brown, que atravesaron el Atlántico Norte con un bombardero bimotor Vickers Vimy, el cual se ve en la figura 1-3.



Figura 1-3. Réplica del bombardero bimotor Vickers Vimy.

Después vino el trayecto por todo el globo terráqueo en 1924 por la U.S. Army Air Service; se realizó una escuadrilla de cuatro aparatos, salieron de California pasando por Alaska hacia Japón, después Indochina, la India y Oriente Medio. Después Europa y al Atlántico haciendo escala en las Orcadas, Islandia y Groenlandia. El viaje duró seis meses con un total de 34 saltos. De todos los aviones sólo uno no pudo concluir el trayecto.

En 1926 cinco españoles realizaron la trayectoria por el Atlántico Sur en un hidroavión Dornier Wal. El salto principal fue entre las Islas Canarias y Brasil, luego otras etapas y finalmente Buenos Aires.

Pero el más importante de los raids de la historia fue el realizado por Charles Lindbergh, lo llevó a cabo él solo en una sola etapa, fue de New York a París, (distancia de 5,810 km). Llevó a cabo el trayecto en 33 horas el 20 de mayo de 1927. Fue un hecho histórico muy sobresaliente por el entusiasmo que despertó entre la gente y sobre todo en la juventud y en especial la estadounidense; quizá se debió por el carisma del nuevo héroe.

D. La Década de 1930.

La gran limitante para los pioneros de la aviación era la falta de infraestructuras especiales. No existían los aeropuertos, ni los radiofaros, ni las cartas de navegación fiables y mucho menos las ayudas en la navegación que hacen el vuelo mucho más seguro y rápido. Los pilotos de esa época se apoyaban en sus propios instrumentos y por los instrumentos desarrollados en la navegación marítima. Se orientaban por la brújula y por las estrellas. Las catástrofes eran muy comunes debido a los aterrizajes forzosos en lugares despejados; es por esta razón la gran utilización de los hidroaviones.

A principios de la década de 1930, ya se contaba con un gran número de aeropuertos en distintas partes del mundo, ya existía la comunicación por radio que hacía el vuelo más seguro, y las travesías empezaban a tener público ya que habían dejado de ser aventuras riesgosas. Grandes compañías aéreas actuales comenzaban a trabajar : la antes mencionada PAA, KLM de Holanda(Koninklijke Lucchtvaart Maatschappij), Air France y otras.

Gracias al avance de la tecnología y la ciencia se construyeron aviones más sólidos y de mayor rendimiento. También se hizo un gran avance en la meteorología y en el diseño de instrumentos específicos para la ayuda del vuelo en circunstancias problemáticas. Para el año 1935 salió al mercado el avión de mayor éxito de todos los tiempos, el bimotor Douglas DC-3 figura 1-

4, de los que se construyeron 11,000. Transportaba 25 pasajeros a 2,500 km, con velocidades medias de 250-300 km/hr, fue éxito en 1936 para las compañías aéreas. En la Segunda Guerra Mundial se fabricaron 8,000 para la fuerza aérea americana sobrenombrados Dakota.



Figura 1-4. El bimotor Douglas DC-3.

Las anécdotas del DC-3 son muchas. Llegaron a volar en las situaciones más difíciles durante la Guerra de España y la Segunda Guerra Mundial, en ocasiones con reparaciones de emergencia. Tenía la denominación oficial militar estadounidense como el C-47.

La Douglas tuvo el mercado dominado desde este momento. En la espera de la Segunda Guerra Mundial fabricó el cuatrimotor DC-4, con una capacidad de 48 pasajeros con velocidades de 350 - 400 km/hr. Su rendimiento era mayor, ya que era de 6,000 km. Fueron fabricados dos mil, la mitad destinada a las fuerzas armadas y denominado C-54. No tuvo el éxito del DC-3 debido al conflicto mundial. Hubiera sido el avión indiscutible de la década de 1940. Pero como sucedió anteriormente, la guerra impulsó al desarrollo de la construcción aeronáutica y de las ayudas en la navegación.

E. Segunda Guerra Mundial.

En los años contiguos al conflicto de 1939-1945 se presentó un auge en la industria aeronáutica. Estaba apoyado por los regímenes totalitarios ya que sus ideas eran que la aviación era la muestra de su fuerza y su nivel tecnológico. Además, se creía que la seguridad de un país dependía directamente de la existencia de la fuerza aérea.

En la parte comercial se crearon fantasías con singular belleza, como el hidroavión Dornier X (1929), con 12 motores y que varias veces cruzó el Atlántico; o como los clipper flying boats como el Boeing 314 para 89 pasajeros. Las líneas marítimas creyeron que pronto se le iba a dar fin a su sistema. Aparecieron los zeppelines que realizan sus trayectos con mucho confort y sobre todo seguridad pero con menor rapidez que los hidroaviones. Hubo un accidente que terminó finalmente a este sistema, esto fue en 1937 (Hindenburg).

La Guerra de España fue la experiencia para las nuevas tácticas. Los aviadores de la Legión Cóndor probaron los nuevos aviones en sus sistemas de combate y técnicas de bombardeo, entre los cuales estaban el Messerschmitt 109 y el Stuka.

Para 1939 y 1940 con el Blitzkrieg, los alemanes atacaron a franceses, polacos y británicos; creaban una sombrilla aérea: los Stukas, con un bombardeo en picado acababan con toda resistencia. En el momento de ataque producían un zumbido muy característico que alertaban a las ciudades.

De las tantas aportaciones que debemos a la Segunda Guerra Mundial fue el diseño de grandes aviones de bombardeo con radio de acción intercontinental, el gran número de transporte de tropas, material al frente y las primeras apariciones de los reactores: el Gloster Meteor figura 1-5, de origen británico y el Messerschmitt 262 de origen alemán.



Figura 1-5. El reactor Británico Gloster Meteor.

Se perfeccionó el vuelo instrumental, sin esta ayuda nunca se hubiera invadido Japón y el centro de Europa. Estados Unidos tuvo gran avance en el desarrollo de los sistemas de ayuda en la navegación aérea y en menor

grado Inglaterra. Los accidentes fueron mínimos durante el conflicto, tomando en cuenta que E.U.A. tuvo la tropa más numerosa de todos los tiempos, que fue de 79,900 aviones y dos millones de hombres.

F. Nueva aviación comercial.

Una vez terminado el conflicto pasó nuevamente la situación de 1919 ya que hubo exceso de material aeronáutico. A diferencia de aquella situación, el Gobierno de Estados Unidos administró de la manera más adecuada todos estos excedentes y supo colocar sin excesivas tensiones a sus hombres de guerra. El fin del conflicto contribuyó a que en 1946 se desarrollaran los vuelos de Europa a Estados Unidos sobre el Atlántico Norte que se consideró la actividad más importante de los trayectos aéreos internacionales. Desde 1942 operaba un avión, el Constellation de la Lockheed conocido en la fuerza aérea estadounidense como el C-69, con alcance de 6,600 km y 64 pasajeros, se impuso al DC-4. Por la gran demanda de pasajeros, las compañías aéreas requerían de aviones más económicos: reduciendo los gastos de tripulación, mantenimiento de la aeronave, el uso de aeropuertos, combustible, etc. Nacería así el nuevo diseño, los aviones Jumbo.

Para 1954 surgieron el Superconstellation de la Lockheed y el DC-7 de la Douglas, mostrado en la figura 1-6. Los dos tenían capacidad para 100 pasajeros, con velocidades de 600 km/hr debido a los motores turbopropulsores, y con un alcance de 7,700 a 10,000 km. Aunque tuvieron mercado, pronto se vió afectado por la nueva aviación de los jets que surgieron en 1952.



Figura 1-6. El Douglas DC-7.

G. La época de los reactores.

El primer avión comercial de reacción trabajó en 1951, llamado Comet 1, era británico de la compañía De Havilland. Alcanzaba velocidades de 800-900 km/hr, hacía la travesía por el Atlántico en 8 hrs.; el Superconstellation lo realizaba en 12 hrs.

Tuvo una gran desventaja, ocurrieron dos accidentes que fueron desastrosos. El avión se desintegró en pleno vuelo, esto ocurrió por la fatiga de los metales, fenómeno apenas conocido en esa época. Este avión dejó de ser utilizado para cuestiones comerciales y únicamente se reservó para fines militares.

La industria estadounidense siguió en el diseño, la Douglas invirtió en el desarrollo del DC-8 figura 1-7. Pero surgió la compañía Boeing de Seattle que solamente se había dedicado a la construcción de aviones militares. Esta compañía adquirió experiencia en la guerra en la fabricación de bombarderos. Se tiene el B-29, conocido por sus lanzamientos sobre Japón desde las islas Marianas, Saipán y Guam. También se tiene que inauguró la era atómica con el bombardeo en Hiroshima el 6 de agosto de 1945.



Figura 1-7. El DC-8 de la Douglas.

La boeing construyó 600 reactores B-52 después de 1952; su uso era sólo como bombardero. Pesaba 220 toneladas, con alcance de 15,000 km y velocidad máxima de 1,000 km/hr. Al mismo tiempo la compañía diseñó un avión como el complemento del B-52, el KC-135 ambos muy similares, ya que tenían reactores Pratt & Whitney.

El KC-135 era de uso comercial, le hicieron falta pocas modificaciones para ser un avión de prueba como el Boeing 707, el pionero de los reactores.

En 1958 entró en uso el Boeing 707-120, siendo el primer cliente la PAA. Transportaba a 138 pasajeros o 181 como "alta densidad". Con velocidad de 900 km/hr y alcance de 6,000 km. Sus rivales el DC-8 que salió un año después y el Comet de Inglaterra que salió del mercado por la gran tecnología de los estadounidenses.

La empresa Boeing siguió diseñando versiones mejoradas del 707, la forma original era la misma solo cambiaba de tamaño, más alargado y con mayor potencia en los reactores. Se utilizaban por la mayoría de las compañías que cubrían la travesía por el Atlántico.

Al nacer los jets de la segunda generación: los jumbo, el Boeing 747 y el DC-10; la Douglas perdió su mercado por problemas de inversión en el DC-8, hizo que perdiera autonomía y se fusionó con otra empresa, la McDonnell.

H. El avión supersónico.

En un principio, la velocidad era esencial para aviones militares exclusivamente. La velocidad era una de las ventajas para los aviones interceptores a finales de la Segunda Guerra Mundial, esto fue demostrado por los Messerschmitt Me-262. La actuación de estos reactores fue todo un éxito por sus ataques.

A partir de 1956, soviéticos y estadounidenses estuvieron en la lucha por el avance en tecnología para la creación de aviones más veloces. El SR-71 es lo más perfecto que se conoce, siendo sus características de información confidencial. Es fabricado por Lockheed, con una velocidad de tres veces la del sonido. Es reconocido únicamente para misiones estratégicas.

La ganancia que se tiene en velocidad tiene inconvenientes, esto ya se había estudiado con los pioneros de la aviación. Ya que a mayor velocidad el aumento de la robustez del avión es proporcional. Con el diseño de reactores, se aumentaba la velocidad pero fracasaban por la solidez de la estructura del avión, motivo por el cual no fueron un éxito los primeros aviones comerciales.

Los aviones militares fueron los primeros en tratar de rebasar la barrera del sonido. Se debe a un fenómeno físico simple, esto es, el sonido tiene su medio de propagación: el aire, el efecto que tiene es que lo reduce dependiendo de la densidad del medio; es más rápida la propagación en las capas bajas de la atmósfera debido a la densidad que es menor. El valor promedio en líneas generales de alrededor de 1,000 km/hr, su propagación es esférica con un centro emisor de ruidos, para nuestro caso el avión. Cuando el avión vuela a 700 u 800 km/hr lleva consigo sus ondas de sonido; pero si aumentamos la velocidad, esta choca con la onda sónica, es un choque físico ya que produce compresión en las partículas del aire. Hay una suma de ondas emitidas por el avión en la barrera sónica.

Existe un punto óptimo para la velocidad que genera el reactor, ya que el fenómeno ya mencionado se presenta en mach¹ 0.9 y termina en mach 1.20, en cambio el reactor vuela a mach 0.9 o 0.84. Pasando este punto óptimo la robustez requerida en el avión se incrementaría considerablemente.

Ya una vez pasando la barrera del sonido, el diseño aerodinámico debe ser adecuado y con una estructura mecánica resistente. Las condiciones de vuelo después de la barrera sónica son semejantes pero más duras que a velocidades subsónicas.

Se tiene la segunda generación, son los aviones de combate a reacción como los Mirage y Phantom, estos vuelan a mach 2, figura 1-8. Alcanzan estas velocidades por tiempos reducidos.



Figura 1-8. El avión de combate Phantom.

¹ Mach (Relación entre la velocidad de un móvil -avión- y la del sonido en la atmósfera donde se efectúa la traslación).

Un aspecto muy importante y que ha sido enfoque para la ciencia y la tecnología, es el descubrimiento de nuevos materiales. Se tiene al titanio, metal raro, costoso, sin él no se alcanza la velocidad a mach 2. Existe un calentamiento arriba de mach 2, por la fricción del aire con la superficie del avión, llamado "barrera del calor", alcanza temperaturas de 110°C y arriba de mach 3 de 330°C. Con estas temperaturas, las aleaciones de aluminio pierden su resistencia mecánica.

I. Proyecto SST.

Para 1960 se intentaba desarrollar las técnicas mencionadas con el proyecto SST (Super Sonic Transport, Transporte Supersónico), pero la crisis mundial lo pospuso. El problema tecnológico que tenía era su dimensión, era grandísimo. Así que europeos desarrollaron el Concorde y el Tupolev, adelantándose a los estadounidenses. Dada esta situación el Congreso de Estados Unidos dio un crédito de cerca de 4,000 millones de dólares para la construcción de un avión de 360 toneladas para 300 pasajeros que es más del doble de lo que transportaba el Concorde, haciendo la travesía por el Atlántico a mach 2.7. Pero nuevamente la crisis mundial detuvo este proyecto, dejando libremente el mercado al Concorde.

Finalmente, tenemos que la aviación supersónica sigue siendo un terreno virgen debido a que no se habían diseñado aeronaves para volar ininterrumpidamente a mach 2, o mayor a esta velocidad. Los anglo franceses empezaron a modificar el Concorde para esa velocidad intentando hacer su estructura de aluminio. Sin embargo, los estadounidenses sabían que el SST se podría fabricar de titanio para una velocidad de mach 2.7. Tenemos que el Concorde ejecutó su primera travesía en marzo de 1969, dejando atrás los problemas tecnológicos resueltos de mayor o menor suerte.

El concorde no tuvo el éxito esperado, figura 1-9, ya que las compañías aéreas temían por las crisis económicas que han perjudicado en muchas otras veces. No se duda que el Concorde sea una maravilla técnica, sin embargo, únicamente fue explotado por compañías como Air France, British Airways y la nacional de Irán. Tenía un precio de 46 millones de dólares, pero podía transportar a 130 pasajeros en muy poco tiempo, sin embargo, no todas las personas pudieron disfrutar de su maravilla debido al gran costo que tuvo el boleto.



Figura 1-9. El Concorde de British Airways.

Así, podemos ver que a lo largo de la historia se ha tenido un rápido desarrollo de la aeronáutica. Cada día la ciencia y la tecnología crea o descubre mejoras en todos los sistemas de la navegación aérea. Tomando en cuenta que se ha tenido más auge con la utilización de las computadoras como herramientas.

J. Aeronaves AirBus.

Se crea una sociedad de algunas compañías aéreas Europeas en 1968, llamada Airbus Industries. Creando el primer prototipo de avión comercial A300B con 250 plazas con 2 motores General Electric GE CF6-50, el cual voló el 28 de octubre de 1972. Air France fue la primera aerolínea en utilizar sus servicios, como ventajas tenía una cabina de pasaje muy amplia y cómoda, y los trirreactores L1011 y DC10 contaban con mejor rendimiento en combustible que los aviones de su época, utilizaron el estabilizador horizontal de cola, las puertas del pasaje y las trampas de los trenes de aterrizaje. Como resultado de varios estudios crearon una versión más pequeña conocida como el A310 en Julio de 1978. En mayo de 1982 el A310 realizó su primer vuelo con 118 pasajeros junto con su equipaje, contra viento de 45 kts, con escalas de Kuwait a Singapur y una distancia de 7,415 km, con un alto rendimiento de combustible, mayor al esperado.

Los más recientes Airbus cuentan con tecnología avanzada ya que sus cabinas EFIS tienen una configuración de 2 pilotos, sin navegante y sin mecánico ya que sus pantallas de rayos catódicos son mucho más grandes y proporcionan mejor visión y mejor disponibilidad de información; y los ordenadores ayudan a la gestión de los motores y el perfil del vuelo óptimo,

es decir, para un mejor rendimiento en los materiales. Su diseño en el empenaje tiene mejores características ya que está construido de fibra de carbono compuesta, mientras los estabilizadores de cola tienen depósitos de combustible integrados, con esto es una forma fácil de llevar el combustible. La razón básica es que el peso adicional del empenaje tiene un efecto de compensar longitudinalmente el avión, cosa que no ocurre con el resto de los aviones ya que se tiene que mover toda la sección de estabilizadores incrementando el peso de la parte trasera por lo que también incrementan la resistencia al avance del avión. Todo este soporte tecnológico los hace más silenciosos y menos contaminantes que los aviones convencionales.

K. La Década de 1970.

Fue el tiempo en que las mujeres inician un desarrollo profesional en áreas de aeronáutica, se tienen figuras como el Capitán Marcelite C. Jordan que se convirtió en el primer oficial femenino de mantenimiento aeronáutico; previo a ello fue oficial administrativo. También Jeanne M. Holm se convirtió en el primer oficial general femenino de la fuerza aérea.

Se establecieron varios récords, entre ellos se encuentran el del año de 1972, el Teniente Coronel Edgar Allison estableció un récord por un recorrido de 8,732.09 millas sin aterrizar, volando desde Ching Chuan Kang AB, Taiwan a Scott AFB en un Lockheed HC-130. Otro fue el del Mayor James V. Sullivan y el Mayor Noel Widdifield que establecieron el récord de velocidad de 1,806.964 mph entre Nueva York y Londres en un Lockheed SR-71A. El viaje duró 1 hora, 54 minutos y 55 segundos. Un récord mundial establecido por el Mayor Roger J. Smith fue en la elevación de 98,425 pies en 3 minutos, 27.8 seg en el McDonnell Douglas F-15A Streak Eagle.

El piloto Irv Burrows realizó el primer vuelo del avión de combate McDonnell Douglas F-15A Eagle en la base militar Edwards AFB, Calif. El F-15 es el primer avión de combate de la fuerza aérea de Estados Unidos con la tecnología de alcance en aceleración inmediata.

En 1973 ocurrió el primer vuelo de entrenamiento de navegación del Boeing T-43A, el cual fue desarrollado basándose en el 737-200 de transportación civil el cual ya contemplaba mejoras aerodinámicas y otros cambios, con una velocidad máxima de 943 km/hr, velocidad de navegación máxima de 927 km/hr, velocidad de rendimiento económico de 796 km/hr.

El piloto Henry E. Chouteau hizo el primer vuelo del prototipo Northrop YF-17 en la base aérea Edwards AFB, Calif. Aunque el McDonnell Douglas YF-17 no fue el ganador del programa de evaluación tecnológica de aviones ligeros de combate de la fuerza aérea, fue el progenitor del McDonnell

Douglas F/A-18 Hornet; cabe mencionar que el F/A-18 Hornet fue diseñado para dos objetivos, podía combatir a otros aviones (aire) y atacar puntos en tierra o mar, por eso es llamado F/A la 'F' de fight (combate) y la 'A' de attack (ataque), fue la primera aeronave que tuvo esta distinción.

L. La Década de 1980.

Se siguen estableciendo nuevos récords como son el de dos pilotos que realizaron un vuelo sin parar alrededor del mundo en 43.5 hrs, cubriendo 21,256 millas con una velocidad promedio de 488 mph llevando una misión de espionaje sobre posiciones del enemigo. Otro récord roto fue por el Grumman X-29 por el mayor número de vuelos de la serie X, piloteado por Rogers Smith (NASA), la primera aeronave que voló por 200 veces, rompiendo el récord de 199 vuelos establecido por 3 aeronaves Norteamericanas X-15.

En un proyecto secreto, el piloto Hal Farley realizó el primer vuelo del Lockheed F-117A de combate secreto en Tonopah Test Range, Nev. La existencia de esta aeronave no fue publicada sino hasta 1988. El F-117A fue la primera aeronave de cautela en operación mundial, figura 1-10. También es conocido como Frisbee. La misión de la aeronave es penetrar ambientes densos y atacar blancos con alta precisión.



Figura 1-10. El Lockheed F-117A, llamado Frisbee por su forma característica.

En Edwards AFB, Calif, el piloto Chuck Sewell hizo el primer vuelo del X-29A para una demostración de los atributos aerodinámicos de las alas. Los X-29, figura 1-11, dos de las más inusuales aeronaves jamás construidas, están diseñadas para probar los beneficios aerodinámicos que proporcionan las alas, las cuales aparentan estar volando en reversa.



Figura 1-11. El X-29A con las alas en contra del viento.

Los soviéticos lanzaron el transporte An-225, el aeroplano más largo del mundo.

Se continuaron las mejoras de los modelos básicos del 747, DC-10 y L-1011 para mantener estas aeronaves en el mercado. Tan solo viendo el 747, han creado 7 diferentes modelos. El más reciente el 747-400 que fue lanzado en 1988 contiene muchas mejoras aerodinámicas que incrementan la eficiencia de combustible.

En Diciembre de 1986, la aeronave ultraligera experimental Voyager completó exitosamente el primer vuelo sin parar, alrededor del mundo sin recargar combustible. El Voyager fue diseñado por Burt Rutan bajo una forma no ortodoxa H. La aeronave tenía 2 motores, uno enfrente para despegar, aterrizar y maniobrar; el otro en la parte trasera para la potencia durante el vuelo. Mayormente compuesto por materiales plásticos de peso ligero, el avión pesaba tan solo 4,420 kg (9,750 lb) al despegar con 4,500 litros (1,200 galones) de combustible en sus 17 tanques y 840 kg (1,858 lb) en el aterrizaje.

M. La Década de 1990.

Se realizó una fusión entre Rockwell Aerospace y North American Aircraft (EUA) y Deutsche Aerospace (Alemania Occidental) en el diseño del X-31 para probar tecnologías que permitieron el combate aéreo con mayor visibilidad por encima de un combate con parámetros de vuelo normal. El X-31 en condiciones de vuelo normal incluye velocidades arriba de mach 0.9 con una altitud de 40,000 pies (12,192 m), figura 1-12. Para pruebas específicas para determinar el vector de efectividad en velocidades supersónicas la aeronave realizó un vuelo a mach 1.28 a 35,000 pies.



Figura 1-12. El X-31 resultado de fusiones tecnológicas de USA y Alemania.

El piloto Larry Walker y el piloto Mayor Erwin Jenschke aterrizó el McDonnell Douglas NF-15B S/MTD en una plataforma de prueba de 1,650 pies en el centro de prueba de vuelo de la fuerza aérea en Edwards AFB, Calif. El motor de Pratt & Whitney bidimensional reversible es el método principal para frenar una aeronave.

Nuevamente se establecen récords como el del Teniente Coronel Ed Yielding (piloto) y el Teniente Coronel J. T. Vida (oficial de sistemas de vuelo) establecieron 4 récords de velocidad, incluyendo una marca transcontinental de 2,112.52 mph (1 hr, 8 min, 17 seg) por 2, 404.05 millas de curso desde Oxnard, Calif, a Salisbury, Md, ese fue el tiempo del último vuelo de la

Fuerza Aérea de un Lockheed SR-71. Otro récord es el del Teniente Eric Hinger y Matt Klunder que establecieron un récord de altitud de 41,253.6 pies con 1,000 kg (aeronave de turbo propulsión) en un Grumman E-2C Hawkeye en NAS Patuxent River, Md. También el Capitán Jeff Kennedy estableció el récord de la distancia circular sin aterrizar (aeronave jet) por 10,083.11 millas en un Boeing KC-135R.

2. Tipos de navegación aérea

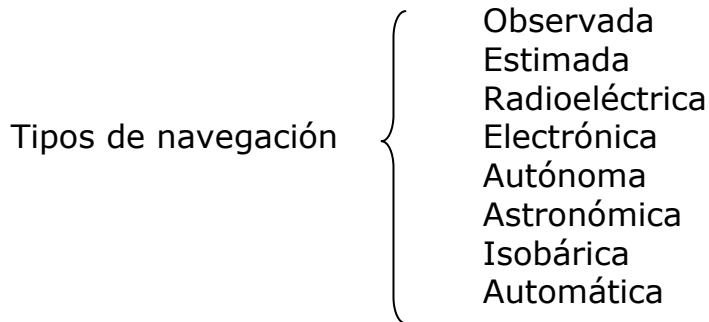
La aviación a lo largo de su historia ha pasado por distintas etapas en que se han encontrado diversos métodos para la navegación, éstos van desde los inicios de tipo rudimentario y hasta la actualidad que contamos con alta tecnología, dando así mayor perfección y sofisticación.

Sabemos que la navegación aérea es una ciencia muy compleja, ya que en cada trayectoria se presentan situaciones diferentes y con soluciones también diferentes. Con un estudio del trayecto se logra una mejor posibilidad en eficiencia, rapidez y seguridad durante el traslado, esto es, de todas las posibles rutas se elige la más conveniente utilizando como base un tipo específico de navegación.

La navegación ha sufrido grandes cambios ya que se han dejado atrás las imágenes de los operadores de radio (radionavegantes) en las aeronaves de tipo comercial y sus procedimientos empleados para lograr las travesías con éxito. Los sextantes y almanaques que utilizaba la navegación astronómica se han quedado como parte de la historia dando así un paso de evolución para llegar a los equipos que en la actualidad se utilizan.

Aún con el desarrollo enorme que se ha tenido en la tecnología para una mejor navegación, cabe mencionar que se utilizan en combinación los diversos tipos de navegación; esto es por cuestiones de seguridad y para reducir los márgenes de error. En el caso de que falle algún equipo se puede tener un apoyo por otro tipo de navegación que se esté utilizando, logrando así adelantarse a cualquier falla.

Sin embargo, veremos cómo se llegó al desarrollo de los sistemas de navegación, para ello se requiere de una clasificación que se basa en el medio empleado para su realización:



A. Navegación Aérea Observada o Visual.

El piloto necesita orientarse, darse cuenta de los distintos puntos que sobrevuela la aeronave en todo su trayecto, esto se basa en el reconocimiento visual del terreno.

Este es el primer tipo de navegación que se utilizó, ya que no se contaba con equipo o algún instrumento que ayudara al reconocimiento del lugar en que se encontraba la aeronave o del conocimiento de los parámetros que se requerían para una buena trayectoria, además, en un principio los pilotos no tenían grandes conocimientos, todo esto era gracias a la intuición y a la experiencia. Por lo tanto es la navegación más sencilla y la más elemental.

Actualmente se utiliza mucho este tipo de navegación en el pilotaje de aviones ligeros, ya que se tiene una visualización de accidentes de terreno, obras del hombre y utilizando los elementales principios de la navegación como las cartas a escala 1/500 000 o escalas de 1/1 000 000, medición de distancias y rumbos o del tiempo en ruta por la velocidad del avión. Por tratarse de aviones pequeños (ligeros), se tiene una muy buena visión. Recorren distancias hasta de varios kilómetros.

Las desventajas que tendría serían los cambios meteorológicos, ya que obstruyen la buena visibilidad del piloto por lo que requiere mayor atención y mayor punto de enfoque para observar. También resulta más tenso y cansado para el piloto ya que no debe haber ninguna distracción porque podría cometer graves errores.

B. Navegación Estimada.

Este tipo de navegación es de las más básicas, tomando como auxiliares a los demás tipos de navegación. La finalidad de los tipos de navegación así como auxiliares es la comprobación de la exactitud del tipo básico.

La navegación estimada es la navegación en que dado un tiempo de vuelo, dependiendo de la velocidad de la aeronave con relación a la tierra, se determina la distancia y dirección específica, desde que la aeronave toma una posición conocida hasta una posición actual, y se estima la posición relativa de la aeronave, a esto se le conoce como "navegación de deducción". En teoría es navegación de matemática exacta. Ya en la práctica, esta exactitud depende de otras variables y de la información meteorológica, así que la posición no se estima como punto después de una hora de vuelo, sino como un círculo de aproximadamente 10 km de radio de error.

En esta navegación es común encontrar pequeños errores debidos a la lectura de la dirección y de la velocidad. Si se presenta un error muy pequeño y se ignora, los siguientes cálculos aumentarán ese error, dejando atrás la óptima trayectoria para un correcto vuelo.

C. Navegación Radioeléctrica.

Este es el tipo de navegación más utilizado en la actualidad para la relación de vuelos instrumentales (IFR) y se basa en la recepción a bordo de señales de radio que son emitidas por equipos transmisores en tierra conocidos como radiofaros, tales como el NDB, VOR, y otros que se verán más adelante.

La navegación radioeléctrica se clasifica por el tipo de emisión y transmisión de las señales, las cuales son:

- Diferencia de campos (NDB)
- Diferencia de fases (VOR)
- Tiempo entre impulsos (RADAR)

Se utiliza como apoyo para las navegaciones ya descritas, dando así un factor de comparación para determinar si la navegación aérea utilizada es la correcta de acuerdo a la trayectoria óptima deseada.

D. Navegación Aérea Electrónica.

Esta navegación nació en 1930 durante la Segunda Guerra Mundial y se desarrolló conforme los avances de la tecnología. Su desarrollo se basa en las transmisiones electrónicas, que se conocen como transmisiones hiperbólicas, que son de mayor alcance que las de transmisión por radio. Existe un sistema de este tipo de navegación, llamado Loran, su emisión es basada en impulsos, en lugar de las señales continuas que generan menos información pero con mayor exactitud en distancias grandes.

E. Navegación Autónoma.

Se constituye básicamente con equipo a bordo de la aeronave, no requiere de equipo de apoyo en tierra. Así el piloto puede navegar con toda exactitud. En este tipo de navegación se basan los Sistemas de Navegación Inercial (INS) y el Radar Doppler.

F. Navegación Astronómica.

Se creó en 1919 con el diseño de una versión aeronáutica del sextante marino. Se basa en determinar la posición de la aeronave mediante la observación de los cuerpos celestes (Sol, Luna, Estrellas, Planetas) con el sextante; para obtener la longitud y la latitud geográficas, que se relacionan con la hora exacta de Greenwich. Se calcula con la ayuda del almanaque aéreo.

Esta navegación se diseñó para los primeros aviones comerciales hasta la invención de los reactores. Su utilización como muchos otros sistemas de navegación era de tipo comparativo a la navegación básica. Casi no se encuentra en uso, esto debido a la tecnología desarrollada en otros tipos de navegación. Su principal desventaja es que está limitada a la visibilidad que se tenga y sobre todo a las condiciones meteorológicas.

G. Navegación Aérea Isobárica.

También se conoce como "rumbo permanente", "sistema bellany", "aerologación" y "largas distancias". Se basa principalmente en datos de las

presiones barométricas a lo largo de la ruta, esto con el fin de utilizar al máximo los vientos a favor.

Es impráctica e imprecisa esta navegación, ya que existen distintas presiones a lo largo de la atmósfera.

H. Navegación Aérea Automática.

En esta navegación se utiliza uno de los grandes desarrollos de la electrónica, nos referimos a la computadora. Es muy reciente en los sistemas de navegación. Una computadora a bordo del avión nos proporciona todo tipo de información que ayuda a conocer la posición en cualquier tiempo. Existen dos tipos de sistemas que emplean esta navegación, estos son:

- Self Contained (Sistemas contenidos a bordo).
- Ground Reference (Sistemas con instalaciones en tierra, son sistemas dependientes de energía).

Self contained. Estos sistemas son independientes de cualquier equipo de tierra, todo el apoyo se encuentra dentro de la nave. Hay algunos equipos que reciben energía desde tierra como una respuesta de las transmisiones desde el avión, estos equipos son semejantes al radar exploratorio (Search Radar) y el radar Doppler.

Las aeronaves que tienen equipos a bordo tienen la característica de obtener todos los datos de la navegación para cualquier parte del mundo sin la necesidad de apoyo de las instalaciones ubicadas en tierra. Otra ventaja es que es un sistema muy eficiente ya que su exactitud no es afectada por factores meteorológicos, o por parche muertos o por la localización de líneas de base.

Ground reference. Este sistema es dependiente de los equipos ubicados en tierra, es decir, trabajan con señales transmitidas desde una estación en tierra. Debido a esta característica, únicamente se aplica a las aeronaves civiles, ya que si se utilizará en aviones militares habría un conocimiento de las estrategias del enemigo. Otro punto importante es el señalar que el sistema involucra un fuerte gasto de inversión para los equipos en tierra, ya que requieren instalación y mantenimiento.

3. Auxiliares de la navegación aérea.

A. Radioayuda para la navegación de aeronaves.

Una aeronave de cualquier tipo requiere ser controlada bajo cualquier condición climatológica y alcanzar un grado amplio de visibilidad, estos son los dos puntos importantes que se deben considerar invariablemente. Esto se logra con equipo de ayuda que funciona a través de señales de radio que son conocidos como radioayudas. Se necesitan de distintas radioayudas para todas las etapas de funcionamiento de una aeronave, desde comunicación, navegación, vigilancia y finalmente aterrizaje por instrumentos. Estas distintas radioayudas han tenido una evolución en los últimos 40 años.

En la figura 1-13, se encuentran ubicadas todas las antenas de cualquier aeronave comercial moderna correspondientes a las etapas ya mencionadas. Estas antenas se encuentran a lo largo de la aeronave desde la nariz hasta la cola, y representan las condiciones mínimas para cualquier navegación.

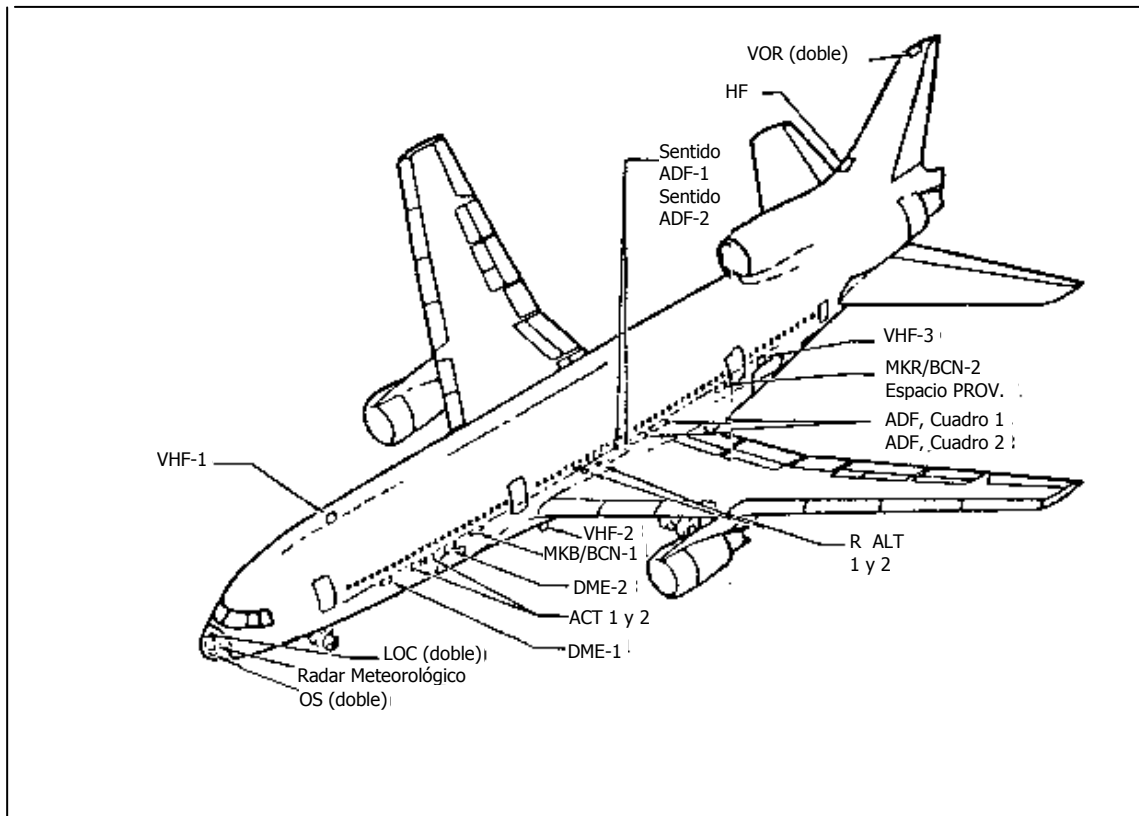


Figura 1-13. Ubicaciones de las antenas en un avión.

Se tiene otro tipo de radioayudas para la navegación en regiones oceánicas y remotas como es la de larga distancia o por navegación inercial.

En las aeronaves modernas estos sistemas auxiliares son manipulados por computadoras de gobierno de vuelo, que automatizan cualquier etapa del funcionamiento de la aeronave, es decir, seleccionan y sintonizan todos los sistemas y envían sus respectivas señales a una salida específica; en este caso la salida son las diversas pantallas CRT de color de funciones múltiples, integrados con otros datos de la aeronave, que se encuentran en los tableros de la cabina de vuelo. Así se tienen diversos datos como son el rumbo, la velocidad del aire, ángulos de balanceo y cabeceo, clima, y otros.

Estudiaremos las radioayudas de la navegación en ruta de corta distancia, así como de larga distancia y para la aplicación meteorológica.

Tabla A-1. Radioayudas de la navegación y el uso.

Radioayuda	Uso
VHF (muy alta frecuencia) HF (alta frecuencia)	Comunicaciones
VOR (radiobaliza omnidireccional VHF) ADF, cuadro y sentido (radiogoniómetro automático) DME (equipo radiotelemétrico)	Navegación de corta y mediana distancia
ATCRBS (sistema de radiobaliza para el informe del control del tráfico aéreo)	Vigilancia del control del tráfico aéreo desde tierra
LOC (localizador) ADF (localizador de brújula) GS (trayectoria de descenso) MKR/BCN (radiobaliza marcadora de 75 MHz) R ALT (altímetro de radar)	Aterrizaje por instrumentos

B. Radioayuda para la navegación en ruta de corta y mediana distancia

En la tabla A-2 se tienen los sistemas más importantes, con un alcance de 200 nmi (millas náuticas), esto depende de la altura del avión. Casi todos estos sistemas, con excepción del DECCA y TACAN (parte de medición del acimut), tienen sus parámetros estandarizados por la ICAO.

Tabla A-2. Principales sistemas auxiliares para la navegación de corta y mediana distancia.

Sistema	Intervalo de Frecuencia	Cobertura utilizable	Número de usuarios proyectado		
			Civil E. U. A.	Militar E. U. A.	Todo el mundo

VOR	108 117.95MHz	a Línea visión	de	196,000	12,000	270,000
DME	962 1213MHz	a Línea visión	de	70,000	13,000	130,000
TACAN	962 1213MHz	a Línea visión	de	-----	13,000	16,000
NDB/ADF	200 1650kHz	a 50 200nmi	a	100,000	24,000	170,000
DECCA	70 130kHz	a 210 nmi		-----	-----	1,000
Radiobaliza marcadora SSR	75MHz 1030 1090MHz	6nmi a Línea visión		77,000	12,000	150,000
			de	180,000	24,000	250,000

La radiobaliza marcadora de VHF es utilizada actualmente como parte del sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS); en un principio fue diseñada como auxiliar de la navegación del radiofaro tetradireccional de baja frecuencia.

El radar SSR, llamado también sistema de radiobaliza para el informe de posición del control de tráfico aéreo (ATCRBS), es más bien utilizado como un auxiliar para poder vigilar el tráfico aéreo desde tierra que como sistema de navegación.

Sistema de radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia (VOR).

Este es el principal auxiliar para la radionavegación de onda corta o mediano alcance en VHF y libre de estáticos, lo utilizan las aeronaves civiles. Por otro lado, forma parte de la ayuda para las aproximaciones instrumentales, aunque sean de no precisión. Es también conocido como OMNI y se creó como norma internacional por la ICAO en el año de 1949.

Equipo de tierra. El VOR es un auxiliar de la navegación de fuente puntual, da la medición del rumbo acimutal que tiene la aeronave a la estación transmisora referido al norte magnético local. Este sistema no produce la lectura de la dirección que está llevando la aeronave; esta lectura es obtenida por la estación de tierra que radía una onda portadora VHF modulada por dos señales de 30 Hz. Se conoce a la componente de 30 Hz como señal de referencia, es de fase fija. La otra fase de la señal transmitida es de fase variable ya que cambia dependiendo del acimut a la estación. Así,

se tiene una diferencia de las dos fases que proporciona la medida del acimut a la estación. La diferencia de fase cero se fija en algún lugar con respecto al norte magnético de la estación, la medición que se toma en la aeronave, es decir, la medición de la diferencia de fase real (0° a 360°) es el ángulo de acimut a la estación. En la figura 1-14 podemos ver los diagramas de ambas señales.

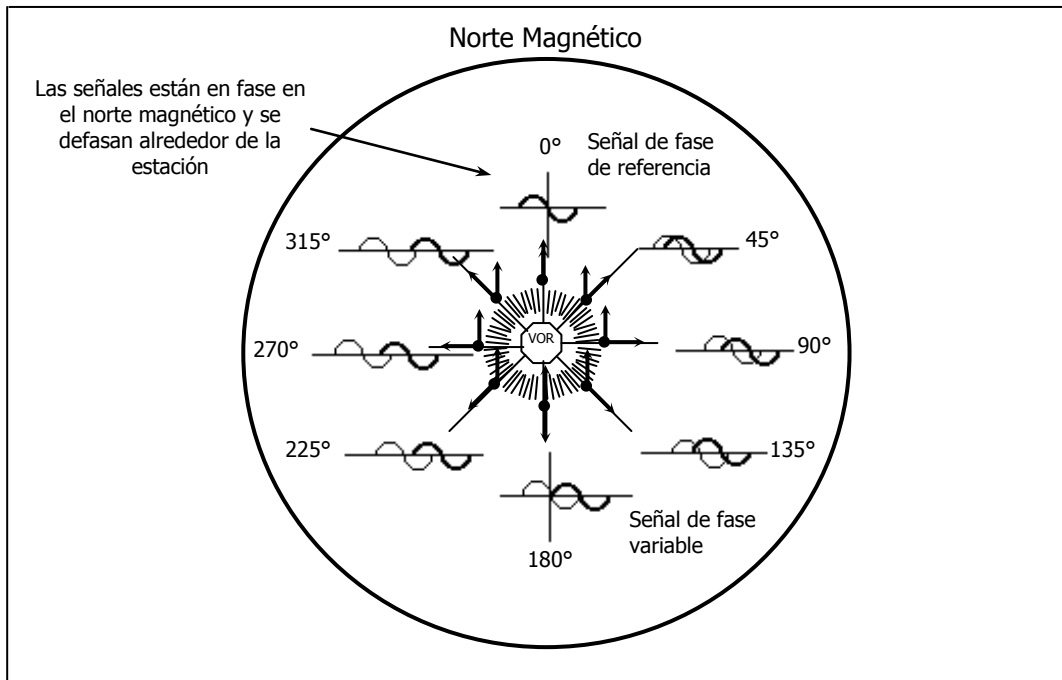


Figura 1-14. Diagrama de la fase de referencia y fase variable

Para un VOR ordinario, se genera la fase variable aplicando una portadora no modulada a un sistema de antena direccional con diagrama cardioide de acimut que gira a 30 r/s. Con esta componente se tiene una modulación de amplitud de doble banda lateral (DSB) de la portadora en 30 Hz. Por otro lado, se transmite por una antena omnidireccional la señal de fase de referencia, la de 30 Hz, es decir, se transmite en forma circular desde tierra permaneciendo constante en todos los sentidos. La portadora se modula primero en amplitud de DSB con una subportadora de 9,960 Hz, ésta a su vez se modula en frecuencia en forma senoidal a 30 Hz con desviación de cresta de 480 Hz. Así, la fase que se detecta de esta modulación representa la referencia fija.

Dentro de la portadora de la señal de referencia se encuentran las señales de identificación que se codifican en clave Morse y que se modulan en amplitud a un tono de 1,020 Hz. En algunos lugares se incluyen señales

de habla, para fines de identificación, comunicaciones en AM o predicción climatológica. El espectro de una señal VOR lo vemos en la figura 1-15.

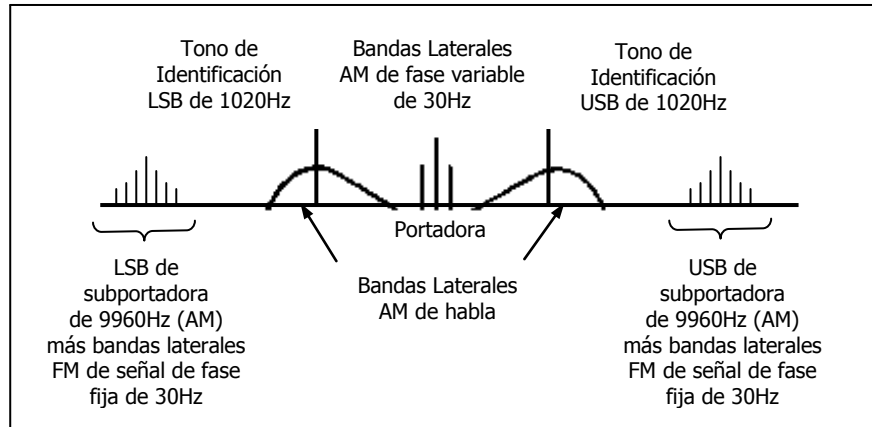


Figura 1-15. Espectro de una señal VOR ordinaria. LSB=banda lateral inferior; USB=banda lateral superior.

Las frecuencias de operación están en la banda de 108 a 118 MHz, dando canales para espacios de 50 kHz, se utilizan en realidad con incrementos de 100 kHz. La distancia de recepción es esencialmente rectilínea, con casi nada de contaminación por la propagación de ondas en la ionosfera. Su polarización es de tipo horizontal. También las normas para la modulación es controlada por la ICAO.

Equipo de a bordo. Para la instalación del equipo de abordaje del sistema VOR, requiere de cuatro componentes:

- Antena
- Receptor
- Servoamplificador
- Indicador.

Antena. Se tiene una variación en las antenas de los aviones, desde simples dipolos en V horizontales hasta ciertas variantes del cuadro Alford. Lo que se prefiere es un montaje elevado en el estabilizador vertical de cola del avión o en la parte superior del fuselaje, para tener una cobertura mucho más amplia, de forma omnidireccional.

Indicador. La visualización que tendrá el piloto se muestra en la figura 1-16, que es el indicador de desviación del rumbo (CDI). Son indicadores de lectura de fases directa, ya sea analógico o digital, del acimut real a la estación seleccionada. Se tiene el selector de rumbo (OBS), que es la escala de rumbo giratoria, se conecta a un defasador de 30Hz que desplaza

separando desde 0° (0° representa el Norte), a la señal de fase de referencia el número de grados que se visualiza en el apuntador del rumbo seleccionado. La aguja de desviación es impulsada por un resolutor (sincrotrigonómetro), que hace la comparación de la fase de esta referencia desplazada con la señal de fase variable de 30Hz. Se presenta una indicación de error de rumbo en los 10° cuando hay una desviación de escala completa. La aguja se encuentra en el centro cuando la aeronave está en el rumbo de la estación seleccionada. Esto se logra haciendo un desplazamiento de 90° de una de las señales de 30Hz y se compara con la otra señal en un segundo resolutor de alta ganancia, que a su vez activa una señal bandera de resolución ambiguo "TO-FROM" (hacia-desde). Al tener niveles débiles de las señales de 30Hz, aparece una señal bandera de advertencia en otra ventana del instrumento.

Un CDI simple es el indicador VOR más común en un 90% de las aeronaves de un motor y bimotores ligeras. En aeronaves grandes se encuentra un indicador similar al indicador de situación horizontal (HSI), se ve en la figura 1-17. Las indicaciones se tienen sobre una carátula giratoria de brújula que depende del sistema de compás principal del avión. La flecha de rumbo elegible apunta hacia el "radial" VOR que se selecciona por la perilla de selección de rumbo (para el ejemplo son 290°). La barra de desviación del rumbo se mueve para mostrar la posición radial del acimut ya seleccionada en referencia a la aeronave simbólica que se encuentra en el centro del instrumento. Al alinearse la barra de desviación con la flecha de rumbo, la aeronave se encuentra en el acimut seleccionado. Se tiene un par de flechas más que nos mostrarán la dirección de la estación, es decir, nos mostrarán si la estación se encuentra detrás o delante del avión, estas corresponden a las señales de "TO-FROM" del CDI. También aparecen señales de advertencia (señales de bandera) cuando la intensidad de la señal es muy baja.

Hay muchas variantes del HSI básico. Pueden incluir datos de otras fuentes de navegación, como del sistema radiogoniométrico automático (ADF) y el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS). Para la siguiente generación de aviones, la simbología es generada por computadora y se visualiza en tubo de rayos catódicos.

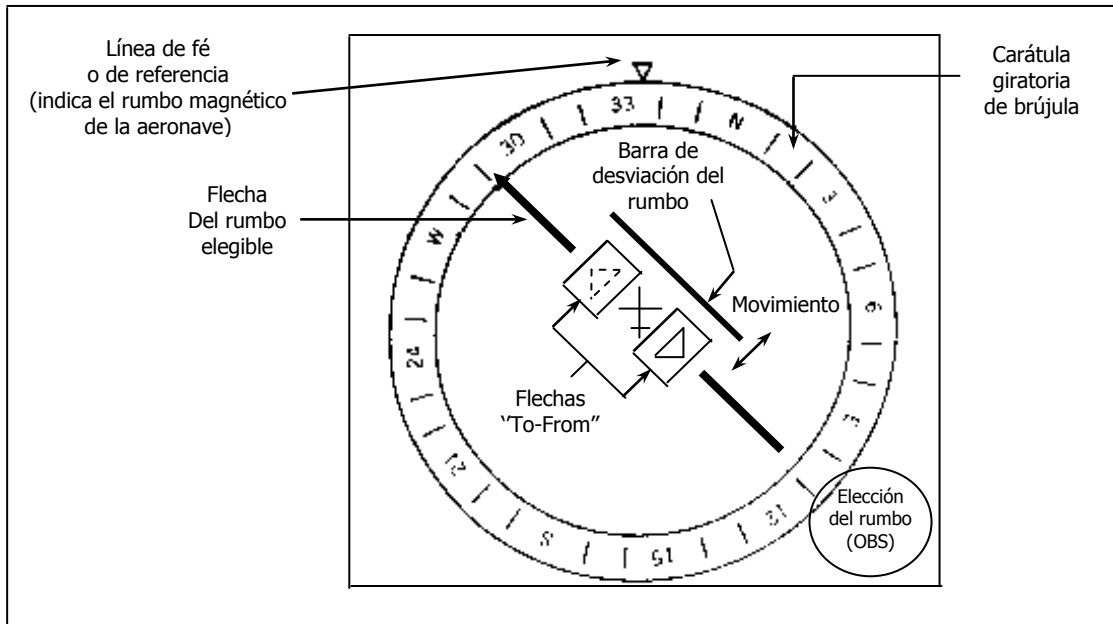


Figura 1-17. Indicador de situación horizontal (HSI). OBS=selector de rumbo.

Las normas ya establecidas por la Radio Technical Committee for Aeronautics (RTCA) para los receptores VOR y las normas para los equipos de líneas aéreas por la Aeronautical Radio, Inc. (ARINC) dictan que un receptor VOR para aviones ligeros con indicador pesaría unos 2kg, con un volumen de $1,750\text{cm}^3$ y consumiría 20W. Un receptor VOR para líneas aéreas pesaría 6 kg, volumen de $5,300\text{cm}^3$ y potencia de 70W.

Errores de sitio. La ubicación de la estación VOR requiere cierto cuidado, ya que pueden existir errores angulares de acimut producidos por las reflexiones de trayectoria desde estructuras o terrenos cercanos. Las antenas por lo general se colocan más o menos a media longitud de onda por encima de un contrapeso (antena de contrapeso) metálico circular de 7m de diámetro, con una elevación de 5m por encima del suelo. En ocasiones se necesita un mayor contrapeso y una mayor elevación. Para lugares más difíciles para ubicar la estación, se desarrolló el VOR Doppler.

VOR Doppler.

Este tipo de radiofaro omnidireccional conocido como Doppler reduce en cierto grado los efectos de trayectoria múltiple haciendo una abertura mucho mayor de antena. En un arreglo circular formado por 50 cuadros de Alford sobre un diámetro de 13.4m se coloca encima de un contrapeso con un diámetro nominal de 45.7m. Si tenemos que la frecuencia nominal (o) de

la estación, hay un reemplazo secuencial a cada elemento de la antena por una portadora a $\omega \pm 9,960\text{Hz}$ con una velocidad de rotación de 30r/s. Se apreciará así, que a cierta distancia hay una modulación senoidal de frecuencia de 30Hz aparente a causa del efecto Doppler. El diámetro y espaciamiento que tiene el anillo de la antena son tales que la desviación de frecuencia a nivel de cresta es 480Hz, que es el valor del VOR común. En la modulación de 30Hz es función del acimut con respecto a la estación. Para la fase de referencia, se modula en amplitud DSB a un tono fijo de 30Hz de portadora omnidireccional de frecuencia ω . Así, que para el VOR Doppler, las fuentes de las modulaciones de ambas señales de 30Hz, se invierten con respecto al VOR común. Tomando en cuenta que el receptor del avión sólo mide la diferencia de fase, su funcionamiento es el mismo tanto para el VOR común como el VOR Doppler.

Analizando las señales de espectro de ambos sistemas, se tiene que para el VOR Doppler existen las componentes de banda lateral superior de la subportadora de 9,960Hz en FM. Para algunos receptores VOR, generalmente de tamaño pequeño y menor costo, se ha apreciado que son sensibles a este efecto, produciéndose así errores de fase mayores que los permitidos.

Para la corrección de este efecto se ha diseñado el VOR Doppler de doble banda lateral, teniendo una portadora en $\omega \pm 9,960\text{Hz}$ que se conmuta en sincronía con la de $\omega + 9,960\text{Hz}$. Sus conexiones están separadas físicamente a 180° en torno al anillo de antenas insertando la banda lateral inferior. Ya se están instalando de manera operacional este tipo de VOR.

Parámetros y exactitudes. En los Estados Unidos, las estaciones que transmiten VOR se clasifican en tres tipos, cada una con su volumen de servicio estándar (SSV):

Tabla A-3. Clasificación de estaciones VOR.

Designador de clase	Límites de altitud y distancia de SSV
T (terminal)	Hasta 12,000 pies sobre el nivel de tierra de la estación; radio de 25 nmi
L (baja altitud)	Hasta 18,000 pies; radio de 40 nmi
H (elevada altitud)	Hasta 14,500 pies; radio de 40 nmi 14,500 a 18,000 pies; radio de 100 nmi

18,000 a 45,000 pies;
radio de 130 nmi
45,000 a 60,000 pies;
radio de 100 nmi

También se definen volúmenes de servicio extendido (ESV). Se tiene el volumen de servicio operacional (OSV) que es la suma de ESV y SSV de la misma estación. En el OSV la mínima densidad de potencia de señal es de 120 dBW/m^2 . Para poder cumplir estas normas, la potencia de los transmisores de VOR están entre 10 a 200 W.

Los distintos miembros de la ICAO varían en definir la exactitud, en Estados Unidos el error del sistema agregado para el VOR se toma en cuenta como 4.5° , se obtiene de las siguientes componentes de error:

1. Error de señal radial: 1.4° . Un límite de tolerancia monitorizado por la Federal Aviation Agency (FAA) verifica el vuelo dentro de un OSV de la estación VOR.
2. Error de componentes de a bordo: 3.0° . Error creado por el receptor. Este valor se establece por receptores de aviones de bajo costo. Se estima que se reducirá este valor en un factor de cuatro, en las líneas aéreas modernas
3. Error de instrumentación: 2.0° . Son errores por el indicador y el acoplador de piloto automático. El error es menor en pantallas digitales.
4. Errores técnicos de vuelo: 2.3° . Es un error producido por la imprecisión del pilotaje, se reduce con el acoplador de piloto automático.

Equipo radiotelemétrico (DME).

El equipo radiotelemétrico estándar de ICAO y FAA es un sistema de telemetría por pulsos. Este equipo tiene la capacidad de proporcionar la distancia exacta de una aeronave en relación con otros puntos importantes como son aeropuertos o cruces de aerovías. La medición se logra tomando el retardo que existe cuando un aeronave interroga a un transpondedor (radiofaro de respuesta) de tierra, este retardo es de ida y vuelta entre los pulsos de interrogación y respuesta. Se inventó como parte del sistema de navegación aérea táctica (TACAN), sin embargo, las funciones del DME pueden actuar de manera independiente.

Las interrogaciones de las aeronaves generadas por el equipo de a bordo, llamado Unidad Interrogadora se efectúan en 126 frecuencias espaciadas de 1 MHz en el sentido aire-tierra, trabaja en la banda de 1,025

MHz y 1,150 MHz. La respuesta del radiofaro de tierra conocido como Unidad Respondedora está en una frecuencia lejana a 63MHz de la interrogación. Al tener la respuesta de 63MHz inferior, la disposición recibe el nombre de canal X, y al ser mayor, canal Y. Por tanto, se tienen 252 frecuencias de sentido tierra-aire en la banda de 962 MHz a 1,024 MHz y en la de 1,151 MHz a 1,213 MHz. Tanto las señales de aire como de tierra se radian con una polarización vertical, y para la antena de tierra su diagrama de directividad se hace lo más posible de forma omnidireccional. Cada interrogación y respuesta consiste de un par de pulsos. El espaciamiento de pulsos es como se indica en la tabla siguiente:

Tabla A-4. Espaciamiento de pulsos en el DME.

Canal	Espaciamiento de pulsos interrogadores del avión	Espaciamiento de la respuesta de tierra
X	12 s	12 s
Y	36 s	30 s

Hay una tolerancia en el espaciamiento, es de 0.25 s. En cada pulso se tiene una distribución de tipo gaussiana con el fin de minimizar la ocupancia espectral, con ancho de media amplitud de 3.5 0.5 s. La Unidad Respondedora está diseñada para un retardo fijo de 50 s entre lo que es la decodificación correcta del par de pulsos recibidos y la transmisión de otro par de pulsos. Este retardo fijo es restado de manera automática por la Unidad Interrogadora en la estimación del tiempo de viaje de ida y vuelta de la señal.

Adquisición y seguimiento. Una Unidad Respondedora operará en forma simultánea con muchas aeronaves dentro del área de cobertura, por lo que el equipo de a bordo tendrá que ser capaz de eliminar las demás respuestas de otras interrogaciones. Ya que cada aeronave que interroga al radiofaro de tierra utiliza la misma frecuencia y formato de señal, y las interrogaciones de las aeronaves no están sincronizadas de ninguna manera, se genera este problema de identificación. Como solución, la velocidad de la interrogación de cada aeronave se va a distorsionar deliberadamente en forma aleatoria. Luego el receptor de DME busca un patrón de pulsos que emitirá con un retardo fijo a la interrogación. La compuerta de búsqueda que tiene la aeronave se coloca correctamente al tiempo de interrogación y detecta una réplica a la respuesta de las interrogaciones de la misma aeronave. Y las respuestas de las interrogaciones de otras naves tendrán una variación al azar con respecto a este tiempo de conteo o "de compuerta".

En la búsqueda inicial, la Unidad Interrogadora hace un promedio de 150 interrogaciones por segundo. La compuerta de intervalo sufre un desplazamiento hacia afuera en el momento del retardo de intervalo cero hasta que se puede detectar una elevada proporción de pares de respuestas. En este instante se suspende la búsqueda y se da inicio al seguimiento. Tenemos que la velocidad promedio de las interrogaciones se reduce a un valor menor a 20 interrogaciones por cada segundo. Luego la compuerta se reposiciona en forma constante, usando un ciclo de seguimiento predictivo, con el fin de mantener los pulsos devueltos en el centro de la compuerta a medida que cambia la distancia de la aeronave. Los ciclos de predicción hacen posible el seguimiento aún al faltar gran parte de los pulsos de respuesta.

Implantación del radiofaro de tierra. El radiofaro de respuesta de tierra recibe y transmite un par de frecuencias fijas con una separación de 63 MHz. La antena de tierra consta de dipolos apilados de manera vertical, produciendo un patrón omnidireccional en el plano horizontal. La ganancia por lo menos es de 4 dB para un solo dipolo; en ocasiones son hasta de 9 dB. Después de cada interrogación con éxito la Unidad Respondedora se inhibe un tiempo aproximado de 60 s. Esto se hace con el fin de evitar que los ecos demorados de trayectoria múltiple puedan activar la interrogación directa. Para un terreno montañoso muy accidentado, este retardo de 60 s tal vez se tenga que incrementar hasta 150 s.

Los radiofaros de tierra se diseñan para trabajar a una velocidad de respuesta de 2,700 pares de pulsos por segundo. Esto equivale al manejo continuo de 100 aeronaves, el 5% en el modo de búsqueda (150 interrogaciones por segundo) y el 95% en seguimiento (un promedio de 20 interrogaciones por segundo).

Identificación. La FAA y la ICAO especifican el requerimiento de radiofaros DME para multicanalizar las señales de navegación con los códigos de identificación audibles. Cuando se transmiten los caracteres de identificación (2 a 3 caracteres en clave Morse) en un tiempo de más o menos 30s, se suprime la transmisión de pares de pulsos. Los símbolos de esta clave duran 0.125s para el punto y 0.375s para la raya, y se transmiten en pares de pulsos a velocidad constante de 1,350 pares de pulsos por segundo. El receptor de abordaje detecta esta señal por un circuito sintonizado, y se alimenta el sistema de distribución de audio como un tono en clave Morse de 1,350 Hz. La transmisión de cada grupo de códigos dura menos de 5s.

Implantación en la aeronave. Las antenas de las aeronaves son segmentos verticales de $\frac{1}{4}$ de onda, que tienen 7 cm de longitud, para las frecuencias de los DME. Las potencias de cresta de pulso del transmisor varían desde 100W (las unidades más simples), hasta 1kW o más (el equipo de líneas aéreas).

En los equipos modernos, el retardo de la señal de ida y vuelta se mide digitalmente con una señal de reloj precisa. Sustrayendo el retardo fijo de 50 s del radiofaro, cada milla náutica equivale a unos 12 s de retardo del viaje de ida y vuelta. El alcance máximo de medición es de 200 millas náuticas, algunos equipos especiales pueden medir hasta 400 millas náuticas.

Las pantallas digitales despliegan una lectura de la distancia verdadera al radiofaro seleccionado en millas náuticas y décimas. También se obtiene de los ciclos de seguimiento la indicación de la velocidad de cambio de la distancia en nudos. Un tercer display muestra el "tiempo de arribo a la estación" en minutos, siempre que la velocidad de cambio de la distancia sea negativa (durante el vuelo hacia el radiofaro).

La RTCA establece normas de rendimiento mínimo para el DME. Un DME básico de una aeronave ligera pesaría 1.5kg, ocuparía $1,650\text{cm}^3$ y consumiría cerca de 30W. En el caso de unidades de líneas aéreas estas cifras se aproximarían más a 7.5kg, $11,000\text{cm}^3$ y 55W.

Parámetros y exactitudes. Los volúmenes de servicio operacionales para radiofaros DME se definen igual que para las estaciones VOR. Los volúmenes utilizables se definen como aquellos para los cuales la densidad de potencia en la antena de la aeronave es la siguiente:

Más de 18,000 pies sobre el nivel de tierra, 91.5dBW/m^2
Menos de 18,000 pies sobre el nivel de tierra, 86.0dBW/m^2

Las exactitudes del DME están dadas en las especificaciones de la FAA y de la ICAO. Se acepta un error máximo de 0.1 nmi (error de retardo aproximada de 1 s), debido a todas las funciones del radiofaro de tierra. El error que se le presenta al piloto no debe exceder de 0.5nmi o el 3% de la distancia total. En la práctica el error real es con el 95% de confianza, 0.2nmi o bien el 0.25% de la distancia real.

Tomamos en cuenta que el instrumento mide la distancia oblicua (Slant Range) que es distinta a la distancia horizontal, ver la figura 1-18.

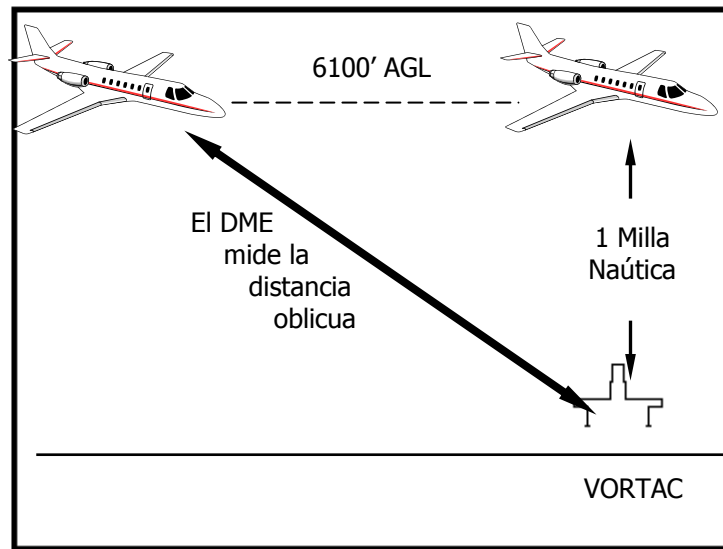


Figura 1-18. La distancia oblicua.

El alcance del DME depende de la altura en que se encuentre la antena receptora con respecto a la emisora; se determina en NM (nmi) con la siguiente fórmula:

$$NM = \sqrt{ALT'} \cdot 1.23$$

Navegación aérea táctica (TACAN).

La navegación aérea táctica (TACAN: Tactical Air Navigation) es un sistema de ayuda en la navegación con fuente puntual (rho-theta) exclusivo para uso militar. Su desarrollo fue en 1948 y su producción en 1953.

El tipo de información que tiene el piloto es de acimut y de distancia que hay del avión al radiofaro de tierra; siendo ésta en cada instante de tiempo.

El radiofaro de tierra consta por un receptor-transmisor y una antena giratoria para transmisión de datos magnéticos y de distancia. Este radiofaro constituye un radiofaro DME, con una modulación en amplitud de su respuesta y pulsos que se transmiten de manera aleatoria para obtener la información de acimut. Las frecuencias y formatos de los pulsos radio telemétricos son los mismos del DME (126 canales X y 126 canales Y).

Los pulsos transmitidos se modulan en AM por una combinación de dos ondas senoidales sincronizadas generadas por la antena a 15r/s. La primera componente es de 15Hz (una vez por revolución) y la segunda de 135Hz (nueve veces por revolución).

El acimut se determina con la medición de la envolvente detectada compuesta normalizada (envolvente de los pulsos detectados desde un punto cualquiera), la fase de las señales correspondientes a 15 y 135Hz. En este sistema, 9° de fase eléctrica de la señal de 135Hz representa 1° de acimut. Al tener la señal de 135Hz nueve ambigüedades por revolución, se requiere la fase de 15Hz para resolverlas.

El "tiempo de referencia" es definido por dos conjuntos de señales de identificación; el primero es llamado grupo de referencia principal y es transmitido cuando la cresta de modulación de 15Hz está en dirección este (E) de la estación. El segundo se transmite en el momento que la cresta de modulación de 135Hz está hacia el este (E) y se le llama grupo de referencia auxiliar. Por lo tanto, se tiene nueve grupos auxiliares en cada grupo principal, sin embargo, las crestas de las dos modulaciones están en sincronía cuando su dirección es al este (E), las señales de referencia auxiliar se eliminan en favor de las señales de referencia principal. La figura 1-19 muestra la onda de forma envolvente de los pulsos, con una vista del usuario con dirección este (E) de la estación.

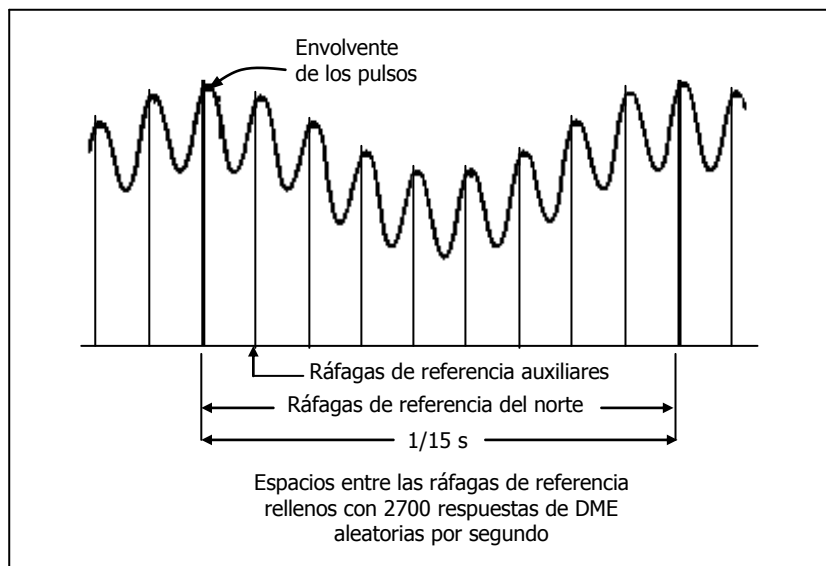


Figura 1-19. Señal de navegación aérea táctica (TACAN).

Los grupos de referencia principal y auxiliares se generan por grupos de pulsos con cierto espaciamiento de pulsos específico. Cuando se hace la transmisión de los pulsos de los grupos de referencia principal o auxiliares, se suprimen los pulsos aleatorios, de identidad y de respuesta de distancia.

Pantallas de a bordo. La visualización dada del acimut es un apuntador rotatorio que se activa por la señal de la estación TACAN seleccionada en 0 360°. Al tener el indicador esclavizado a la brújula giroscópica de la aeronave, el apuntador y la carátula giran y muestran en pantalla:

1. El rumbo de la aeronave, es decir, la distancia.
2. El acimut del TACAN.

A este instrumento se le conoce también como indicador radio magnético o combinado (RMI). En la actualidad las aeronaves militares modernas, que cuentan con computadoras de navegación, adquieren datos de varias estaciones TACAN en un mismo tiempo, al ser combinados con otras fuentes generan una visualización de tipo geográfico, como son las coordenadas de latitud y longitud, distancia y rumbo de cualquier punto o un mapa gráfico en movimiento.

Parámetros y exactitudes. El sistema TACAN como el DME tienen las mismas densidades de potencia y volúmenes de servicio. La norma nacional de E.U.A. para el TACAN, permite un 3° de error admisible (95% de probabilidad), incluyendo también los errores de ubicación, decodificación y exhibición. En la realidad es que la exactitud es mucho mayor, ya que se han demostrado errores del sistema de menos de 0.5° con el uso de radiofaros bien ubicados. La tolerancia de rumbo del radiofaro es de 1° para la señal de 135 Hz y 4.5° para la de 15 Hz.

VOR/DME y VORTAC.

Los DME para aeronaves civiles se trabajan con estaciones VOR (VOR/DME). Y para los DME que forman parte de un radiofaro TACAN militar, se le conoce como VORTAC. En la figura 1-20 se puede ver esta configuración. La antena de TACAN está colocada encima del contrapeso de VOR, pero en el centro de las cuatro antenas de VOR del cuadro Alford. El equipo está cubierto por un radomo o cúpula de antena cónica; con esto se logra minimizar la distorsión que pueda haber de los diagramas de radiación de VOR debido a la antena de TACAN. Pero si el VOR es de tipo Doppler, habrá una excesiva distorsión de las señales de VOR debido a su disposición coaxial. Para ello las antenas de VOR y TACAN se separan hasta 80m. En la realidad esta separación es insignificante entre los orígenes del VOR y DME.

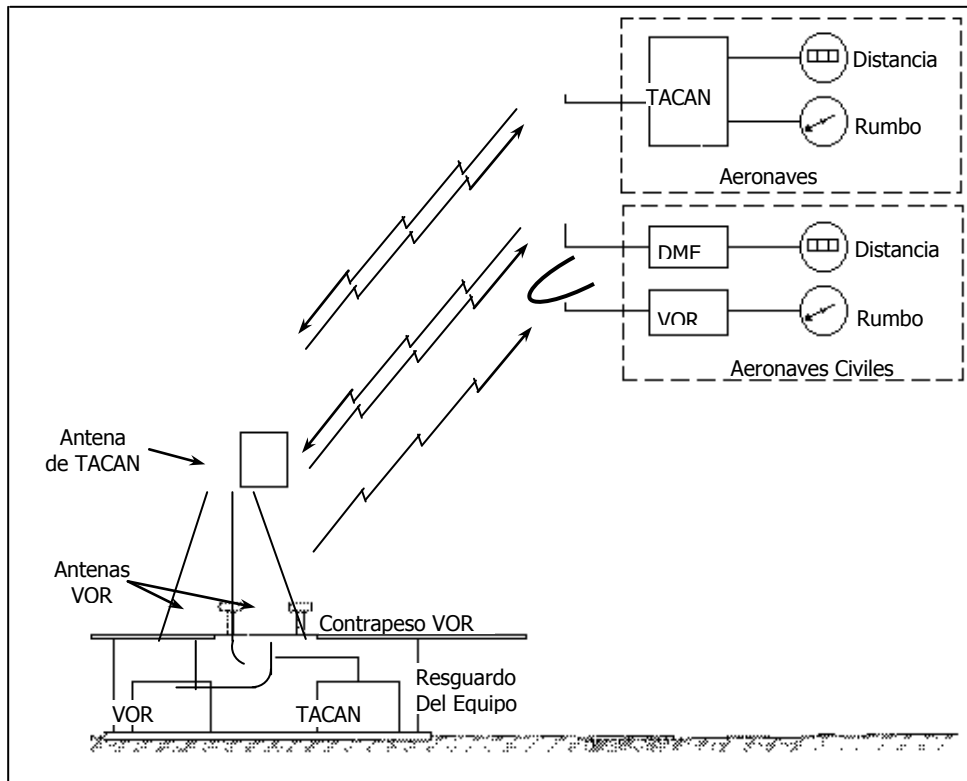


Figura 1-20. Configuración VORTAC. TACAN=navegación aérea táctica; VOR=radiofaro omnidireccional VHF; DME=equipo radiotelemétrico.

Lo que se ilustra en la figura 1-20 es el uso de la estación VORTAC para aeronaves de tipo civil y militar para conocimiento de la distancia y el rumbo. Es ignorada la modulación AM TACAN de los pulsos DME en el equipo DME de aeronaves civiles. Esto permite que los dos tipos de aeronaves (civiles y militares) con distintos sistemas de navegación puedan pertenecer a la misma estructura de ruta de control del tráfico aéreo.

Asignación de canales. Cualquier frecuencia de tipo VOR se sintoniza con un número del canal DME o TACAN, esta sintonización es de manera automática cuando el piloto selecciona una frecuencia VOR. Existen normas para la sintonización de frecuencia, asignados por convenios internacionales. Hay más canales TACAN/DME que asignación de frecuencias VOR. Se tienen canales de TACAN/DME que se sintonizan con canales de VHF para el sistema de aterrizaje por instrumentos.

La justificación del uso de dos auxiliares de radionavegación diferentes para las mismas mediciones es que la longitud de onda más corta del TACAN posibilita que el radiofaro de tierra sea de mucho menor tamaño y más fácil de colocar, que el radiofaro VOR debido a su especial preparación y nivelación por el sitio de ubicación. Por otro lado, el receptor de a bordo VOR

es un instrumento más sencillo y económico que el TACAN. El sistema VOR/DME tiene las ventajas de ofrecer datos de navegación con una mayor exactitud y también hace posible que una gran cantidad de aeronaves de menor tamaño utilicen las vías aéreas y los sistemas de control de tráfico aéreo a un costo razonable.

Radiofaros no direccionales.

Un radiofaro no direccional (NDB) está formado por un equipo emisor de LF (Low Frequency) o MF (Medium Frequency) de señal de modulada y un sistema de antenas omnidireccionales en tierra. Las ondas de radio lanzadas al aire son captadas por un sistema de antenas direccionales, se analizan y se presentan en el indicador del rumbo del NDB respecto a la nariz de la nave. Se conoce a este equipo en su versión moderna como radiogoniómetro automático (ADF). Este sistema NDB/ADF no proporciona una indicación directa del acimut del avión en relación al radiofaro, se puede obtener haciendo una combinación de la lectura del ADF y la lectura de la brújula magnética de la nave.

Se utiliza el ADF como apoyo a la navegación que opera en VHF (Very High Frequency), logrando así su uso al no ser posible la onda visual, que es la base de este tipo de navegación. El ADF en el momento de actuar en las bandas de LF y MF, recibe las señales emitidas por los NDB.

Este sistema ADF/NDB se usa para identificación de posiciones, para recibir comunicaciones en baja y media frecuencia, seguimiento de rutas magnéticas (TRACKING), para procedimientos de recalada (HOMING), como procedimiento de aproximación instrumental de no precisión y como complemento en el sistema de aterrizaje por instrumentos. Al trabajar de esta forma se conocen como radiofaros de localización por brújula.

Son estaciones de LF y MF donde las radioayudas son la base de la navegación de ADF, como los NDB, radiobalizas de ruta, ranges, LORAN y emisoras de radiodifusión comercial (BCST).

Así vemos que de manera general el sistema consta de dos partes esenciales:

Equipo de tierra: NDB (Non Directional Beacon).

Equipo a bordo: ADF (Automatic Direction Finder).

Equipo de tierra. Como ya se mencionó los NDB son probablemente los únicos sistemas auxiliares en tierra disponibles para la navegación de

aviones. Este transmisor de tierra emite la señal mediante una antena omnidireccional polarizada verticalmente. La estabilidad de frecuencia la especifica la ICAO alrededor de 0.01% (0.005% para algunas estaciones de alta potencia). Este valor en los equipos modernos se sobrepasa sin dificultad.

La ICAO especifica que los NDB trabajan en el rango de frecuencias de 100 a 1750 kHz, estableciendo así una clasificación de acuerdo a su uso:

Entre 100 y 200 kHz se utiliza en la marina.

Entre 200 y 410 kHz se utiliza en la aviación.

Entre 410 y 850 kHz se utiliza en la marina.

Entre 850 y 1750 kHz se utiliza en estaciones de radiodifusión (BCST), se utiliza también para la aviación como NDB de ruta.

La mayor parte del equipo del sistema ADF de avión cubre dicho intervalo.

Cada NDB debe transmitir una señal de identificación. La modulación de este tipo de ondas emitidas se efectúa mediante la interrupción de la onda portadora, lo cual permite inducir un tono audible en código Morse de 1020 Hz. Teniendo así que los NDB son identificados por este código, se emite una serie de dos o tres letras repetidas tres veces en 30 segundos en intervalos iguales. También se emplean muchos transmisores NDB para la transmisión oral simultánea de información meteorológica para la aviación.

La potencia del transmisor varía de 20W a 5 kW. De acuerdo con la potencia, los radiofaros se pueden clasificar en:

1. MH. Con una potencia de menos de 50W. Son usados principalmente como ayuda en las aproximaciones instrumentales.
2. H. Con una potencia superior a 50W y menos de 2000 W.
3. HH. Con una potencia de salida de 2000 W o más.

Tabla A-5. Clasificación de radiofaros.

Código de clase	Potencia (W)	Radio utilizable (nmi)
MH	Menos de 50	25
H	50 a 1 999	50
HH	2 000 o más	75

Equipo de a bordo. El uso del ADF se basa en la capacidad para determinar de forma automática la marcación magnética del avión con respecto a cualquier estación que opere dentro de la gama de frecuencias y sensibilidad del equipo. Para la instalación del equipo de abordó se requiere de cuatro componentes:

- Sistema de antenas
- Receptor
- Servoamplificador
- Indicador.

Sistema de antenas. Este sistema se basa en dos antenas con acoplamiento en fase, la antena de "cuadro" (antena Loop o direccional) y la de "sentido" (antena unifilar). La primera es plana y con varias vueltas de alambre o espiras colocadas en distintos ángulos, orientándose automáticamente por un transmisor Autosyn, que la hace girar hasta recibir un mínimo de señal emitida desde la estación de tierra. Se recibe un máximo de señal cuando la antena está paralela a la dirección de propagación de campo electromagnético de la estación emisora, esto puede verse en la figura 1-21. La antena Loop, en un giro de 360° tomará dos máximos y dos mínimos de la señal teniendo la forma de una curva en ocho, con esto es capaz de determinar la dirección de la estación emisora; sin lograr detectar el sentido. Esta incapacidad de la antena Loop se conoce como error de ambigüedad de 180° . A fin de resolver esta anulación de los 180° , se diseñó un patrón resultante de las dos antenas, la de Loop y la de sentido ambas con la misma fase. El diagrama de recepción de cada antena, en coordenadas polares está representado por un círculo, se suman y dando como resultado que una de las posiciones de nulo de la primera, desaparece y dejando así una posición de nulo que indica el sentido de la estación. Esta suma se puede ver en la figura 1-22, el resultado es una curva cardioide o de corazón.

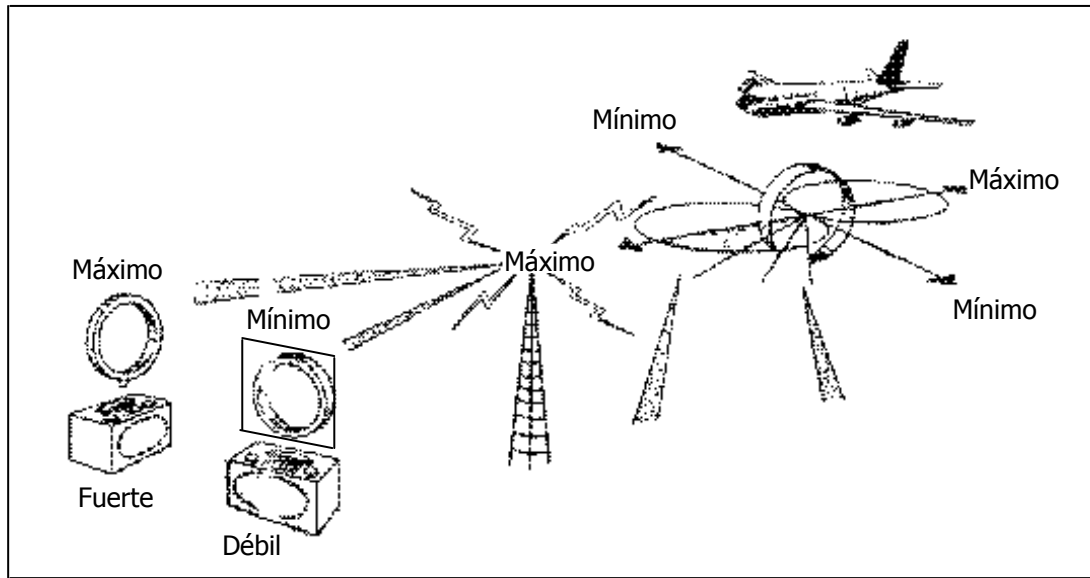


Figura 1-21. La antena direccional recibe un máximo y un mínimo de la señal emisora.

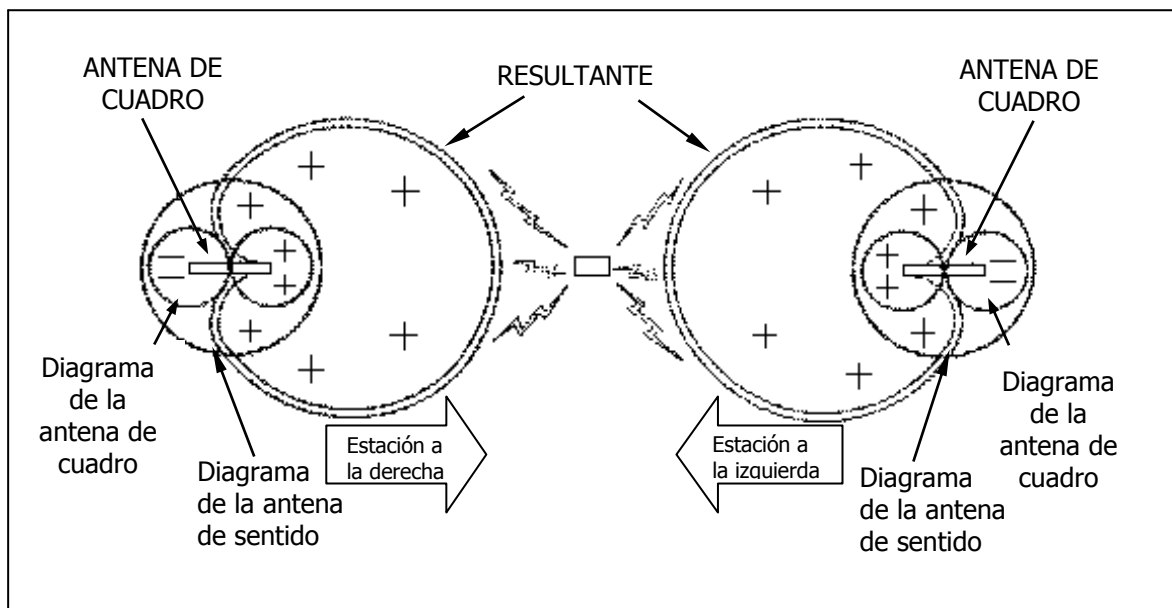


Figura 1-22. Suma de los diagramas de recepción de las antenas. Curva cardiode o de corazón.

Indicadores. Se tienen dos tipos de indicadores de radiocompás, estos son el de carta fija y el de carta móvil o RMI (Radio Magnetic Indicator). Ambos muestran la posición angular de la antena direccional con respecto al eje longitudinal del avión.

El indicador de carta fija que se ilustra en la figura 1-23. Es una rosa graduada en 360°, en divisiones de 5° y 10°. Las rotulaciones son de cada 30° y nunca se graba el 0 de la última cifra. Los rumbos cuadrantes se

representan con las letras cardinales (90° corresponde a la letra E). El norte del indicador coincide con el eje longitudinal o la nariz del avión. La medición se toma conforme a las manecillas del reloj desde N hasta la aguja, esto indicará el ángulo que se forma por el eje longitudinal y una recta imaginaria que lo une con la estación emisora.

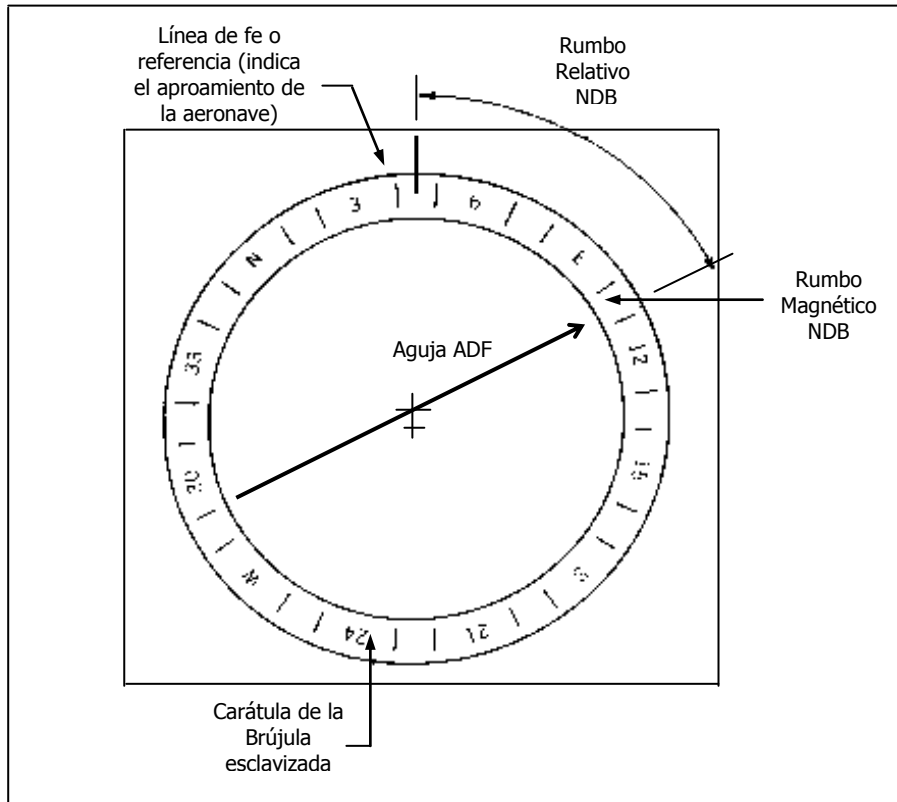


Figura 1-23. Indicador del ADF. NDB=radiofaro no direccional.

El otro indicador, el de carta móvil, consta de una rosa de rumbos autónoma, con una aguja doble y sencilla. El instrumento tiene dos pulsadores de VOR y ADF para activar cada una de las agujas, se tiene otra aguja pequeña que indica con qué se está trabajando. La rosa se acciona por el sistema de brújula giroestabilizadora del avión, funcionando de forma independiente del receptor de ADF. Por lo que la rosa gira igual que el girodireccional del avión, así el rumbo magnético está siempre bajo el índice superior del instrumento. Las agujas del RMI se utilizan de manera indistinta para la navegación con ADF o VOR, la aguja sencilla es para ADF y la doble para VOR.

Parámetro y exactitud del sistema. El sistema NDB/ADF no tiene limitaciones de trayectoria óptica por la capacidad que tiene al operar en las bandas LF y MF. Por el lado aeronáutico, la cobertura que utiliza es considerada como situada en cualquier punto en que exista 10db o más, como proporción de la onda terrestre polarizada de forma vertical sobre la potencia total de la onda que se refleja. Una recomendación de la ICAO es que la intensidad de la señal no sea menor a 70 V/m, esto dentro del área nominal de cobertura, sin embargo, para sitios tropicales se prefiere una intensidad de 120 V/m. El ruido de fondo de las áreas urbanas y la conductividad de la superficie influyen en los requisitos específicos.

La exactitud de rumbo del equipo de avión es del orden de 3°, debidamente calibrado. No deben exceder de 10° los errores causados por efectos topográficos y de propagación en un corto plazo en el radio que se utiliza el NDB; ya que lo exige la FAA. La exactitud del sistema probablemente se degrada en forma considerable durante la noche, por los periodos de propagación anómala y por las tormentas magnéticas.

Navegación por áreas (R-NAV).

El actual sistema de rutas aéreas referente a tierra en cualquier país son determinadas por líneas rectas, uniendo los sistemas auxiliares de la navegación de fuente puntual del tipo rho-theta (VOR/DME, NDB). Muchas veces esta estructura produce desviaciones de ruta no necesarias entre dos puntos. Se creó un nuevo concepto que engloba varios sistemas de navegación, distintos entre sí pero con la misma finalidad, proporcionar al piloto una gran exactitud y seguridad en la ruta; tiene el nombre de R-NAV (Area Navigation) o conocida como sistemas de navegación por áreas. Este sistema incluso está disponible en aeronaves ligeras de un motor. El piloto que esté dentro de la cobertura de dos o más estaciones VOR/DME tiene la capacidad de definir sitios "fantasmas" o "puntos a medio camino" a lo largo de toda la ruta que se esté navegando. Y con la ayuda de instrumentos de vuelo estándar se tiene un vuelo directo entre esos puntos. En países como E.U.A. se han creado mapas con varias rutas de cobertura de R-NAV para aeronaves con vuelo por instrumentación. Sin embargo, no existen para muchas áreas de alta densidad de tráfico, esto es por la incapacidad del sistema de control de tráfico aéreo que hay en la actualidad.

El sistema R-NAV consta principalmente de cuatro sistemas de ayuda:

CLD 3D (Course Line Computer)
INS (Inertial Navigation System)
OMEGA

DOPPLER

El sistema INS y DOPPLER son equipos autónomos, ya que no dependen de ninguna instalación en tierra. Caso contrario sucede con el CLD 3D y el OMEGA, sin embargo, las ventajas son enormes en consideración con los sistemas VOR y NDB.

En muchas aeronaves de mayor tamaño como el B-747, L-1011, y el DC-10, se tienen sistemas de navegación inerciales ya como equipo estándar. Las aeronaves siguen las rutas R-NAV definidas por el sistema de navegación inercial para el guiaje, sin embargo, deben tener a bordo equipo VOR/DME como su sistema de navegación principal.

Radiobaliza marcadora.

Las radiobalizas marcadoras o radiofaros de aproximación son esencialmente transmisores de baja potencia que se acoplan a las antenas verticales de haz estrecho. Las radiobalizas se instalan en lugares donde se quiere tener una indicación precisa del paso de una aeronave por ese punto. Todas las radiobalizas marcadoras emiten señales de 75 MHz, con base en la potencia baja y la dirección de la antena para la separación de las señales.

Las radiobalizas marcadoras se crearon como una implantación del radiofaro direccional de cuatro rumbos (ya es obsoleto). Actualmente se utilizan como auxiliares de vuelo en ruta para dar puntos específicos a lo largo de las vías aéreas entre instalaciones NDB, donde no se dispone de señales DME para tener una distancia de la instalación. Su uso está enfocado únicamente al sistema de aterrizaje por instrumentos.

Se hace una clasificación de las radiobalizas marcadoras de acuerdo a la potencia de emisión y a la forma de sus perfiles :

FM (Fan Marker). Es una radiobaliza de haz en abanico con perfil de hueso, asociada a las aerovías.

Z (Z Marker). Radiobaliza Z, asociada a estaciones de baja frecuencia

LFM (Low-Powered Fan Marker). Radiobaliza de haz en abanico de baja potencia, asociada a estaciones de baja frecuencia.

ILS FM (ILS Fan Marker). Radiobalizas del sistema de aterrizaje por instrumentos.

Las radiobalizas marcadoras Z identifican un punto específico y su diagrama de antena corresponde a un cono vertical. Las de tipo abanico dan

una posición a lo largo de una vía aérea y su haz es elíptico. La portadora se modula en amplitud a un valor nominal del 95% con tono de 3,000Hz para generar señales de identificación en clave Morse. El área de cobertura de la radiobaliza depende de la potencia transmitida, de la sensibilidad del receptor de abordaje y de la altitud de la aeronave. La intensidad de la señal está dada en 1.5mV/m. La radiobaliza Z genera esta intensidad en un área de 1.5nmi con respecto a una aeronave de 3,000pies de altura; y una radiobaliza tipo abanico cubrirá un área de 2x10nmi a 3,000pies y 18x6nmi a 13,000 pies de altura.

Equipo de tierra. La potencia de los transmisores de las radiobalizas Z es aproximadamente de 4W. La antena de tipo "torniquete" de cuatro elementos de media onda horizontales, se colocan a un cuarto de longitud de onda sobre un contrapeso los elementos ajustados en fase y crean el haz cónico vertical. La radiobaliza de abanico tiene una potencia de transmisión de 100W, con un arreglo de antenas de cuatro elementos de media onda colineales en el centro con secciones equilibradas; se coloca a un cuarto de longitud de onda sobre el contrapeso, lo cual genera un haz elíptico vertical.

Equipo de a bordo. Las aeronaves ligeras tienen una antena de alambre de media onda simple, colocada debajo del fuselaje a una distancia de 8cm. Para las aeronaves más grandes y más veloces utilizan antenas de cavidad resonante, colocadas casi al ras por debajo del fuselaje. La frecuencia del receptor es generada por un cristal, que la fija a 75MHz. La sensibilidad no es mayor a 1.5mV/m. Cuando la señal pasa el umbral se tiene que las señales de identificación se conmutan al sistema de audio. El voltaje que se detecta de este umbral activa una luz blanca visible en el tablero de la cabina que parpadea al encenderse y apagarse la modulación de 3,000Hz.

DECCA.

Este sistema es utilizado actualmente como auxiliar de la navegación marítima y también como parte de la navegación aérea, pero en las aeronaves de ala fija y giratoria. Fue propuesto originalmente como sistema principal de la navegación de corta y mediana distancia de aeronaves a nivel mundial. Pero en 1959, la ICAO prefirió el VOR/DME por varias razones políticas y técnicas, una desventaja en ese entonces era la dificultad en producir un receptor y pantalla DECCA compactos a un costo mínimo para aeronaves ligeras.

En la navegación aérea, el sistema DECCA abarca principalmente helicópteros. El área de cobertura es adecuada para las rutas aleatorias de estas aeronaves. El DECCA no tiene límites por los efectos de alcance óptico

y tiene una gran exactitud en la mayor parte de las áreas de cobertura, ayudando a los helicópteros a realizar aterrizajes en zonas no preparadas y sin la ayuda de otros sistemas auxiliares.

Por parte de los receptores DECCA no hay multiplicación de las frecuencias componentes de recepción, ya que estas frecuencias se dividen (entre 5, 6, 8 o 9) de la frecuencia común. La posición se toma como fracciones (de 1/1024) de "zonas", en lugar de "calles" o "pasillos" de los receptores marinos. Las imprecisiones en la zona por la división, se resuelven con señales de identificación de "calles" de pulsos múltiples. Se hacen comparaciones de fase directas en π y en 0.2π , gracias a la combinación de estos aspectos. Logrando así resolver las imprecisiones en una zona y en grupos de cinco zonas.

El componente más importante de DECCA en la navegación de aeronaves fue la creación del diario de vuelo o mejor conocido como el mapa de navegación en movimiento; es un registro donde se utilizan conteos y fracciones de zona para las coordenadas rectangulares X-Y (son dos "colores") que son la representación de un mapa arrollado que avanza. Las coordenadas originales tienen forma hiperbólica, provocando que la imagen se distorsione en los mapas elaborados de manera especial. Esto no tiene mucha importancia en la capacidad del piloto para volar en una pista pretrazada o en la identificación de puntos de referencia. Una manera de resolver el problema de la distorsión, es la implantación de una computadora digital que haga la conversión de coordenadas hiperbólicas-coordenadas rectangulares.

Es posible crear muchas combinaciones de equipo DECCA, pero para un equipo moderno (Mk 19) en el equipo de abordaje constituye un receptor, amplificador de antena, computadora, el diario de vuelo, un medidor de identificación de zona y dos unidades de control. Todo este equipo pesa aproximadamente 19kg con una potencia de consumo de 24W. Se codifica la información del mapa en una pista óptica binaria (9 bits), localizado junto al rollo plástico del mapa. Se crea un control de ciclo cerrado de la posición en el mapa con la ayuda de la computadora. Y por último se tiene una pista similar que da la posición izquierda y derecha de un cursor.

Radar secundario de vigilancia (SSR)/(ATCRBS)

El radar primario tiene varios problemas debido a la limitación que tiene en detectar los blancos por su tamaño y no puede identificar de forma directa si una respuesta proviene de una aeronave específica. También la presentación es degradada por las condiciones climatológicas que atenúan

las señales en casos de precipitaciones, o por las reflexiones de ondas generadas por la superficie terrestre, este efecto se conoce como "clutter". El radar secundario de vigilancia (SSR- Secondary Surveillance Radar) fue creado para eliminar casi por completo este tipo de problemas. El SSR es un sistema independiente de los tradicionales equipos de radar. En E.U.A. se utiliza para el control de tráfico aéreo, interconectándolo con los sistemas de radar primario y se le conoce como ATCRBS.

Fue creado a partir del Mark X IFF (identificación de amigo o enemigo) de la Segunda Guerra Mundial. El SSR está formado por un radiofaro de respuesta (transpondedor) a bordo de cada aeronave, da respuestas a las interrogaciones generadas por una estación terrena. La terminal que se tiene en tierra puede medir el rumbo y distancia de cada objetivo, esto con la ayuda de una antena direccional que toma mediciones del viaje de ida y venida de la señal. Actualmente, debido al desarrollo, cada aeronave equipada es capaz de enviar de regreso un código como identificación única, así como la lectura de la altitud barométrica. Se está haciendo un mayor desarrollo en la extensión de este sistema, esto es en el sistema de evasión de colisiones por radiobaliza (B-CAS), que ofrece una jerarquía de facultades en la detección de aeronaves para así evitar colisiones trabajando en forma autónoma o bien bajo la supervisión de la estación de tierra; y el sistema de baliza como transmisor de datos tierra-aire o sistema de direccionamiento discreto (DABS), este hace un intercambio de información limitada para el control del tráfico aéreo entre la tierra y la aeronave.

Descripción del sistema básico. Las transmisiones tierra-aire están en una frecuencia de 1,030MHz y la frecuencia de respuesta es de 1,090MHz. Las señales tanto de interrogación como de respuesta están formadas por grupos de pulsos codificados por el espaciamiento de los pulsos. Tanto los pulsos de interrogación como respuesta están polarizados verticalmente. La amplitud de cada pulso de interrogación es de 0.8 0.1 s, y el ancho del pulso de respuesta es de 0.45 0.1 s. Para minimizar el espectro de esta señal, se utilizan los tiempos de ascenso y descenso controlados.

Existen seis modos de interrogación, estos se ilustran en la figura 1-24. Los transpondedores de las aeronaves civiles se diseñan en general para utilizar únicamente los modos 3/A y C. En la figura 1-24 la antena utilizada para radiar P_1 y P_3 tiene un haz muy estrecho de acimut, esta antena se monta en la antena de radar primario ATC y giran juntas. Con esto se hace la correlación entre el radar primario y secundario. La velocidad de rotación de la antena influye en el ritmo de la interrogación, se fija en 4 a 5 respuestas sucesivas de cada aeronave, con un máximo de 450 por segundo. Una secuencia típica es 2 veces el modo 3/A, luego una vez el modo C, y así continuamente.


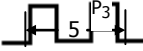
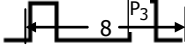
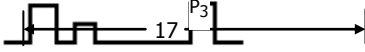
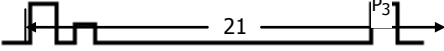
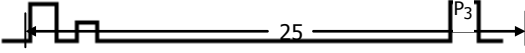

MODO	APLICACIÓN	ESPACIAMIENTO DE PULSOS (microsegundos)
		
1	Militar (IFF)	
2	Militar (IFF)	
3/A	Militar/Civil (ATC)	
B	Civil (ATC)	
C	Civil (Altitud)	
D	Civil (No asignada)	

Figura 1-24. Modos de pulsos de interrogación que utiliza el radar secundario de vigilancia. IFF=identificación de amigo o enemigo; ATC=control del tráfico aéreo.

En el modo civil de interrogación se transmite otro pulso, P_2 , para suprimir las respuestas de la aeronave a las interrogaciones de lóbulo lateral o interrogaciones demoradas de trayectoria múltiple. Esto se debe a que normalmente al radiar P_1 y P_3 , se producen alrededor de la antena una serie de pequeños lóbulos laterales, lo que representa un factor importante en la degradación de las señales. P_2 sigue a P_1 en 2 s que se radia con una antena omnidireccional, de manera que la potencia radiada efectiva (ERP) sea menor que la de P_1 y P_3 en el haz principal de su antena, pero mayor que en los lóbulos laterales y posteriores. El transpondedor del avión responderá sólo con los siguientes requisitos:

1. El espaciamiento de P_1 a P_3 es correcto dentro de 1 s en el modo seleccionado.
2. La amplitud de P_3 es igual a la amplitud de P_1 (+3dB, 1dB).
3. La amplitud de P_2 está más de 9dB por debajo de la amplitud de P_1 .

Los parámetros del sistema SSR son:

Tabla A-6. Parámetros del sistema SSR.

Alcance operacional (del interrogador)	200 nmi
Altitud operacional	100,000 pies
ERP máxima del interrogador (P_1 y P_3)	52.5 dBW (500 W a 1.5 kW de potencia real del transmisor)
Nivel de activación del receptor de la aeronave (mínimo para el 90% de probabilidad de respuesta)	-101 dBW
Potencia pulsátil pico del transpondedor de la aeronave	21 a 27 dBW (125 a 500 W)
Sensibilidad receptor de tierra	del -115 dBW

Sistema de transmisión de datos (DABS).

El sistema DABS (sistema de transmisión de datos entre tierra-aire o sistema de radiobaliza de direccionamiento discreto) es el resultado de la evolución ATCRBS; está formado por un enlace de dos vías para transmisión de mensajes tierra-aire y aire-tierra. En este sistema la interrogación es de tipo espacial, en la que todas las aeronaves que estén dentro del haz de la antena de tierra responden. El sistema DABS asigna un código único a cada aeronave y es capaz de seleccionar la respuesta de la aeronave seleccionada.

Puede programar las interrogaciones en base a la distancia de la aeronave, con esto se reduce la interferencia originada por la superposición de respuestas, incrementando así la capacidad del sistema en consideración con el ATCRBS. Por la capacidad de direccionamiento discreto se elimina el problema de las respuestas no deseadas a interrogaciones distantes. La función de enlace de datos del DABS se aplica como elemento principal del sistema B-CAS y da comunicación al servicio de asesoramiento y resolución de tráfico automático (ATARS) del control de tráfico aéreo.

El sistema DABS maneja las mismas frecuencias y casi los mismos formatos de señales del ATCRBS. Las aeronaves con sistemas DABS y ATCRBS seguirán trabajando de manera común hasta que las mejoren con el sistema DABS. La siguiente generación de equipo de transpondedores SSR de líneas aéreas son capaces de utilizar el ATCRBS y DABS.

Para el sistema DABS se manejan 5 tipos de señales.

1. Interrogación de todas las llamadas de ATCRBS/DABS. Todos los transpondedores ATCRBS y DABS en el campo del haz interrogador responden con datos de vigilancia.
2. Interrogación de todas las llamadas sólo de ATCRBS. Igual que en (1), pero la interrogación es ignorada por las aeronaves con DABS.
3. Respuesta ATCRBS. En respuesta a (1) para ATCRBS y DABS y a (2) para ATCRBS.
4. Interrogación sólo de DABS. Se utiliza para solicitar datos de vigilancia de una aeronave específica o de todas las equipadas con DABS en el campo del haz de la antena, o para enviar o solicitar mensajes de comunicaciones.
5. Respuesta DABS.

Hay algunas variaciones en estas señales, ya que a ciertas aeronaves con DABS se les ordena ignorar las interrogaciones "llamada general" (cierre forzoso), siendo estas iguales a la interrogación del ATCRBS (modo A o C) con un pulso extra P₄. Para comunicaciones se han asignado tres tipos de mensajes.

Las características de funcionamiento de DABS se encuentran en la tabla A-7. La cifra de acimut se obtiene mediante el procesamiento monopulso en antena de las respuestas del interrogador de tierra. Varios interrogadores ATCRBS están integrados de antenas adecuadas para el procesamiento monopulso. Las instalaciones operacionales DABS utilizarán antenas de avión dobles con la combinación de diversidad de receptores, con el fin de mejorar la confiabilidad de la transmisión de mensajes.

Tabla A-7. Sistema de transmisión de datos entre tierra y aire (radiobaliza de direccionamiento discreto DABS): resumen de rendimiento

Vigilancia	
Capacidad	Hasta 700 aeronaves por interrogador
Acimut ()	0.06° 0.033° de sesgo
Alcance ()	50 pies 150 pies de sesgo
Intervalo de actualización	Cobertura en terminal de 4s; cobertura en ruta de 5 a 10s
Enlace de datos	
Capacidad	3% del régimen de trabajo para los requisitos totales de mensajes identificados hasta la fecha
Confiabilidad	0.99 en 4s para mensajes cortos
Proporción de errores no detectados	10^{-7}

Servicio de asesoramiento y resolución de tráfico aéreo automáticos (ATARS).

El sistema DABS futuro formará parte del ATARS que está planificado como sistema auxiliar para evasión de colisiones con una base en tierra que orientará al piloto. En cada interrogador DABS, el ATARS genera archivos como historial del seguimiento de todas las aeronaves en la cobertura de la antena. Para aeronaves que tengan equipo DABS y con una capacidad de codificación de latitud ATCRBS, su seguimiento será tridimensional. Con el enlace de datos tierra-aire, el ATARS transmite a otras aeronaves con DABS, un asesoramiento sobre la presencia de otras aeronaves registradas y con seguimiento cercanas. Al detectar los algoritmos de ATARS un conflicto potencial, el enlace envía información de maniobras a las aeronaves precisas con equipo DABS. Cuando se transmite una información de maniobras, el ATARS envía siempre esta misma información de alertas a la instalación que sea responsable del control del tráfico aéreo.

Sistema de evasión de colisiones por radiobaliza (B-CAS).

El B-CAS en las aeronaves equipadas es capaz de detectar a otras aeronaves que cuenten con equipo ATCRBS y DABS de modo C al estar fuera de la cobertura de ATARS. Éste es otro gran adelanto del DABS, que ya ha sido probado en zonas de alta densidad de tráfico.

Una aeronave con equipo DABS que tenga capacidad B-CAS puede interrogar de forma periódica a cualquier aeronave con equipo DABS o ATCRBS en el modo C en vecindad, y puede medir las diferencias de altura y distancia entre dos aeronaves que estén volando, partiendo de sus respuestas. Para aquellas aeronaves que representen un conflicto potencial conservan archivos de control de seguimiento. Todas las aeronaves con DABS emiten de forma periódica la transmisión de identificación. En aeronaves con DABS, el enlace de comunicación entre dos estaciones en el aire logra intercambiar los recursos de velocidad y altura de las aeronaves, evitando así la reinterrogación de otras aeronaves distantes que no representen una amenaza. No hay medición del ángulo de llegada, por lo que cualquier maniobra evasiva de B-CAS se hacen en plano vertical. Al tener una amenaza de DABS o ATCRBS en una aeronave B-CAS, ésta es la que realiza la maniobra de evasión. El enlace de datos entre dos aeronaves B-CAS se ejecuta de manera automática con el fin de coordinar la maniobra de ambas aeronaves.

Aún sigue el desarrollo para una implantación final para el ATARS y B-CAS. Ya se ha quedado atrás el uso de instalaciones en tierra, dejando así la importancia a la capacidad de la aeronave. Con respecto al sistema de alerta contra amenazas y evasión de colisiones (T-CAS), las aeronaves contarán con antenas direccionales para la interrogación y respuesta, logrando los cálculos y maniobras evasivas en el plano vertical como en el horizontal.

Sistema conjunto de distribución de información táctica (JTIDS).

El JTIDS es un sistema en desarrollo por las fuerzas armadas de E.U.A. Para el control y mando táctico de escala real. En la función de comunicaciones, en ese mismo instante tiene una gran capacidad navegacional. Este sistema opera igual que el TACAN, en la banda de 960 a 1,215MHz; con técnicas de pulsos se logra la operación JTIDS y TACAN de manera simultánea sin existir una interferencia.

Este sistema consta de la interrogación que puede hacer cualquier usuario, entiéndase este como un barco, una aeronave o una estación terrena, a otros usuarios dentro de la línea de visión; determina la distancia entre estos por medio de retardo de viaje de ida y vuelta en dos sentidos. Cuando se solicita a cualquier usuario, da una estimación de la posición y del mismo error de posición, esto con la ayuda de los sistemas auxiliares de navegación propios de la aeronave. Una ventaja es que el usuario solicitante puede obtener una estimación propia de su posición con la medida de las distancias a otros usuarios. Como ejemplo, si se tiene una unidad de tierra

como la fuente que navega con el sistema de localización global (GPS), esta entrada se mantendría constante más que cualquier otra fuente, así como una aeronave con ayuda de navegación por el radar Doppler.

Para obtener una seguridad en los mensajes y una baja interferencia, se logra con la combinación de salto de frecuencia y dispersión espectral (de pseudo ruido) de secuencia directa. En cada pulso se transmite la información por manipulación continua por desfasamiento (CPSK). Para reducir el porcentaje de error en los mensajes, se utiliza la manipulación por desplazamiento de código y una codificación en bloques de Reed-Solomon que se basa en un alfabeto de 32 elementos. El JTIDS dentro de su estructura de las señales añadirá funciones que simulen el sistema TACAN, logrando así que en un futuro las aeronaves con equipo JTIDS no tengan la necesidad de incluir el equipo TACAN como auxiliar.

C. Sistemas de radionavegación de larga distancia de aeronaves

Los primeros equipos que se utilizaron como auxiliares de radionavegación de distancia larga y oceánica fueron de baja a media frecuencia, en la banda de 200 a 400KHz. Entre estos se encontraba el ya obsoleto radiofaro direccional de cuatro rumbos, se utilizó en los primeros vuelos realizados de la costa oeste de E.U.A. Hawai en el año de 1927. Este mismo sistema se utilizó durante la Segunda Guerra Mundial en aeronaves que viajaban por el Atlántico Norte. El CONSOL era una radioayuda semejante en la banda de 300KHz que se creó en la guerra de Alemania como el SONNE, siguió en uso pero únicamente marino. Todas estas radioayudas se utilizaban para producir "marcaciones" de verificación cruzada en posición en el transcurso de la navegación. Dentro de la banda de frecuencias existía la interferencia por ruido atmosférico creado por las tormentas eléctricas, por errores graves de rumbo durante la noche, cuando había cruce de fronteras de tierra y agua, o por la interferencia de canal común de estaciones lejanas.

El radar Doppler de a bordo, en la banda de frecuencia de 10 a 20GHz, representaba una ayuda electrónica en la navegación a estima. Este sistema no tenía estaciones de tierra, por lo que transmitía datos a cualquier punto de la tierra, pero necesitaba un medio para tomar puntos fijos independientes de referencia de manera ocasional. En muchas situaciones la observación de las estrellas fue de gran ayuda. El radar Doppler se ha sustituido por la navegación inercial para travesías oceánicas. Sin embargo, sigue en uso por parte de militares y en aeronaves corporativas de larga distancia.

El **LORAN-C** tiene su utilización por parte de la fuerza militar Norteamericana y como navegación en ruta por la OTAN. Por parte de usuarios civiles, tiene su aplicación en los helicópteros que trabajan sobre el mar lejos de la costa, algunos en el Mar del Norte y en el Golfo de México para servicio de equipos de petróleo. También es utilizado por aeronaves de ala fija para la ruta del Atlántico Norte, costa este de E.U.A. y parte del Caribe.

El **OMEGA** tiene una aplicación cada vez mayor en la navegación oceánica de aeronaves. Los receptores de este sistema se están diseñando también para poder utilizar ciertas señales de VLF bastante estables que son difundidas a través del radio desde varios puntos de la tierra.

La ICAO ha definido especificaciones mínimas de la navegación (MNPS) en lugar de dar especificaciones a sistemas particulares de navegación oceánica. Los requisitos MNPS se dan con base en los errores de seguimiento lateral siguientes :

Desviación estándar de error (1 σ): 6.3nmi (11.7km)

El error excede 30nmi (55.6km) por menos de una hora en 1900 horas de vuelo

El error esta entre 50 y 70nmi (92.6 a 129.6km), menos de una hora en 8000 horas de vuelo

Cumplir con estos requisitos es obligatorio para áreas de alta densidad de tráfico, como las rutas "preferidas" que cruzan el Atlántico Norte.

Descripciones del equipo

OMEGA/VLF. Los receptores OMEGA se configuran para trabajar en un modo de telemetría directa, con una referencia de frecuencia estable a bordo de la aeronave; esto es el modo (hiperbólico) de diferencia de fase estándar. Al tener un cambio de fase por cada estación recibida en relación a una posición inicial representa un cambio de distancia para dicha estación. La navegación se realiza con una red de ocho estaciones transmisoras OMEGA distribuidas de manera que muchos receptores de avión que operen con transmisiones de VLF estables, logrando así una cobertura mundial. Las siete estaciones más comunes son :

Tabla A-8. Estaciones OMEGA más comunes.

Estación	Ubicación	Frecuencia (KHz)
NWC	Australia	22.3
NDT	Japón	17.4
GBR	Inglaterra	16.0
NAA	Maine, EUA	17.8
NPM	Hawaii	23.4
NSS	Maryland, EUA	21.4
NLK	Washington, EUA	18.6

Un sistema OMEGA/VLF relativo operando en tierra puede funcionar como radioayuda navegacional de área con errores de posición de 1.5nmi. El orden del modo relativo aumenta sin límite en vuelos largos transoceánicos. En el modo OMEGA puro los errores serán de 4nmi. El Equipo OMEGA/VLF de avión está diseñado para aceptar datos de velocidad del aire, ayudando así al seguimiento y a la extrapolación en períodos de caída de señales.

El sistema de a bordo está constituido por una unidad receptora y procesadora, una unidad de control y pantalla, y antenas. La unidad indica la distancia que falta por recorrer y el error transversal de seguimiento, al igual que la salida de las coordenadas de latitud y longitud. En el piloto automático o en el medidor indicador de la desviación del rumbo se obtienen las señales de guiage a la derecha e izquierda.

Las antenas que se utilizan para la recepción OMEGA son las de cuadro con diagrama de campo H. Una antena común tiene como dimensiones 16.5x35.5cm sobresaliendo 4.75cm de la superficie del montaje. Una desventaja es que las antenas de cuadro son susceptibles al ruido eléctrico de CA de las aeronaves, originando una interferencia de 400Hz; por lo que se tiene que ubicar estos sistemas generadores de ruido y localizar una zona más neutra eléctricamente. Otro tipo de antenas utilizadas son las de campo E del tipo capacitivo de cavidad. Para la recepción OMEGA de algunas aeronaves, se utiliza la antena de sentido del sistema ADF, logrando un resultado satisfactorio.

LORAN-C. Los receptores LORAN-C trabajan con un control mínimo del operador. La adquisición y sincronización de las ondas terrestres se realizan

automáticamente. Para largas distancias se selecciona de forma manual la operación con ondas ionosféricas (indirectas), con exactitud degradada.

El equipo debe seguir razones de diferencias de tiempo para cada aeronave a utilizar; sus exactitudes corresponden a 100ns para la diferencia estática de tiempo y 300ns para la dinámica.

Un receptor LORAN de a bordo simple, exhibe al piloto conjuntos de diferencias de tiempo en microsegundos, pesa aproximadamente 8.5kg consumiendo 50W de potencia. Además, la salida primaria formada por una corriente de datos en serie, que se envían a una computadora de navegación a bordo de la misma aeronave para combinarse con otras salidas de datos de los sensores de a bordo. También se pueden recibir señales LORAN por medio de la antena de sentido del radiogoniómetro automático de la aeronave.

LORAN-D. El LORAN-D es una versión mejorada del LORAN-C utilizado por la fuerza aérea de E.U.A. Las estaciones terrenas son transportables por aire, haciendo posible la recolocación de una cadena en menos de 48hrs. Los pulsos de LORAN-D se envían en grupos de 16, con una separación de 500 s. Para evitar el uso no autorizado de señales se codifica el ajuste de fases dentro de cada pulso por medio de un dispositivo criptográfico. Los receptores LORAN-D pueden tener la capacidad de utilizar las señales C y D. En el procesamiento de señales LORAN-D se utiliza algunas veces el procesamiento de correlación de muchos pulsos para reducir el ancho de banda de procesamiento efectivo.

Navegación Doppler. En un principio estos sistemas utilizaban antenas estabilizadas en uno o dos ejes compensando así el cabeceo y balanceo de la aeronave; en la actualidad la antena es de tipo fija con compensación en el procesamiento de señales. El radar Doppler genera señales en la misma proporción de la velocidad longitudinal y transversal, en algunos casos la velocidad vertical. Se utiliza un indicador de rumbo exacto externo como reducción de la posición por integración de dichas velocidades. El porcentaje de error típico de velocidad es aproximadamente 0.3% (2). Es de 0.5% el error longitudinal típico en la distancia recorrida, y de 0.75° el error del ángulo de deriva, eliminando el error de indicador de rumbo.

La unidad AN/APN 200-V tiene en dimensión 41x41x13cm, con un peso de 16.5kg. La señal que radía es de onda continua con una frecuencia cercana a 13.3GHz con potencia de 100mW. El consumo en potencia total es de 220W.

Para un Doppler simple, sus datos se combinan con entradas de rumbo de la aeronave, facilitando la visión de la distancia y rumbo integradas con relación a un punto de partida. Para sistemas Doppler de aeronaves militares y de líneas privadas, las señales se configuran en una computadora de navegación combinando datos de rumbo, altitud, y otros. La visualización es producida en instrucciones de guiage a izquierda y derecha, y en la distancia en recorrer hasta un punto seleccionado, o en coordenadas geográficas en forma "de mapa en movimiento". La aplicación de la navegación Doppler es dada en helicópteros civiles y militares que cuentan con sistemas optimizados para la velocidad de estos, también es utilizado en el control de vuelo estacionario.

D. Equipo de detección meteorológica.

Radar de abordó. El radar de mapeo es un auxiliar de la navegación pero en aeronaves militares. El radar de abordó de aeronaves civiles no se utiliza para este mismo fin, se utiliza como auxiliar en la evasión y penetración de zonas en malas condiciones climatológicas. La FAA rige las normas para la instalación de algún auxiliar para la evasión de malas condiciones climatológicas para todas las aeronaves de líneas aéreas.

Los radares de detección meteorológica de abordó perciben señales que son reflejadas por gotas de lluvia y granizo. En las zonas de grandes tormentas eléctricas, la intensidad y tamaño de las gotas de lluvia son mayores que en la niebla o en las nubes estratiformes. El radar tendrá muy buena respuesta en la detección de señales intensas que serán reflejadas en las regiones de turbulencia. La mayoría de los radares operan en el modo "de contorno", donde la visualización se presenta en valores de gradiente dada por la intensidad de las señales reflejadas. Es decir, al tener un alto valor absoluto de gradiente representará un buen indicador de turbulencia.

La RTCA propuso las normas de los radares meteorológicos de aeronaves. El sistema trabaja a una frecuencia aproximada de 5 GHz, o la más usual de 9.35 GHz. La potencia pico es de 3 a 5KW para equipos de aviones bimotores ligeros y hasta 50KW o más para las líneas aéreas. Los pulsos tienen un ancho de 2 a 5 μ s. En los equipos para líneas aéreas en la actualidad se utilizan potencias pico menores y con longitud de pulso mayor para tener la misma sensibilidad, y para preservar la resolución de distancia con el procesamiento de correlación. Las antenas tienen dimensiones variables desde 30cm y de diámetro hasta 80cm, esto depende del tamaño de la aeronave. En equipos mayores la antena se fija para evitar el cabeceo y

desbalanceo del avión. La exploración se realiza a 60° en el sentido horizontal con relación a la nariz del avión con una velocidad de 12 a 20 barridos por minuto. En las líneas aéreas, el equipo más común tiene un peso de 40Kg con 250W de consumo de potencia. Su distancia máxima varía de 120 a 300nmi. El radar puede utilizarse como auxiliar de navegación o para mapear.

La mayoría de los sistemas de radar meteorológico utilizados actualmente hacen una exploración en pantalla de "CRT" por sectores rho-theta, sin embargo, los radares meteorológicos modernos realizan el almacenamiento y conversión de barrido para obtener una imagen de exploración X-Y estable. También lo moderno es utilizar el color para representar las señales reflejadas con distintas intensidades.

Detección y telemetría de descargas eléctricas atmosféricas. La NASA ha hecho estudios donde se ha llegado a determinar la importancia de los factores físicos que influyen en la navegación, como son las turbulencias creadas por las tormentas eléctricas y por la intensidad de descargas eléctricas. Estas descargas tienen fenómenos que son invisibles pero que pueden ser detectados por receptores de radio de baja frecuencia.

Existe un elemento que detecta la turbulencia con la medición de los mencionados efectos, es conocido como "Stormscope" . Este sistema es de recepción, tiene una antena semejante a la ADF que mide la dirección de llegada de la energía de descarga. Se monitorea en una banda de 50KHz y la distancia se mide por medio de una técnica patentada. Los tiempos de ascenso y descenso de los pulsos, la intensidad de las señales y las diferencias de los campos E y H; se comparan y miden con conjuntos de modelos prealmacenados de "impresiones dactilares", representando distintas condiciones de medición. Cada descarga detectada genera coordenadas rho-theta que se presentan en una pantalla CRT como un punto produciendo un despliegue de 360° en grado de acimut. Al tener una agrupación densa de puntos significará una actividad intensa con probabilidad de turbulencia. Se tiene una exactitud telemétrica casi del 10% y distancias máximas de 250nmi.

Este sistema se desarrollo para aeronaves ligeras como auxiliar meteorológico, ya que no era posible la instalación del radar meteorológico, sin embargo, el Stormscope se está utilizando en aeronaves más grandes, siendo certificado por la FAA como auxiliar de evasión de condiciones climatológicas y con aprobación en E.U.A. para operaciones comerciales.

Capítulo II.

Sistemas de ayuda al aterrizaje aéreo.

1. Radioayuda para el aterrizaje de aeronaves.

Desde los inicios de la aviación se consideró que la fase más crítica de cualquier vuelo era la aproximación final a la pista y el aterrizaje. Al desarrollar equipos de ayuda en la navegación en ruta entre nubes, los cuales fueron instrumentos giroscópicos y radiofaros direccionales, se hizo énfasis en el desarrollo de equipos de ayuda para el aterrizaje. En el año de 1929, James H. Doolittle realizó un aterrizaje a ciegas utilizando un altímetro sensible como referencia vertical y un radiofaro direccional de baja frecuencia como guía lateral. Gracias a estos estudios se demostró que para una confiable proximidad de terreno era indispensable un guiaje vertical preciso. Estados Unidos y Europa iniciaron con sus experimentos el desarrollo del sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS).

El fin de las radioayudas para cualquier aterrizaje es el de orientar la aeronave en una aproximación visual con la pista; llegando a este punto se efectúa un aterrizaje normal. Queda claro entonces que una radioayuda no se utiliza para guiar a la aeronave hasta el toque de tierra. El aterrizaje totalmente automático y confiable es prácticamente nuevo en lo que se refiere a una compañía de transporte comercial, ya que el primer aterrizaje de este tipo fué en 1965 por British Airways.

A. Aterrizaje de precisión y no precisión por instrumentos.

En el aterrizaje de no precisión por instrumentos, el guiaje lateral es proporcionado por los auxiliares de radionavegación de corta distancia mencionados en el capítulo 1. Esto consiste en la realización de descensos cronometrados a altitudes específicas después de cruzar una serie de marcaciones (posiciones fijas de radio). Cada aeropuerto o pista de aterrizaje tiene su propio procedimiento de aterrizaje y se presenta en las cartas de forma individual. Existen altitudes mínimas de descenso antes de establecer contacto visual con tierra, estas varían dependiendo de las condiciones del terreno, sin embargo, rara vez son menores a 500 pies. Es rutina de aeronaves privadas, militares, comerciales y corporativos realizar los aterrizajes de no precisión por instrumentos.

Por otra parte, el aterrizaje de precisión por instrumentos consiste en recibir la orientación vertical continua de equipos electrónicos. Para las aeronaves comerciales actuales existen tres tipos de sistemas de aterrizaje de precisión: el sistema de aterrizaje por instrumentos común; el sistema de aterrizaje por microondas conocido como MLS que se encuentra en desarrollo avanzado y el radar de precisión para el aterrizaje o PAR siendo un sistema

de guiaje radiotelefónico que al ser utilizado para fines militares es controlado desde tierra (GCA). Las características de estos tres sistemas están dadas por la ICAO.

Además de que existen otros tipos de sistemas de aterrizaje especiales para cubrir propósitos militares, como el aterrizaje de transporte de carga aéreos, aeronaves de despegue y aterrizaje verticales (VTOL) y la operación táctica de helicópteros.

Dentro del ILS común se han determinado diferentes categorías de servicio, éstas se presentan en la tabla B-1. Siendo su aplicación para los sistemas de aterrizaje de precisión en general. La categoría III requiere de capacidad de aterrizaje automático.

Tabla B-1. Definiciones de la ICAO de categorías de visibilidad en el aterrizaje.

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

2. Sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS)

El ILS común esta formado por el localizador, que da la orientación lateral; el indicador de la trayectoria de descenso, dando la orientación vertical; y una o más radiobalizas marcadoras, que son puntos específicos que definen el largo del curso. El sistema define un rumbo recto, de aproximadamente 10nmi de longitud, con un ángulo de descenso de 3° o aproximado. El rango de operación del localizador es de 40 canales de VHF entre 108.1 y 111.95MHz [están intercalados con canales omnidireccionales (VOR) de VHF . Con espaciamiento mínimo entre canales de 50kHz. El indicador de trayectoria de descenso tiene el rango de 40 canales de ultra alta frecuencia (UHF) entre 329.15 y 334.7MHz con espaciamiento mínimo de 150kHz, cada uno está en sincronía con un canal localizador lateral. Las radiobalizas marcadoras operan a 75MHz.

El ILS se mostró por primera vez en 1939, sin embargo, la configuración actual del ILS es del año 1942, utilizada en la Segunda Guerra

Mundial. Las expectativas para 1985 eran más de 150,000 aeronaves equipadas y más de 1,200 instalaciones en tierra alrededor del mundo.

A. Localizador.

La señal del localizador se modula en amplitud por dos señales de 90 y 150Hz, la radiación es continua utilizando un sistema de antenas de tipo direccional de elementos múltiples en fase mediante la polarización horizontal. El equipo de abordaje trabaja a través de una antena receptora de tipo omnidireccional. Cuando se está "en rumbo", las dos señales de moduladas tienen niveles iguales. Si la aeronave se encuentra a la izquierda del rumbo, la señal de 90Hz es más intensa; y para la señal de 150Hz es intensa cuando la aeronave está a la derecha del rumbo. En la figura 2-1 se muestran los diagramas de radiación de las dos señales del localizador, la "portadora" y la "banda lateral". La señal portadora es modulada en amplitud de doble banda lateral de las señales de 90 y 150Hz. La señal de banda lateral contiene modulación DSB de portadora suprimida en 90 y 150Hz. En el lado izquierdo del rumbo, la modulación de 90Hz está en fase (es más intensa) con la de la señal portadora y la de 150Hz está fuera de fase. Caso contrario, cuando la aeronave se encuentra a la derecha del rumbo. En el receptor de abordaje se recibe la onda compuesta pero dando intensidad a la frecuencia de 90 o de 150Hz dependiendo si la aeronave se encuentra a la izquierda o a la derecha del rumbo.

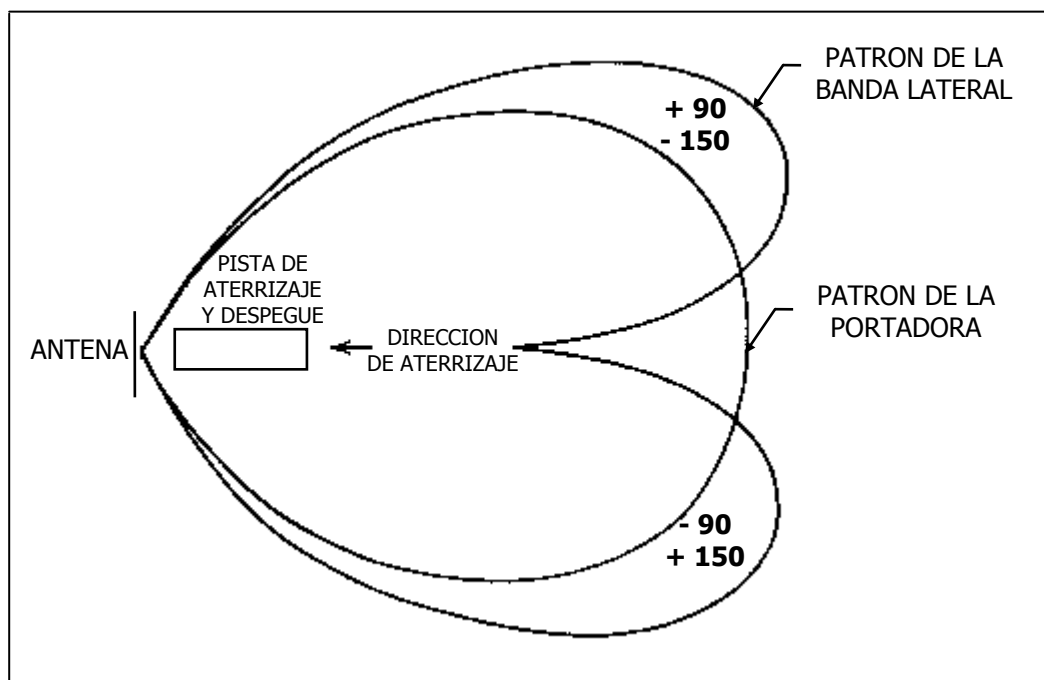


Figura 2-1. Diagramas de radiación del localizador.

Los diagramas y la modulación transmitida se ajustan de manera que la diferencia en profundidad de modulación (DDM) recibida tenga una variación lineal con el ángulo fuera de rumbo en un intervalo aproximado de 2.5°. La DDM es de 0.175 en los extremos de la cobertura. El equipo de a bordo proporciona señales en escala real a la izquierda o a la derecha de la DDM. La ICAO define la cobertura del localizador como se muestra:

Tabla B-2. Definiciones de cobertura del localizador por la ICAO.

10° desde la línea de rumbo	distancia de 25nmi
10° a 35° desde la línea de rumbo	distancia de 17nmi
Mayor de 35° desde la línea de rumbo	distancia de 10nmi
Cobertura vertical	0° a 7° sobre el horizonte

La intensidad de campo mínima es de 100 V/m. El receptor de abordo debe obtener la indicación de escala real con una percepción correcta, a esta se le llama señal "de franqueo"; no importando que esté fuera de región de rumbo lineal (2.5°) pero sí dentro de la región de cobertura. La potencia que radia el localizador es de entre 10 a 15W. Para identificar esta señal se transmiten tonos de 1,020Hz continuos y en clave Morse con una profundidad de modulación del 10%. Por otro lado, en algunas regiones se pueden sobreponer señales de voz transmitidas desde la torre de control.

Existen diferentes tipos de red de antenas utilizadas para el localizador y así como elementos de la misma red. El localizador estándar utilizado en Estados Unidos está formado por ocho elementos en una red lineal de 14m. La red se instala a 300m del extremo de parada de la pista que da servicio, y perpendicular a la línea central extendida. Los elementos de la antena pueden ser de dos tipos: cuadros Alford omnidireccionales o direccional cuando se requiere minimizar la radiación del lóbulo lateral. Para los de tipo direccional se encuentran la antena de ondas progresivas y el elemento de cuadro más dipolo plegado o anillo V. Otro método es el del elemento dipolo plegado periódico logarítmico que tiene la ventaja de tener resistencia a los efectos que pueda generar las capas de hielo y la altura reducida a 2.1m.

Al utilizar elementos de patrón omnidireccional individual se puede ver la ventaja que tiene, ya que puede existir un rumbo posterior utilizable, que es recíproco a la dirección de aterrizaje principal. El fin es que proporciona guiaje de sobrevuelo y se obtiene una señal de orientación para aterrizajes en una dirección contraria, en el que invierte el sentido de la señal de rumbo izquierdo como derecho.

Así también, esta radiación de ángulo amplio puede generar graves desviaciones u "ondeo" de rumbo que son creadas por reflexiones de la señal en edificios o terrenos más elevados y paralelos a la trayectoria de aterrizaje.

La ICAO establece que la excursión u oscilación respecto al curso medio del localizador no debe ser mayor a 0.36° más allá de 4nmi, y decrecer a 0.06° en una distancia de 1,050m del comienzo de la pista. En sitios dependientes al efecto de trayectoria múltiple, se utilizan antenas localizadoras de una abertura mucho mayor para lograr una radiación más estrecha. En un arreglo común se ocupan 14 elementos en un ancho de 26m. Para otro tipo de localizador de abertura amplia existen los arreglos reflectores tipo parabólicos y guías de ondas ranuradas con una longitud hasta de 60m. La radiación estrecha interpreta que las señales de franqueo adecuadas no se proporcionan en ángulos abiertos. Para lograrlo, se asocia un arreglo de abertura estrecha independiente que radia señales de guiaje en una frecuencia aproximada de 8kHz desplazadas de las señales principales. Cuando la aeronave está cercana a la trayectoria de ruta, las señales de gran exactitud poseen mayor potencia logrando una rápida recepción del equipo de abordó. En los ángulos abiertos la señal que predomina es la de franqueo, que posee la información de percepción correcta.

B. Indicador de inclinación de la trayectoria de planeo.

El indicador de inclinación de la trayectoria de planeo de UHF trabaja en AM de 90 y 150Hz. El sistema de antena trabaja en dirección vertical dando lugar a que la señal de 90Hz sea más intensa cuando la aeronave está demasiado alta y será intensa la de 150Hz cuando la aeronave está demasiado baja. La polarización es horizontal. La región lineal tiene una cobertura de 0.7° por encima y debajo de la trayectoria de planeo nominal, que es de 3° por arriba de la horizontal. La DDM es 0.175, en los extremos de la región lineal. La cobertura horizontal tiene un mínimo de 8° respecto a la línea central, en 10nmi. Para cubrir esta área la intensidad de campo mínima debe ser de 400 V/m. La potencia del transmisor de la inclinación de la trayectoria de planeo es aproximadamente 4 W.

La mayoría de los sistemas de antena para la inclinación de la trayectoria de planeo son tipo imagen. En la figura 2-2 se muestra el patrón para el sistema más común de "referencia cero". El sistema consta de dos antenas dipolares horizontales colocadas sobre un poste vertical. La antena inferior transmite la señal portadora, y la superior con una altura dos veces más grande, transmite las señales de banda lateral. Cada antena y su imagen, generan una estructura de lóbulo vertical, como se ve en el lado derecho de la figura 2-2. Se ve en la figura que la estructura de lóbulo de la antena de banda lateral es dos veces más corta que la de la antena de portadora. Para la frecuencia de 330 MHz de la inclinación de la trayectoria de planeo, las alturas aproximadas de las antenas son de 4.25 y 8.5 m, producen un punto nulo en el diagrama de la banda lateral y una cresta en el diagrama de la portadora para el ángulo de desviación 3° . La reflexión dada por tierra, invierte el ajuste de fase de las señales de banda lateral del segundo lóbulo respecto a las del primero, logrando una percepción correcta del punto nulo en ruta. Otro punto a considerar es que la estructura de lóbulo crece en ángulos de elevación mayores, en 15° aparece otra pendiente de trayectoria de planeo falsa. Para corregir este error se intercepta desde abajo la trayectoria de planeo correcta en vuelo a nivel. El poste de la antena se ubica a 300 m del extremo de aterrizaje y 120 m al lado de la pista, así el centro de la trayectoria de planeo tiene una elevación de 15 3m por el extremo de la pista.

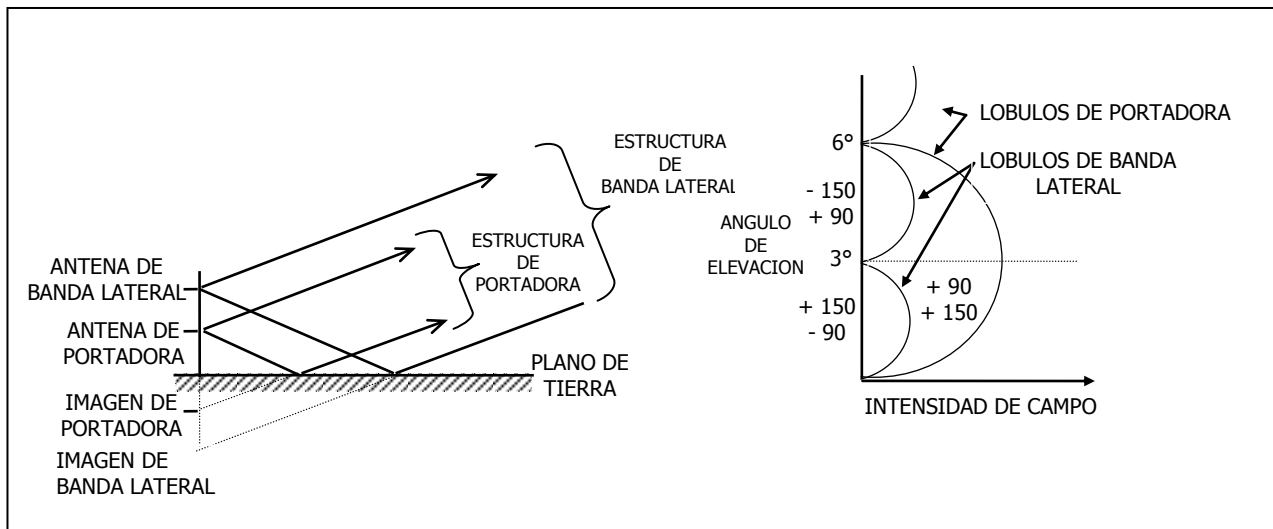


Figura 2-2. Formación de la trayectoria de descenso (planeo) del sistema de "referencia cero".

C. Radiobalizas marcadoras.

Se utilizan radiobalizas marcadoras de 75MHz de baja potencia para el ILS, su fin es determinar puntos específicos a lo largo del rumbo de descenso. Cuando la aeronave cruza la radiobaliza de radiación vertical, el piloto recibe unos cuantos segundos de indicación tanto acústica como visual. Una radiobaliza marcadora exterior está ubicada a una distancia de 3.5 a 6nmi del extremo de la pista, por lo general este punto es donde se intercepta la señal de la pendiente de la trayectoria de vuelo. Una radiobaliza intermedia se encuentra a una distancia de 1,050m del extremo de la pista, en este punto la pendiente de trayectoria de planeo está a una altura de 60m. Existe otra radiobaliza para aterrizajes de categoría II y III, se encuentra entre 75 y 450m del extremo de la pista, donde la pendiente de trayectoria de planeo es de 30m de altura.

D. DME

Existen lugares donde no es práctico instalar radiobalizas por el tipo de terreno o de suelo, por lo que se tiene apoyo del equipo radiotelemétrico o DME. El transpondedor DME está colocado junto con la antena localizadora y está acoplado al canal de VHF del localizador. Algunos equipos DME de aviones se diseñan para que su función sea reconocer éste como un canal asignado de ILS, por lo que tendrá una velocidad de interrogación relativamente elevada (50 a 100/s) en el modo de seguimiento. Esto tiene la ventaja de proporcionar datos más uniformes al piloto automático.

E. ILS de categorías II y III.

La mayoría de las instalaciones de ILS dan servicio a la categoría I estándar (altura de decisión de 60m). Para los aeropuertos de Europa y Estados Unidos, un ILS de categoría II (altura de decisión de 30m) sirve cuando menos a una pista de aterrizaje. El servicio de categoría III (altura de decisión 0m) sigue siendo relativamente raro. En Estados Unidos son pocos los sistemas de esta categoría en la actualidad. En Europa se tiene un avance más rápido, logrando una gran experiencia para las operaciones completamente automáticas de categoría III. La generación más reciente de aeronaves de transporte aéreo cuenta con los sistemas de control de vuelo especiales requeridos para operar dentro de la categoría III, a estos se les

incorpora como equipo estándar. Entre este tipo de aeronaves se tiene el L-1011, el Concorde, el A-300, el Boeing 757, y otros.

Para la mayoría de los casos donde la certificación de una instalación de ILS en tierra se autorice para operación de categoría II o III no depende de la realidad inherente de guiaje, más bien en el equipo instalado; refiriéndonos a monitores y equipo de transmisión duplicado; son necesarios para dar seguridad en una conmutación prácticamente instantánea en el momento de percibir una señal de guiaje fuera del rango tolerable.

F. Altímetro radioeléctrico.

El altímetro radioeléctrico o radioaltímetro es un radar con dirección hacia abajo, es de baja potencia y es utilizado en aeronaves civiles. Este radar determina la altura a tierra en las últimas fases de la aproximación para el aterrizaje. Este equipo debe estar certificado para operar en aterrizajes de categoría II o III. El RTCA establece normas de funcionamiento. Los radioaltímetros civiles trabajan en la banda de 4.2 a 4.4GHz. Se emplean sistemas de onda continua (CW) de pulsos y modulada. En los sistemas de CW modulada, la modulación es de tipo triangular o senoidal, se mide la altura con la diferencia de frecuencia entre señales transmitidas y recibidas.

Los altímetros radioeléctricos civiles operan hasta una altura máxima aproximada de 750 m (2,500 pies), pero es más importante la información abajo de los 150 m (500 pies). La pantalla de radioaltitud que ve el piloto tiene una escala extendida en esta región que muestra la altura a una resolución de más o menos 3 m (10 pies). El altímetro del radar se puede fijar para activar una señal de advertencia tanto visible como audible, cuando la aeronave descienda a la altura de decisión determinada por la categoría de aterrizaje designada. Para los aterrizajes automáticos que son incluidos dentro de la categoría III, cuando la aeronave desciende a 30 m (100 pies), el guiaje vertical se va transfiriendo gradualmente del sistema de pendiente de la trayectoria de planeo al sistema de radioaltímetro.

G. Sistema estándar provisional de aterrizaje por microondas (ISMLS).

Este sistema es de microondas con frecuencia de 5 GHz, se basa en haces de exploración en escalones para el guiaje vertical y de acimut. Se han instalado cerca de 12 lugares en Estados Unidos. Este sistema se empezó a instalar en 1975. Se creó debido a que el ILS ordinario en ocasiones resulta

muy difícil de instalar por el tipo del lugar. El acimut de 40° se forma por ocho haces conmutados, y la elevación de 0 a 6° con cuatro haces, ambos trabajan a una razón de 600Hz. Cada haz es modulado en ancho de pulso con muestras de onda compuesta de 90/150 Hz, con amplitudes de acuerdo con la distancia del haz a la línea central o de la trayectoria de planeo de 3° . El receptor de abordó recibe las frecuencias de las señales vertical y de acimut y dos conjuntos de señales de 90/150Hz que proporcionan el ángulo de error. Se menciona que en el receptor de abordó se utilizan localizadores-receptores de la pendiente de la trayectoria de planeo en UHF-VHF ordinarios, obviamente con una etapa antecesora de conversión descendente a partir de 5 GHz. Ambas señales de 5GHz son transmitidas con el desnivel apropiado (200 MHz), a fin de que las señales convertidas descendentes del "localizador" y del "receptor" tengan uno de los acoplamientos de frecuencia ILS estándar.

3. Radar de precisión para el aterrizaje (PAR)

El radar de precisión para el aterrizaje es un auxiliar de guiaje apoyado por tierra, la ayuda se basa en que una aeronave ejecuta aproximaciones hasta una baja altura sin equipo especial, únicamente un receptor de radio. Un PAR monitorea cada aeronave que aterriza mostrándolas en pantallas CRT de acimut y elevación con la indicación de la posición de la nave, sea esto en ángulos de pendiente de la trayectoria de planeo y de acimut requeridos. Cualquier operador capacitado, con la observación de las pantallas, radia señales de voz como instrucciones de corrección de guiaje al piloto.

La ICAO ha establecido normas para el funcionamiento del PAR para uso civil. El radar tiene que ser capaz de percibir un objetivo de $15m^2$ (tamaño de una aeronave bimotor pequeña) a una distancia de 9nmi. La exactitud de la medición de posición de 9m en sentido lateral, 6m para vertical y 30m para alcance. El PAR facilita el guiaje hasta el mínimo de categoría I de ILS (altura de decisión de 60m). A pesar de esto, el PAR es nuevo para las aeronaves civiles. El PAR se llegó a utilizar como apoyo en varios aeropuertos grandes, en el monitoreo de aeronaves con aterrizajes ILS, aunque la mayoría de estas instalaciones han desaparecido.

El PAR se ha utilizado principalmente para cuestiones militares desde su desarrollo en la Segunda Guerra Mundial. Se conoce como sistema de aproximación-aterrizaje controlado desde tierra (GCA) a una instalación militar con radar de vigilancia para adquisición y del PAR para el guiaje final. El GCA es un sistema mucho más apropiado que el ILS para las bases avanzadas, ya que el ILS requiere una larga nivelación y preparación del

lugar de ubicación. En muchas situaciones se utiliza el PAR para aeronaves militares hasta un mínimo equivalente de ILS de categoría II (altura de decisión de 30m).

El PAR opera en una frecuencia entre 9 y 10 GHz. Muchos de los sistemas se componen por dos antenas ortogonales con el haz de forma de abanico con exploración mecánica para obtener las mediciones separadas, tanto de acimut como de elevación. Un ejemplo de este sistema es el radar de precisión AN/TPN-19; es un sistema muy moderno. Se caracteriza por tener únicamente una antena reflectora de 824 elementos montados en fase, logrando una medición de 2.8m de ancho por 3.55 m de alto, de haz puntual de 1.4° en acimut por 0.75° en elevación. Se opera para búsqueda (exploración continua) o radar de persecución monopolso. Las velocidades para la transmisión de datos son de 22 exploraciones por segundo en el modo de búsqueda y 2 exploraciones por segundo en el modo de persecución. Su potencia pico es de 320kW, el intervalo de operación es de 15nmi dentro de una intensidad de lluvia de 500mm/h. La exactitud del seguimiento en ángulo es de 0.143° de acimut y 0.072° de elevación.

Una aplicación de este sistema lo encontramos en la marina de los Estados Unidos, donde las instrucciones dadas por el operador en forma hablada se sustituyen por un enlace de datos desde la superficie hasta el aire. Éste es el AN/SPN-42 para aterrizajes de transportes aéreos.

4. Sistema de aterrizaje por microondas (MLS)

Las limitaciones del ILS han estimulado a la investigación para satisfacer los sistemas de aproximación y aterrizaje. Los primeros sistemas de microondas fueron utilizados por militares. Finalmente la ICAO adoptó el MLS (*Microwave Landing System*) como el sistema que sustituirá gradualmente al ILS ordinario a partir del año 1995.

La existencia, al mismo tiempo, de ambos sistemas se pronostica por un tiempo considerable. Durante el período de introducción del MLS y desplazamiento del ILS será necesario instalar el MLS en emplazamientos comunes con el ILS con el fin de facilitar una transición gradual para los usuarios, evitando la interrupción del servicio de guiaje. Por lo que el ILS y el MLS funcionen conjuntamente y sin interferencias.

El MLS tiene muchas ventajas en operación sobre el ILS ordinario, como:

1. Guiaje para aproximaciones de precisión por instrumentos en sitios donde el terreno es demasiado irregular para la instalación de ILS.
2. Guiaje para perfiles de aproximación curvos a fin de reducir el uso del espacio aéreo y evitar áreas sensibles al ruido en tierra.
3. Ángulos de trayectoria de descenso (planeo) variables para ajustarse al funcionamiento de cada aeronave.
4. Mayor número de canales en operación. Es decir, servicio a un número mayor de usuarios.
5. Menores costos de instalación y mantenimiento de equipo terrestre.

Simplemente el MLS se diseñó para superar las limitaciones del ILS para proporcionar una menor probabilidad de errores proyectados en la guía de precisión para la aproximación y aterrizaje.

En Estados Unidos los servicios militares han desarrollado un sistema táctico conjunto de aterrizaje por microondas (JTMLS) compatible al MLS. Este sistema tendrá una estación terrestre portátil de mochila, también tendrá medios electrónicos aeronáuticos para probar los procedimientos conjuntos de ejército, armada, marina mercante y fuerza aérea, mediante el uso de aviones de ala fija y helicópteros.

El esquema de guiaje angular del MLS también es conocido como esquema de haz de exploración con referencia de tiempo (TRSB). Esta técnica tuvo selección entre otros sistemas de guiaje como el esquema de haz de exploración (Doppler) de antena conmutada, métodos de haces de exploración por codificación de frecuencia y la técnica de multilateralización por equipo radiotelemétrico (DME).

El TRSB genera haces en forma de abanico con exploración ortogonal, lo cual proporciona datos angulares. La estrechez de la amplitud de cada haz logra que el procesador de la aeronave realice una discriminación básica de las señales correctas y las señales de reflexión por estructuras o tierra.

La transmisión de datos y el guiaje angular se multicanalizan en el tiempo en un solo canal de frecuencia de banda C. Consta de 200 canales con intervalos de 300 kHz, esto es desde 5031.0 hasta 5090.7 MHz. Al utilizarse funciones de radiotelemedría en un sitio de MLS, éstas utilizan los formatos y frecuencias de DME de banda L, lo único diferente es el espaciamiento y procesamiento de los pulsos ya que se modifican para disminuir distancia con el fin de mejorar la precisión. Como todos los sistemas, existen especificaciones provisionales de las funciones de guiaje y

datos angulares. También para el DME de precisión se formularon especificaciones, en el año 1984.

El MLS hace la transmisión de "señales en el espacio", y al acercarse una aeronave puede conocer su acimut y la elevación desde la línea central de la pista dentro. El volumen abarcado es de 40° en acimut, de 0° a 10° en elevación y 20nmi a partir del toque de la pista. Dentro de esta cobertura el equipo de abordaje puede determinar cualquier ángulo de descenso preseleccionado y las desviaciones respecto de cualquier trayectoria de aproximación-aterrizaje preseleccionada. La estación en tierra del MLS hace la transmisión de datos de advertencia de obstrucciones en acimut y elevación.

A. Formato de señales

Los haces en abanico del acimut y la elevación son exploraciones electrónicas a velocidades controladas con precisión. La figura 2-3 muestra la medición del ángulo de acimut. El haz en abanico y estrecho con una orientación vertical es el que realiza un par de exploraciones laterales, esto es, de un lado a otro del área de cobertura, a estas exploraciones se les llama "TO" y "FROM" (hacia y desde).

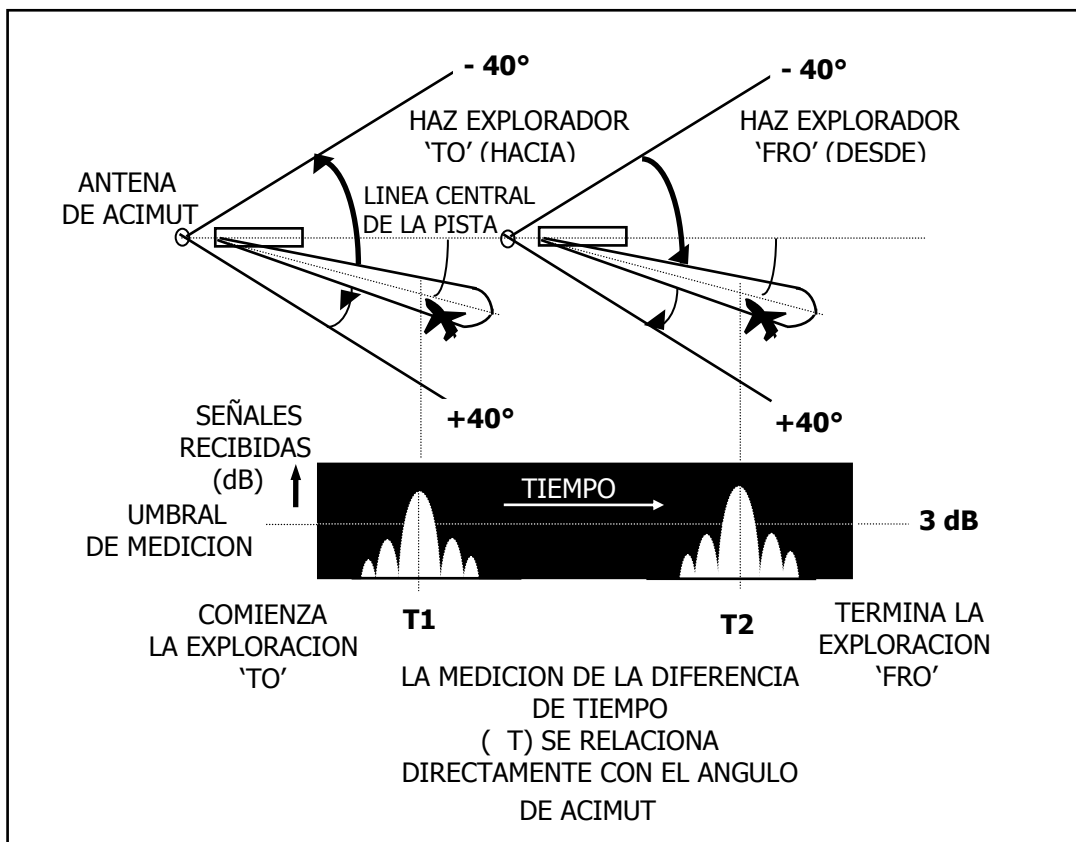


Figura 2-3. Medición de ángulos del sistema de aterrizaje por microondas MLS.

El ángulo de acimut de cualquier aeronave, se calcula con la diferencia de tiempo entre la detección de los dos haces:

$$\frac{T_0}{K} t \dots\dots\dots 2.1$$

donde = ángulo requerido o buscado
 t= intervalo medido, se mide en s
 T₀= constante conocida que corresponde al retardo cuando = 0°, medido en s
 K= constantes de escalación conocida, unidades de s/°

Para el ángulo de elevación se utiliza un haz en abanico lateral, el cual realiza exploraciones verticales "hacia" y "desde". En la ecuación 2.1, para el acimut T₀ es 6800.0 s, y para la elevación, 3466,7 s. Para los dos casos el valor de K es 100 s/°.

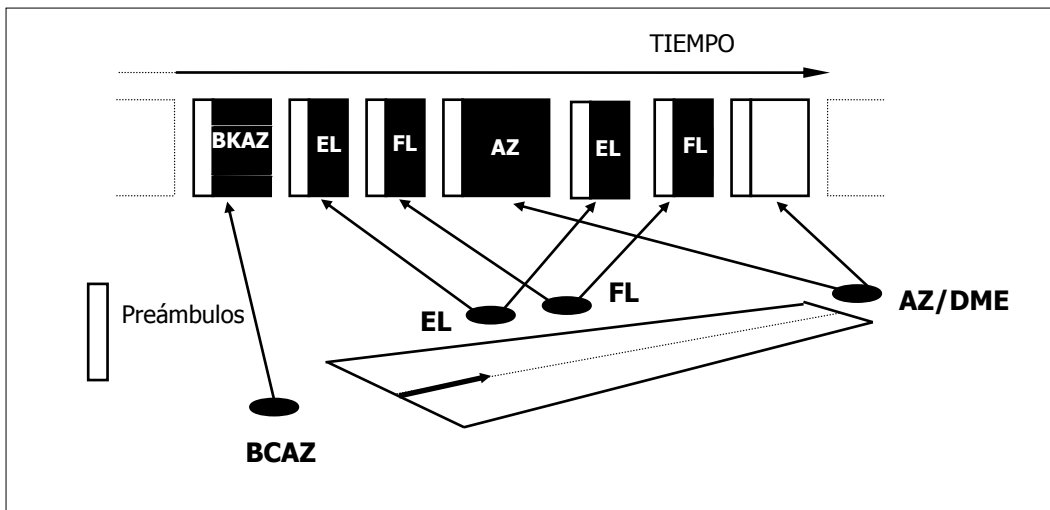


Figura 2-4. Formato de señales del sistema de aterrizaje por microondas MLS. BKAZ (BCASZ)= contraacimut;
 EL = elevación; FL = enderezamiento; AZ = acimut; DME = equipo radiotelemétrico; DA = datos auxiliares.

El sistema MLS está formado básicamente por las funciones de elevación y acimut. Puede agregarse otras funciones con una base modular

que puede ser un haz de guiaje lateral para "aproximación frustrada" o llamada contra acimut, y un haz de guiaje de elevación de alta precisión independiente cubriendo el área en que la aeronave principia con "enderezamiento" justo antes de aterrizar. Cada una de estas funciones se transmiten en serie con un canal de frecuencia determinado, esto se muestra en la figura 2-4. Como función individual está formada por un preámbulo y en seguida por un par de búsqueda TO-FRO. El preámbulo consta de 400 s de señal de portadora, de una palabra de sincronización de 5 bits, 5 bits de identificación de la función y 2 bits de paridad, y para el acimut se tiene un bit adicional para activar/desactivar en la aeronave una señal audible de identidad en clave Morse. La transmisión de estos datos se hace mediante manipulación por defasamiento diferencial a razón de 15 kb/s. También cada función se procesa de manera independiente en el receptor de la aeronave. La transmisión de datos y de cada función de guiaje se puede intercalar con otras funciones. Las velocidades de repetición mínimas de cada función son:

Tabla B-3. Velocidades de repetición mínimas en las funciones del MLS.

Función	Velocidad de repetición (exploraciones TO/FRO por segundo).
Acimut	13.50
Elevación	40.50
Contraacimut	6.75
Elevación de enderezamiento	40.50

En el formato de señales se incluye espacio para una función de acimut 360° independiente. Se tiene también pulsos de prueba entre los formatos de exploración y, en la exploración del acimut existen pulsos de indicación de fuera de cobertura (OCI).

Es muy importante la transmisión de datos de tierra a aire. Los datos son transmitidos en bloques en la forma de tiempo compartido con la manipulación por defasamiento diferencial (DPSK), es radiado desde el sitio de acimut básico con un diagrama de antena que sature el volumen de cobertura de guiaje. Los formatos de estos datos aún no han sido definidos completamente, por lo que se utilizarán datos básicos para todas las aeronaves. Dentro de estos datos básicos se tienen los siguientes:

- Categoría de funcionamiento.
- Condición del equipo.
- Anchos de haces de antena.
- Límites de cobertura de acimut.

Ángulos de trayectoria de descenso (planeo) seleccionable mínimo.
Número de canal DME asociado (si se usa).

Después del bloque de transmisión de datos básicos, se transmite un bloque de datos auxiliares para cierto tipo de aeronaves equipadas, datos auxiliares como envío de mensajes en caracteres alfanuméricos.

B. Procesamiento a bordo

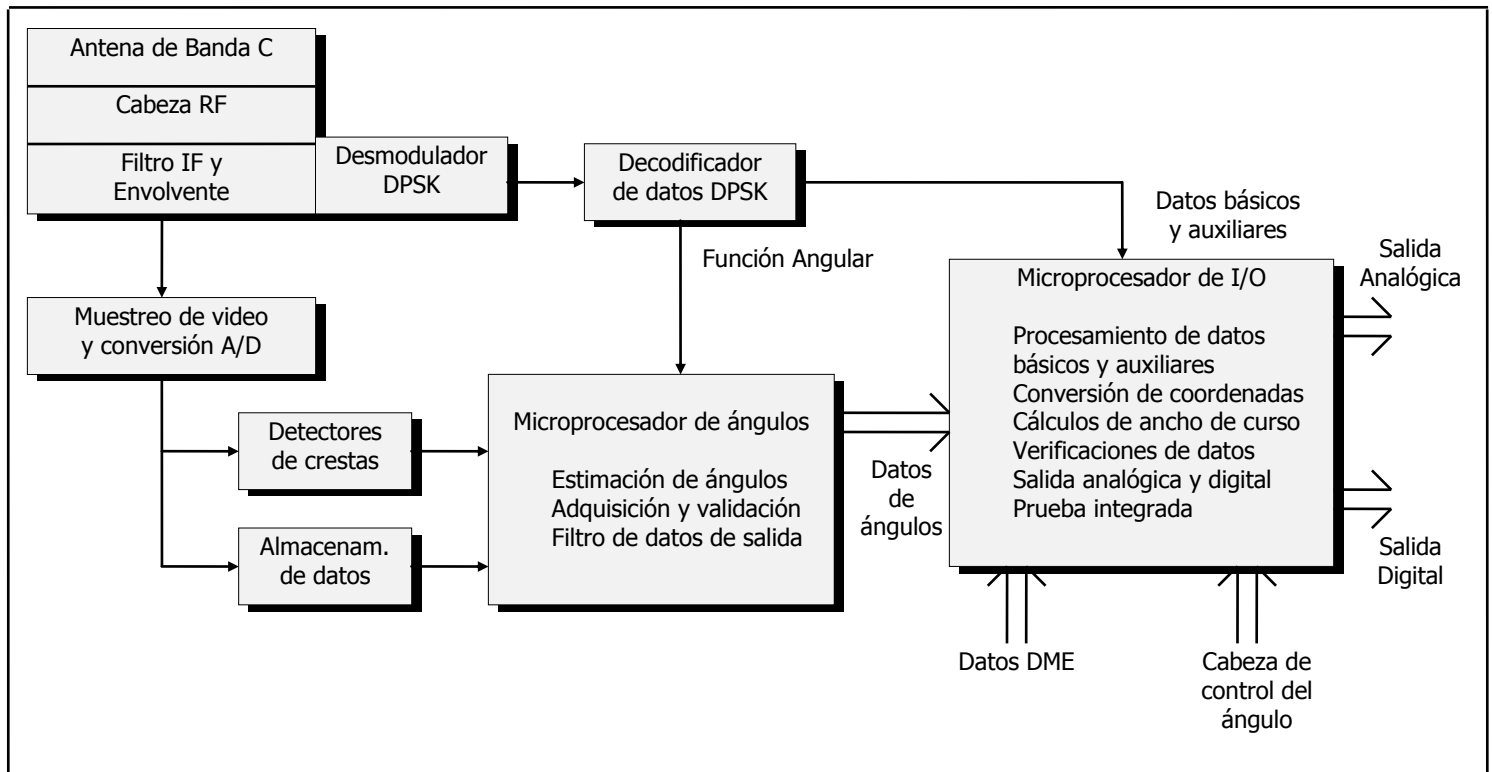


Figura 2-5. Arquitectura de procesamiento del receptor de ángulos.

En la figura 2-5 se muestra la estructura básica para el procesamiento a bordo de los ángulos y datos del MLS. El sistema trabaja con dos microprocesadores, uno para la medición de los ángulos y el otro para manejar esta información, así como los datos del sitio de ubicación para generar salidas de posición y gobierno. Existen dos tipos de salidas: las analógicas y digitales. Las salidas analógicas se envían a los indicadores de intersección, y las salidas digitales a la interfaz del piloto automático. El procesador de entradas/salidas (I/O) recibe también entradas del equipo radio telemétrico (DME) desde la unidad de control, donde el piloto selecciona el seguimiento de vuelo y el ángulo de descenso.

Se puede eliminar considerablemente el efecto de trayectoria múltiple de las señales de la medición de ángulos, esto se logra con un proceso de filtrado. El procesador de señales de compuerta dividida (SGSP) tiene la capacidad para determinar el tiempo de llegada de las crestas de los haces TO y FRO, esto lo hace diferenciado la respuesta de vídeo e identificando el cruce en cero de esta derivada. La posición del cruce por cero es prácticamente insensible a la distorsión por trayectoria múltiple. El SGSP efectúa interpolaciones sucesivas de las secuencias de muestreo de cada pulso de respuesta, para así determinar el cruce por cero en una manera menos sensible al ruido.

Al proporcionar una señal de guiaje de elevación de enderezamiento independiente para un aterrizaje automático, se utiliza la técnica de procesamiento de un solo flanco (SEP) que proporciona una extrema exactitud para medir estas señales. En el SEP, el tiempo que existe entre las exploraciones TO y FROM es medido durante el flanco ascendente de cada pulso percibido, alcanzando una pendiente de valor seleccionado. La señal no será distorsionada de manera significativa, ya que las trayectorias múltiples no la afectarán en la primera parte de la forma del pulso detectado.

C. Exactitud de guiaje.

La ICAO exige en los MLS en un aterrizaje automático, exactitudes de 6m (20 pies) para el guiaje lateral y 0.6m (2 pies) para el vertical. Éstos corresponden a valores 2 para la zona de contacto con tierra. En el caso de las pistas largas (3,000 a 3,500 m), se han cumplido estas normas con MLS con haz de acimut y elevación de 1°, con pendientes de planeo tan bajas como 1°. Para las pistas más cortas donde no es del todo necesaria la ayuda automática, los anchos de haz se pueden reducir. Como ejemplo, un MLS creado para aeropuertos de pista corta se han utilizado anchos de haz de 3° en acimut y 2° en elevación, se han asignado a la ICAO exactitudes hasta de 3° para la trayectoria de descenso (planeo).

D. Equipo radiotelemétrico de precisión (PDME).

Se utiliza el PDME para obtener la distancia al momento de tocar tierra en aterrizajes MLS. No forma parte de la mayoría de los sistemas MLS, aunque se espera que se instale en casi todos los sitios en el sistema básico (Az-El). En un principio estaba diseñado dentro de un sistema en la banda C, igual que el guiaje angular MLS, sin embargo, se demostró que podía utilizarse dentro de la banda L y con los mismos requerimientos, siendo compatible en gran porcentaje con el DME en ruta.

Las normas definidas para distancia de los PDME actuales son:
Aeronaves de ala fija: 30m (100 pies), 2
Helicópteros: 12m (40 pies), 2

Estos puntos deben cumplirse aún en presencia de reflexiones intensas de trayectoria múltiple vertical, originadas por reflexiones de tierra y laterales (hangares de aeropuertos). Las velocidades de interrogación propuestas son elevadas (40 por segundo). Gracias a ésto se logra un filtrado muy considerable para reducir las perturbaciones generadas.

En el caso de los retardos breves de trayectoria múltiple en contraste de las longitudes de pulso del DME, lo que se consigue es distorsionar los flancos ascendentes de los pulsos y variar grandemente las amplitudes de un pulso a otro. La técnica aplicada para ello, es normalizar las mediciones que se obtienen de los tiempos de llegada; con estos aspectos se utiliza el proceso de retardo y comparación ilustrado en la figura 2-6. Sin embargo, el detector de pulsos no utiliza un umbral fijo. Cada pulso sufre un retardo que se compara con el umbral creado por una atenuación de la señal de entrada (no es retrasada con el tiempo). En el tiempo de cruce por el umbral t_0 es independiente a la amplitud de su señal de entrada y del tiempo de ascenso. El retardo y la atenuación A precisos, dependen de la razón de ruido de la señal y de la longitud que tenga el pulso.

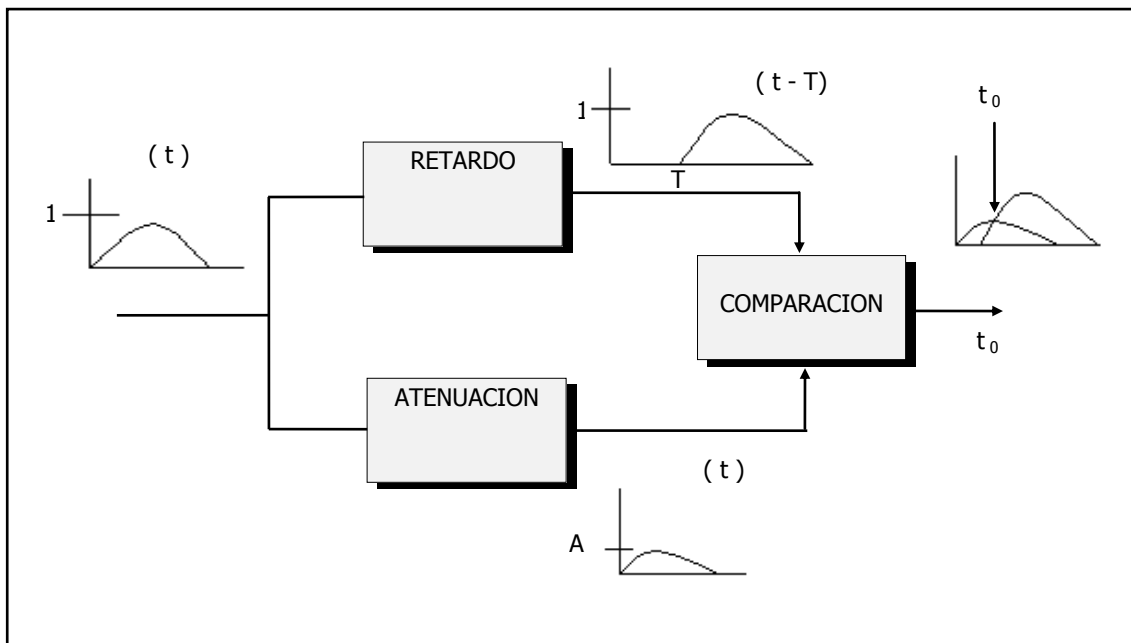


Figura 2-6. Procesamiento de señales de retardo y comparación.

El esquema PDME como incorporación al MLS consiste en una técnica bimodal de dos pulsos. Al ubicarse una aeronave a más de 7nmi de la pista de aterrizaje le hace una interrogación al transpondedor PDME de tierra con pulsos de 12 s, dando éste como respuesta otros pares de pulsos de 12 s en el modo de canal XDME. En el rango menor de 7nmi la aeronave genera velocidades muy altas de interrogación (40 por segundo) con pares de pulsos espaciados 18 s. De igual manera la radiobaliza responde con pares de pulsos espaciados 18 s. Las respuestas enviadas a las aeronaves tanto cercanas como lejanas se dispersan con espaciamientos adecuados para cada una. A distancias cercanas, los receptores tanto de aire como tierra utilizan procesamiento en retardo y comparación con atenuación de 17dB (A en la fig. 2-6). También es utilizado un pulso con forma aproximada de coseno-coseno², con tiempo de ascenso de 800ns. En la prueba estática del prototipo de PDME de MLS se ha demostrado diferencias en alcance aproximadamente de 5.5m (18 pies) rms.

E. Equipo terrestre MLS.

Las antenas de acimut y elevación MLS básicas se ubican de manera semejante a las antenas localizadora y de pendiente de la trayectoria de descenso (planeo) del ILS ordinario. Una antena más se utiliza para la obtención de datos precisos de elevación de enderezamiento; se localiza aproximadamente a 100m a un lado de la pista y 900m del umbral. La antena de guiaje de contraacimut se ubica entre 100 a 200m frente al umbral de la pista dentro de la línea central.

No existe un diseño específico del equipo de tierra del MLS ya que varía de acuerdo con las necesidades de cada lugar de los países activos en el programa. En E.U.A. se diseñaron dos tipos de sistemas MLS básicos de acimut y elevación (Az-El). Para pistas extensas se utilizan antenas con ancho de haz de 1°, cada antena constituyen un montaje de 116 elementos. El equipo electrónico de guiaje y control se encuentra en un compartimiento separado siendo totalmente redundante. En las pistas cortas se utilizan antenas con ancho de haz menor de 2° en elevación y 3° en acimut. Se diseña en un solo equipo donde se encuentra tanto la antena como los componentes electrónicos. Además, la antena DME de precisión y el transpondedor se localizan junto con el guiaje acimut. Para los dos tipos de equipo se utiliza un transmisor de 20W de potencia. En pruebas se ha logrado que trabajen tranquilamente con 10W.

En la figura 2-7 se muestran los dos tipos de equipos de tierra que existen para fines militares de los Estados Unidos para el sistema táctico

conjunto de aterrizaje por microondas (JTMLS). Uno de los equipos contiene componentes electrónicos junto con la antena exploradora de elevación, el otro equipo esta formado por las antenas de acimut y PDME. Cada unidad tiene un peso aproximado de 200 kg y han sido diseñadas de tal forma que pueden descomponerse en pequeñas unidades para un transporte manual. Están provistas de energía de emergencia, constituido por baterías internas para una operación hasta de dos horas. La antena de elevación de 2° contiene 40 elementos con defasadores a diodo para el haz de exploración, con una longitud aproximada a 2m. La antena de guiaje de acimut de 3° con 36 elementos con amplitud de 1.25m. La antena de PDME mide 1.3m de altura formando parte de la antena de acimut.

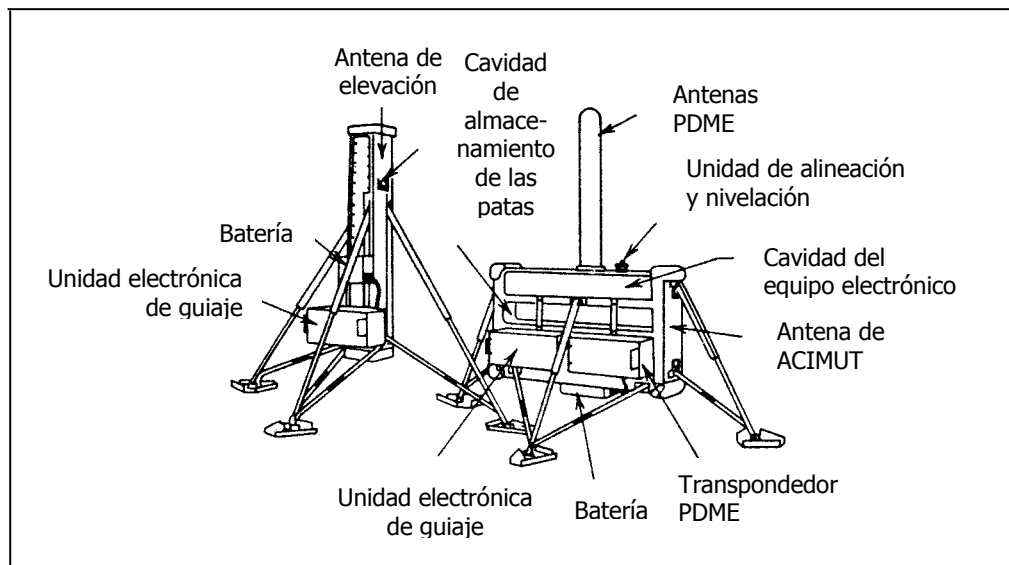


Figura 2-7. Equipo de tierra del sistema táctico conjunto de aterrizaje por microondas (JTMLS).

PDME = equipo radiotelemétrico de precisión.

F. Equipo de abordo.

La compañía Bendix Corporation diseñó dos tipos de MLS para consumo de Estados Unidos. El primer equipo fue utilizado por la compañía aérea (ARINC) desde 1977 la hasta fecha actual. Sin embargo, se tiene la versión más reciente del receptor de fase III, con peso de 6kg para operar en conjunto con el DME de a bordo del ARINC estándar. También se ha diseñado

otro tipo de equipo de a bordo para pequeñas aeronaves, opera exclusivamente con medidas angulares, tiene un peso de 3.2 kg.

5. Sistemas de aterrizaje militares para fines especiales.

En los servicios armados se han desarrollado sistemas muy específicos para el aterrizaje en helicópteros y aviones. En el uso táctico se estima una exactitud extrema para cualquier condición climatológica, ya que se cuenta con áreas muy pequeñas y de difícil acceso para el aterrizaje. Por ejemplo: en operaciones navales, el área es una cubierta de un portaaviones o un barco con plataforma para helicópteros. Por las razones mencionadas se requiere que los componentes de tierra del sistema táctico sean compactos, de fácil transportación, ensamblables y susceptibles de operar en poco tiempo después de un nuevo sitio de ubicación. Todos lo distintos equipos desarrollados trabajan con señales de microondas, logrando obtener con antenas compactas todos los haces de vigilancia y exploración estrechos para un guiage exacto.

El objetivo final que buscan los servicios armados de E.U.A. es que el formato de señales del MLS propuesto por la ICAO se utilice para cumplir los requisitos del aterrizaje táctico. Por lo que el equipo de abordo estándar podrá funcionar para aterrizajes en áreas tácticas así también en aeropuertos militares y civiles. Para lograr este objetivo se ha diseñado el equipo de tierra para el sistema táctico y de aterrizaje por microondas (JTMLS). La desventaja es que siguen en operación algunos sistemas de aterrizaje de uso especial.

A. Sistemas de aterrizaje AIL.

La división AIL de la Eaton Corporation de Farmingdale, Nueva York, ha creado todo un grupo de sistemas de aterrizaje con formatos de señales en su mayoría para fines militares y algunos comerciales. Todos estos equipos operan de 15.4 a 15.7 GHz. El guiage está formado por pares de haces estrechos en forma de abanico y codificados en pulsos; se generan ortogonalmente para abarcar la zona de interés. Se utilizan antenas de exploración mecánica.

En la figura 2-8 se muestra el principio de guiaje de elevación. El haz en abanico muestra un espaciamiento variante de acuerdo a la elevación del haz, que va desde 140 s a 20° hasta 60 s a 0° para este caso. El equipo de abordaje calcula el ángulo de elevación midiendo el espaciamiento promedio que existe entre los pares de pulsos con relación a su secuencia de pulsos observada. Se puede emplear un método para ajustar la forma del haz para obtener una mayor exactitud en la medición para ángulos pequeños. El mismo principio se aplica para el guiaje de acimut con haz de barrido horizontal, con la excepción de que se emplea un espaciamiento fijo diferente para los "pares de identidad". Las señales de acimut y elevación se multicanalizan en tiempo en una misma frecuencia, con actualización de 5 exploraciones por segundo. Existen algunos equipos de abordaje que operan con la interrogación a tierra en la misma frecuencia, esto se logra con multicanalización en tiempo, para obtener los datos de distancia a partir del tiempo de retardo de ida y vuelta de la señal de respuesta.

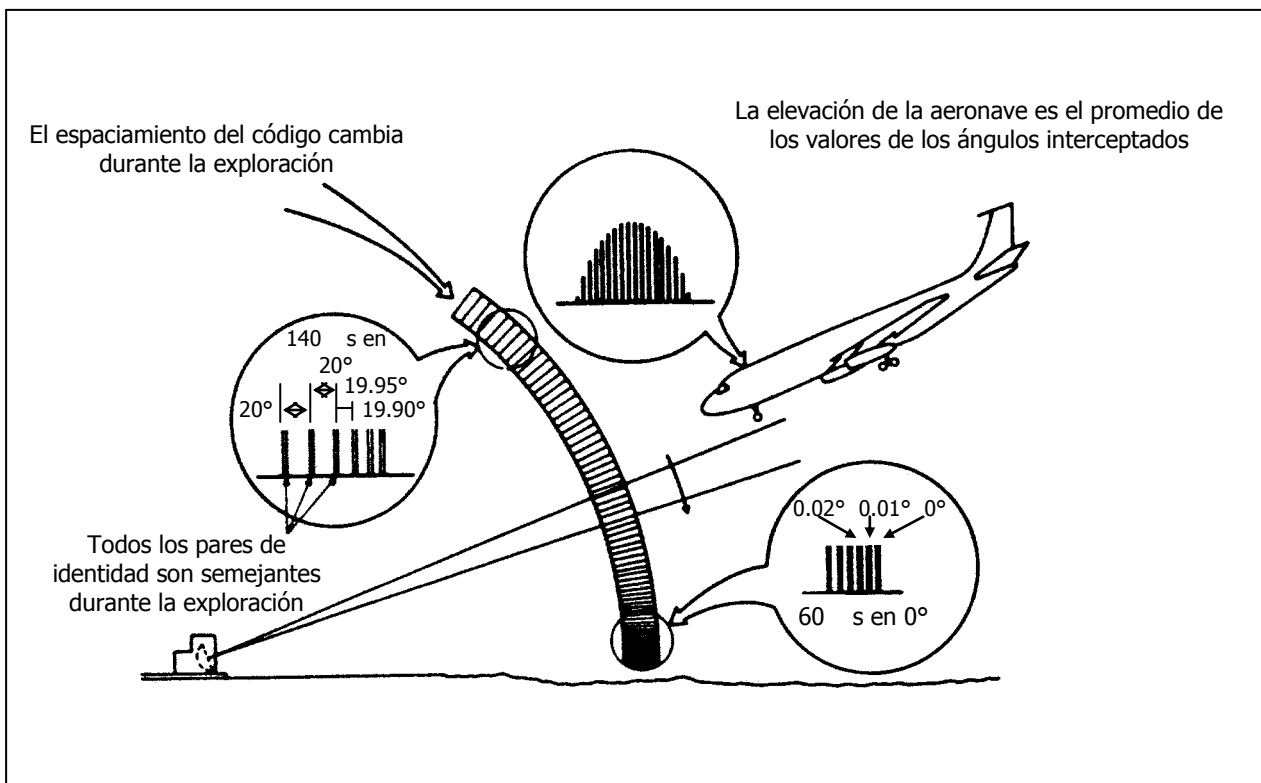


Figura 2-8. Medición de ángulos AIL.

Todos las técnicas del haz exploración se han derivado del sistema FLARESCAN, desarrollado por AIL en el año 1962. Siendo ese año la primera

demostración de la teoría del haz de exploración por microondas para el guiaje de ángulo de elevación bajo.

Exploración C. Esta versión del sistema AIL diseñado para la marina de E.U.A. en 1966, funciona para aeronaves que aterrizan en portaaviones. El equipo de abordo del barco (nombrado AN/SPN-41) formado por un guiaje con un haz de acimut de 2° y de elevación de 1.3° para abarcar 20° lateral y de 0° a 20° vertical en la dirección de aproximación. Se utiliza una estabilidad mecánica para la antena de elevación para el balanceo y cabeceo del barco. Tiene un alcance de 20nmi con 2kW de potencia pico. El equipo de abordo del avión contiene además un visor del indicador de intersección semejante al ILS ordinario. El equipo de guiaje de elevación calcula el ángulo correcto de pendiente de la trayectoria de planeo para esa nave en especial. La exactitud es de 0.1° en elevación y 0.2° en acimut. La exploración C se utiliza de manera individual en donde el piloto manualmente cambia el guiaje visual para los últimos 200 pies en descenso o de manera automática con el AN/SPN-42. Otro sistema de exploración C es el AN/TRN-28, que es montado en un camión de carga para ubicarlo en un guiaje de aeronaves en la costa.

Sistema de aterrizaje de los transbordadores espaciales (MSBLS). El sistema de aterrizaje de haz de exploración por microondas (MSBLS) del AIL se está utilizando en la NASA para vehículos orbitador transbordador espacial. Al percibir las señales de microondas a una altura de 14,000 pies, el vehículo espacial recibe la ayuda en el guiaje durante 90 seg de vuelo hasta su aterrizaje. La cobertura de la exploración en acimut es de 20° aumentando así la cobertura en elevación hasta 30° para asegurar el ángulo de pendiente de la trayectoria de descenso de 21° a 24° del transbordador. La exactitud tanto de acimut como elevación es de 0.05° y 0.03° (1), y exactitud de alcance integral (DME) mínimo de 30m. Un sistema espacial debe ser con alto grado de confiabilidad por lo que se incluye una capacidad doble en hardware y en la monitorización continua de las señales transmitidas.

Se han instalado cinco estaciones de MSBLS en sitios de aterrizajes civiles y militares para los transbordadores espaciales.

TILS (Sistema táctico de aterrizaje por instrumentos). Es una versión compacta del sistema AIL que se transporta fácilmente, es utilizada por las fuerzas aéreas de Finlandia y Suecia para el guiaje en aterrizaje de las aeronaves SAAB Viggen y Draken en sitios remotos y dispersos. Existen más de 50 estaciones terrestres y 200 equipos de a bordo.

Exploración A (AN/TRQ-33). Es un sistema diseñado para el ejército de E.U.A., tiene cobertura amplia en acimut de ángulo pronunciado, para uso en helicópteros. Se caracteriza por tener múltiples trayectorias de aterrizaje, DME de alta precisión y señales de advertencia para los obstáculos en tierra.

Exploración Co. Es una versión del sistema AIL para despegues y aterrizajes a corta distancia y vertical (STOL, VTOL). Se ha utilizado en gran medida en Canadá en una aerolínea de servicio a centros urbanos con campos pequeños de aviación de operación limitada; ha tenido exactitudes cercanas al ILS de categoría I.

B. AN/SPN-42.

La versión del sistema de aterrizaje en portaaviones (AWCL) de la armada de E.U.A. de operación automática (AN/SPN-42), fue diseñado por la Bell Aerospace Company. El SPN-42 es un radar automático de precisión para la aproximación a bordo de barcos. La aeronave cercana al barco es captada por el radar en banda Ka (32 GHz) que está montado sobre la superestructura "de isla" del barco. Tanto la posición como la velocidad son comparadas con las señales de seguimiento y gobierno generadas por la computadora del barco. El sistema AN/SPN utiliza una computadora digital. Los sistemas anteriores como el AN/SPN-10 y el AN/GSN-5 utilizaban una computadora analógica. Las señales de gobierno son enviadas a la aeronave en la categoría de UHF de la marina, y son visualizadas en el instrumento indicador de intersección del avión en el guíaje AN/SPN-41. En aeronaves equipadas, la ayuda del piloto automático en el AN/SPN-41 logra un aterrizaje totalmente automático.

El cambio de guíaje de SPN-41 a SPN-42 se efectúa en una distancia de 4nmi. Al realizarse la transferencia se siguen transmitiendo las mediciones angulares del SPN-41 como respaldo del SPN-42. Las señales transmitidas se nivelan al cabeceo y balanceo del barco a través de la computadora de abordó. En los segundos restantes al toque de cubierta se hacen cálculos sobre la base de los algoritmos para lograr determinar la posición y velocidad de desplazamiento en la cubierta, corrigiendo así la trayectoria de la aeronave para minimizar la velocidad en el toque.

C. Equipo de guiaje digital de aeronaves por microondas (MADGE).

La división MEL de Philips Electronic and Associated Industries Ltd, desarrolló en Inglaterra este sistema para fines militares de la OTAN (1971), es un sistema táctico portátil para aproximación. Este sistema (MADGE) se ha instalado en los helicópteros civiles para uso en las plataformas petroleras del Mar del Norte.

El MADGE tiene un rango de operación dentro de la banda de 5 a 5.25 GHz. El funcionamiento del sistema comienza hasta que el equipo de tierra o a bordo del barco es interrogado por una aeronave usuaria. El equipo de tierra mide la posición angular por medio de dos montajes de antenas de interferómetro fijas ortogonales es decir, de acimut y elevación.

La antena de acimut es un montaje de interferómetro horizontal de siete bocinas, tiene espaciamiento desigual en un ancho de 1.5m aproximadamente. La antena de elevación es un montaje de interferómetros bastos y finos de cuatro y ocho elementos de altura 2m. Existe el tercer componente de tierra, es la radiobaliza de respuesta o conocido como transpondedor, tiene su antena de 1m de altura que genera pulsos de potencia pico 150W. El peso del equipo de tierra es de 100 kg aproximadamente.

Tiene cobertura 45° en el sentido horizontal y 25° en el sentido vertical desde la estación de tierra, su alcance es de 15nmi. La exactitud de guiaje de 0.1° rms de ángulo y 30m de distancia. Se le ha dado aceptación al MDGE de efectuar aterrizajes desde una altura mínima de descenso de 30m (100 pies) con alcance visual de 400m, cumple con la categoría II del ILS. Actualmente se produce para los portaaviones y aeronaves Harrier VTOL de la armada real británica (British Royal Navy).

D. Sistema de aproximación y aterrizaje de la marina en sitios remotos (MRAALS).

Desarrollado por la Singer-Kearfott Company de New Jersey . Este sistema opera en los helicópteros en cualquier condición meteorológica, en sitios remotos con un entorno táctico. Esta formado por un haz de exploración por microondas a una frecuencia de 15 GHz, el formato de las señales es igual al sistema de exploración C de AIL (AN/SPN-41).

La estación terrestre está formada por antenas de exploración mecánica. La unidad es denominada AN/TPN-30, proporciona señales de guiage en acimut de 20° , en elevación de 0° a 20° y distancia de 10nmi. Las exactitudes son: en acimut de 0.1° , en elevación de 0.05° y en distancia de 30, se logra con el uso de un sistema radiotelemétrico que es compatible al TACAN. El peso de la unidad terrestre es de 50 kg.

Capítulo III.
Sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS).

1. Aspectos Generales.

El punto fundamental del desarrollo de la aviación es otorgado a las condiciones meteorológicas adversas que afronta día a día todo tipo de aeronave. Los científicos han diseñado diversos sistemas de ayuda para las operaciones aéreas con un alto grado de seguridad en cualquier condición.

Dentro de las operaciones de vuelo, una de las maniobras más importantes y difíciles por su alto grado de precisión que han de llevarse a cabo, es la correspondiente al aterrizaje.

Se hace la justificación de la importancia del aterrizaje con puntos de física clásica, se requiere desplazar a una gran velocidad, un vehículo de masa grande dentro de un fluido (aire) en un movimiento aleatorio con relación a la tierra, a partir de un punto remoto hasta el punto de toque con la pista.

Otro factor por lo que su dificultad se incrementa, siendo de gran importancia, la falta de visibilidad generada por niebla, lluvia, nieve y otros elementos climatológicos. Factores como estos provocan una visibilidad muy pobre e incluso nula, razón por la cual las operaciones aéreas deben realizarse en todo el tiempo con la ayuda de aproximación de precisión en el aterrizaje independientemente de la meteorología, respetando por supuesto algunos límites de seguridad.

Este parámetro ha sido punto importante desde los orígenes de la aviación, sin embargo, ha sido atacado con los sistemas eléctricos y electrónicos que se han desarrollado a través del tiempo. El sistema que ha cumplido este objetivo ha sido sin duda el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS). Proporciona un guiado electrónico a un receptor compatible para que la aeronave efectúe la trayectoria de descenso.

El ILS ha sido el sistema más utilizado en las operaciones de aproximación de precisión en la práctica en los aeropuertos de todo el mundo. Sin embargo, desde el principio de su utilización, alrededor de los años 50's, se presentaron determinadas limitaciones que originaron al desarrollo de nuevos sistemas que lo sustituyeran.

El ILS es un sistema de ayuda que proporciona guiaje en acimut, cenit y distancia para las aeronaves que se ubiquen dentro de la cobertura de las señales; así el piloto cuenta con referencias externas que le indican la

trayectoria que debe seguir en el descenso a una altura determinada llamada "altura de decisión".

Cada vuelo culmina en un aterrizaje, sin embargo, los aviones frecuentemente son dependientes de las condiciones climatológicas que afectan a esta maniobra, por lo que requieren de ayuda externa de sistemas electrónicos. Como se ha mencionado, el sistema de aterrizaje por instrumentos proporciona un guiaje preciso en las aproximaciones a tierra, con posiciones relativas a la trayectoria de planeo (glidescope) y a la línea central de la pista (localizar).

Las señales de guiado de acimut, cenit y distancia son generadas por estaciones transmisoras denominadas Localizador (LZ), Senda de Descenso (GP) y Radiobalizas (OM, MM, e IM) ó el DME respectivamente.

El localizador (LZ) es una estación transmisora que opera con el objeto de materializar la "superficie de rumbo" de manera que guía a la aeronave a lo largo del eje de la pista. Si en algún momento la aeronave se desvía del rumbo, este indicador le proporcionará el alejamiento a la pista o mejor conocido como el sector de sensibilidad.

La Senda de Descenso (GP) es una estación transmisora cuyo objeto es materializar la "superficie de descenso", dando un apoyo a la aeronave en el guiaje a lo largo de la superficie descendente con pendiente próxima a 3° (punto teórico de contacto sobre la pista). Proporciona información sobre la separación de la aeronave con la superficie de la pista en un sector de sensibilidad como el LZ.

La intersección que se presenta entre la superficie de rumbo o plano vertical y la superficie de descenso o superficie cónica, materializa la trayectoria de descenso en forma ideal de una rama de hipérbola.

Las radiobalizas generan una señal con forma de abanico perpendicular a la superficie de rumbo; el receptor del avión detecta la señal cuando se aproxima a la vertical, apareciendo en el indicador la distancia del avión al umbral de la pista. También puede utilizarse un DME en lugar de las radiobalizas, ya que proporciona información de distancia de manera continua.

Los transmisores del localizador y de la senda de descenso en su principio de funcionamiento son lo mismo, sin embargo, su frecuencia de portadora (fo) y su sistema radiante son distintos.

Las frecuencias portadoras se acoplan de manera que para una frecuencia del localizador le corresponde una frecuencia de la Senda de Descenso, es decir, para el localizador (108.10 a 111.95 MHz) y para la Senda de Descenso (329.15 a 334.70 MHz).

Para ambos transmisores las señales de radiofrecuencia son generadas por dos DDR distintos como lo muestra la figura 3-1. Esta señal se modula en amplitud (AM) con dos señales de 90 y 150 Hz llamadas "señales de navegación". Para el localizador, la señal portadora se modula en AM por un tono de 1020 Hz, que es manipulado por un indicativo de la estación formada por dos o tres letras generadas en código Morse. En un DDR (conocido como par o PBL) se transmite la señal portadora con modularidad en AM por las señales de navegación ya mencionadas, es decir:

$$PBL = E_c + (E_{cs})_{90} + (E_{cs})_{150} \quad (3.1)$$

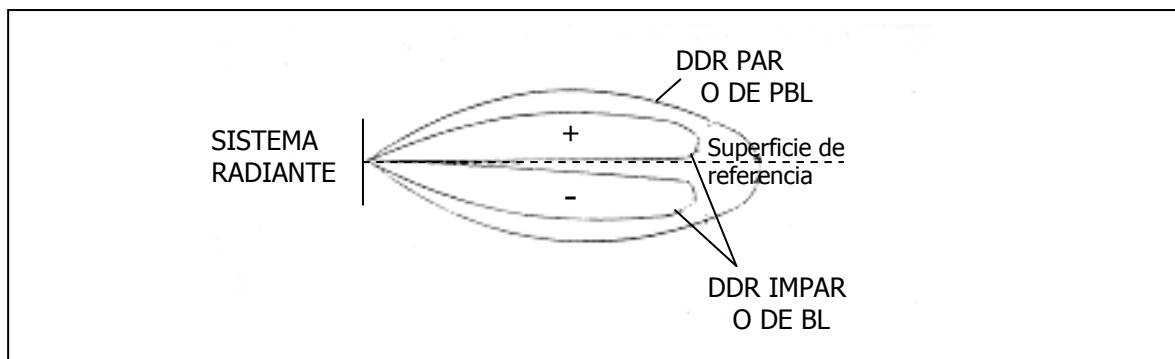
En donde:

PBL es la señal radiada por el DDR par

E_c la amplitud de portadora

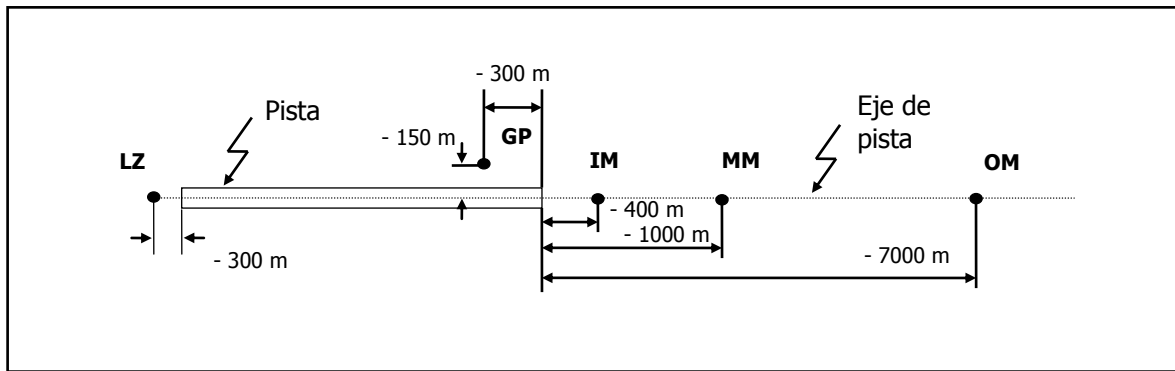
$(E_{cs})_{90}$ banda lateral combinada de 90Hz

$(E_{cs})_{150}$ banda lateral combinada de 150Hz



(a)

Figura 3.1. (a) Diagrama de radiación típico de un LZ ó GP.



(b)

Figura 3.1. (b) Ubicación de los componentes transmisores del ILS.

El DDR conocido como impar o de BL únicamente se transmite la banda lateral generada por las señales de navegación, es decir:

$$BL = (Ess)_{90} \quad (Ess)_{150} \quad (3.2)$$

En donde:

$(Ess)_{90}$ es la componente de BL de la señal de navegación de 90 Hz.

$(Ess)_{150}$ es la componente de BL de la señal de navegación de 150 Hz.

El signo negativo () de la ecuación (3.2), es un indicativo de que la rf (radiofrecuencia) de la banda lateral combinada de la señal de 150 Hz de la BL ésta exactamente opuesta a la banda lateral de PBL, como se puede ver en la figura 3-1. Se logra con la inversión de fases de las señales senoidales de 150 Hz aplicadas a cada uno de los circuitos moduladores de PBL y BL.

La señal de BL actúa para generar una modulación espacial que se suma algebraicamente a la modulación original de las señales de 90 y 150 Hz de la portadora creada por el transmisor y radiada por el DDR de PBL, de esta manera se tiene la diferencia en profundidad de modulación (DDM ó *Diference Deph Modulation*) entre ambas señales de navegación. La diferencia en profundidad de modulación depende de la separación angular que existe entre el receptor y la superficie de referencia del mismo receptor; la superficie de referencia es de rumbo o descenso.

La profundidad de modulación nominal de la portadora (PBL) es la misma para ambas señales de 90 y 150Hz. Se expresa de la siguiente manera:

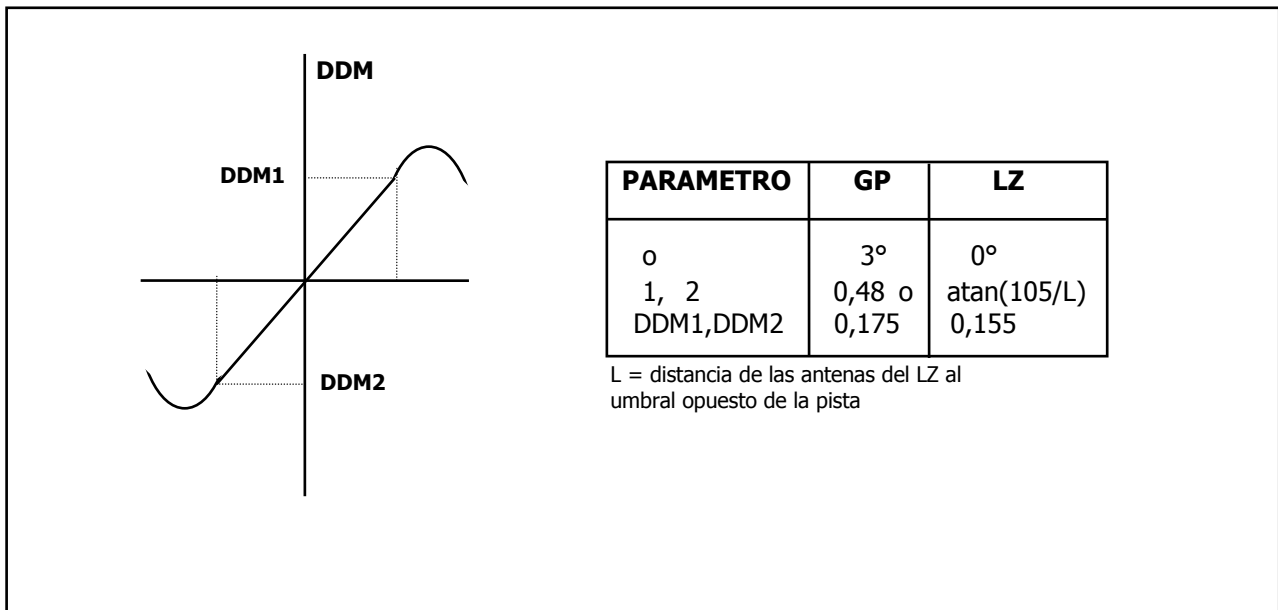
$$m_{90} = \frac{E_{CS\ 90}}{E_C} \quad (3.3)$$

$$m_{150} = \frac{E_{CS\ 150}}{E_C}$$

La profundidad de modulación nominal de la portadora (PBL) es de 0.2 para el localizador y 0.4 para la senda de descenso.

Debe existir una variación lineal entre el valor de la diferencia en profundidad de modulación en un sector con respecto a la superficie de referencia, es decir, la relación entre la DDM y el apartamiento angular debe ser constante.

La característica del sector de sensibilidad, que corresponde a la zona entre θ_1 y θ_2 se muestra en la figura 3.2.



(a)

(b)

Figura 3.2. Relación lineal de la separación angular y la DDM respectiva (a), Parámetros de la GP y del LZ (b).

2. La diferencia en profundidad de modulación (DDM).

Se muestra un diagrama a bloques del receptor del ILS en la figura 3.3. El receptor convierte la DDM en una intensidad de corriente diferencial recibida por la antena, se presenta la misma situación para ambos sistemas de transmisión tanto para el LZ como el GP.

El receptor se calibra para una DDM a 0.155 para el LZ y 0.175 para el GP. Tiene una intensidad de corriente de 150 A en el CDI (*Course Deviation Indicator*) indicador de desviación del rumbo. Esta corriente representa en el instrumento, una desviación de escala para la aguja vertical que es la indicadora de rumbo y la aguja horizontal siendo la indicadora del ángulo de descenso.

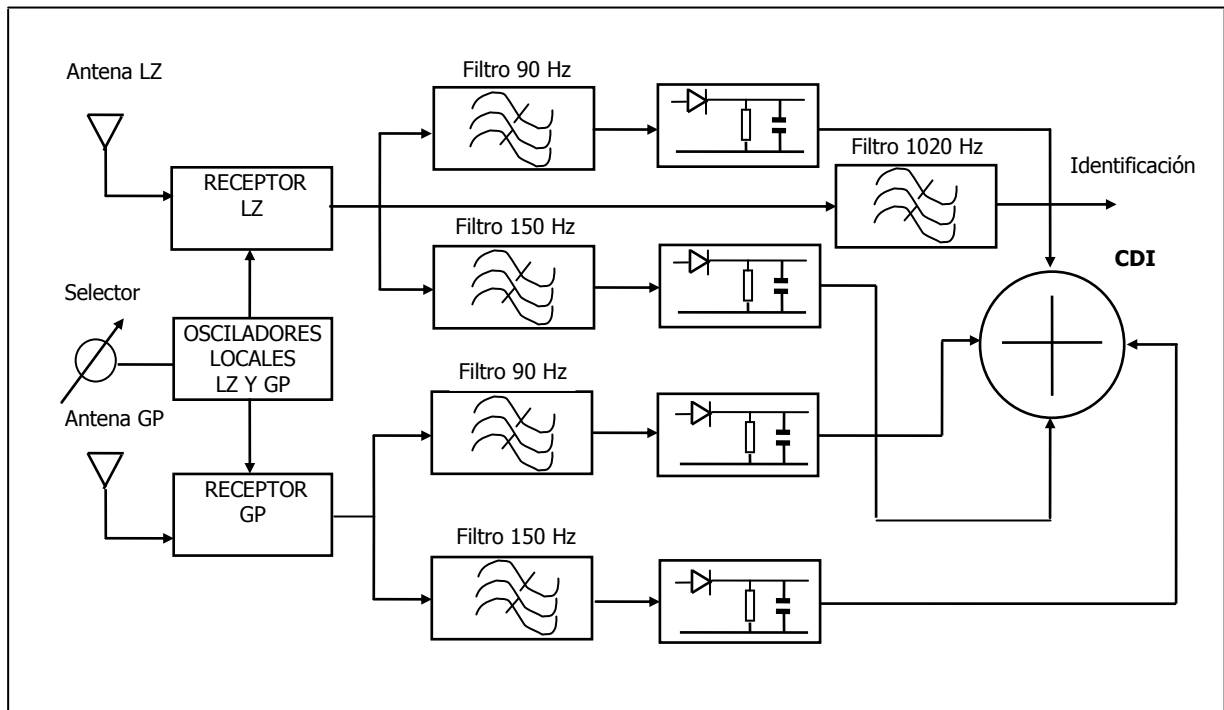


Figura 3.3. Diagrama de bloques de un receptor de ILS.

La DDM es generada por la suma de los campos de rf (radiofrecuencia) de PBL y BL en el momento de la recepción, estos campos están desfasados por un ángulo que es calculado de la siguiente manera.

Finalmente la modulación generada de la señal de 90 Hz y 150 Hz es :

$$M_{90} = \frac{E_{CS\ 90} - E_{SS\ 90} \cos \theta}{E_C} \quad (3.4)$$

$$M_{150} = \frac{E_{CS\ 150} - E_{SS\ 150} \cos \theta}{E_C} \quad (3.5)$$

Donde el ángulo θ representa la diferencia de fase entre E_{SS} y E_{CS} . La DDM, que mide el receptor, se calcula con la diferencia de la ecuación (3.4) y la ecuación (3.5) :

$$DDM = M_{90} - M_{150} = m_{90} - m_{150} \frac{\cos \theta (E_{SS\ 90} - E_{SS\ 150})}{E_C} \quad (3.6)$$

Las variables m_{90} y m_{150} son los índices de modulación de las señales de navegación sobre la portadora PBL. Estos índices tienen un valor nominal de 0.2 para el LZ y de 0.4 para la GP. Cabe mencionar que $(E_{SS})_{90}$ es de igual amplitud que $(E_{SS})_{150}$. Tomando estos puntos la ecuación 3.6 finalmente queda de la siguiente forma :

$$DDM = 2 \frac{E_{SS}}{E_C} \cos \theta - 2m \frac{E_{SS}}{E_{CS}} \cos \theta \quad (3.7)$$

3. Descripción del Sistema ILS.

Tablero de control del ILS. El sistema consta de un tablero de control, el cual es capaz de sintonizar las frecuencias, así como el curso de la orientación de la aeronave al toque de pista, con el equipo de los tres receptores.

Receptores ILS. Los receptores del ILS izquierdo, derecho y central operan en el mismo instante. Las señales generadas para la trayectoria de planeo y el localizador las perciben las estaciones terrestres por medio de un diseño de antenas separadas y procesadas para así obtener valores de desviación a las trayectorias respectivas. La identificación de la estación se maneja con señales en código morse que son obtenidas de la componente de la señal correspondiente al localizador, la cual envía inmediatamente al tablero del selector de audios.

A. Otros sistemas interconectados

El sistema ILS interviene en la operación de otros sistemas como son :

Sistema de control automático de vuelo. Las computadoras de control de vuelo conocidas como FCC, de posición izquierda, derecha y central reciben algunos datos digitales del sistema ILS de cada uno de los receptores, con esta información la computadora es capaz de generar comandos que toman guía en la operación del sistema de control de vuelo automático (AFCS).

Sistema administrador de vuelo (FMS). Otro sistema en el que influye el ILS es en las computadoras administradoras de vuelo izquierda y derecha, ya que aceptan datos digitales del receptor del ILS; proporciona datos de posición en el proceso de aproximación final.

Indicaciones en los instrumentos electrónicos de vuelo. Influye en las indicaciones de desviación de la trayectoria de planeo y del localizador que se presentan en el EHSI y en el EADI. En el EHSI se puede observar la frecuencia del ILS así como la orientación de la pista. El ILS izquierdo proporciona los datos al EFIS ubicado del lado del capitán y el ILS derecho al EFIS del lado del primer oficial. El ILS central funciona como fuente de datos alterna para los dos EFIS.

Sistema de monitoreo de las condiciones del avión. Los datos proporcionados por el ILS se almacenan en la unidad administradora de datos para analizarlos posteriormente.

Sistema de grabación de datos de vuelo (FDRS). Los datos generados por el ILS son procesados en la unidad DFDAU y se envían a la grabadora de datos de vuelo.

Sistema de alarma de proximidad de terreno (GPWS). La GPWS recibe los datos digitales proporcionados por el ILS izquierdo, procesándolas como señales de alarma. Es un indicador cuando la ruta está por debajo de la trayectoria de planeo (*below glidescope*).

Indicador auxiliar de altitud/ILS. El indicador auxiliar de la altitud/ILS, proporciona la desviación con respecto a la trayectoria de planeo y a la trayectoria del localizador. Este actúa como un respaldo de indicación (*backup*).

Sistema interfono de vuelo. Es el sistema que identifica las señales de audio de las estaciones transmisoras, se ubica en el tablero selector de audios del receptor ILS.

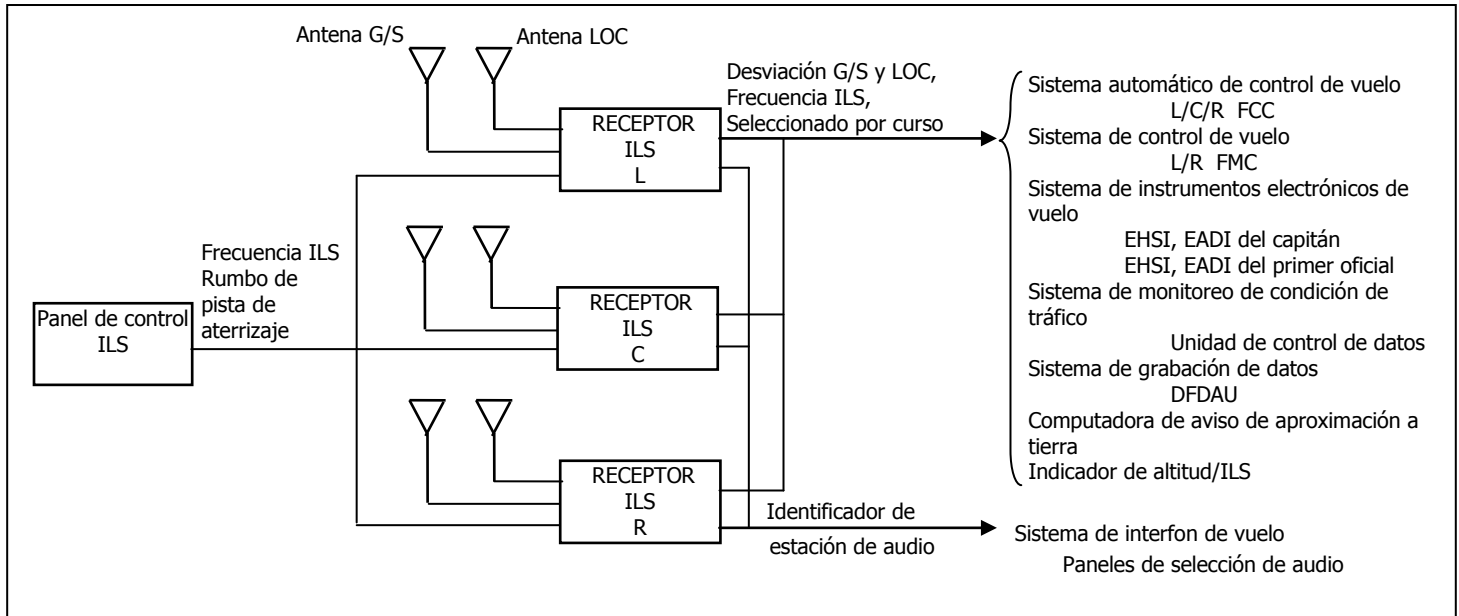


Figura 3.4. Diagrama del sistema ILS.

B. Localización de componentes ILS.

1. Los receptores ILS. Se localizan en la central del equipo principal (ver figura 3.5). En la repisa E1-3 parte superior se encuentra el receptor izquierdo, en la repisa E1-4 parte central el receptor central y en la repisa E1-5 parte inferior el receptor derecho.
2. El tablero de control ILS o panel de control ILS, se localiza en la parte trasera del pedestal de la cabina de pilotos.
3. Las antenas de ILS. Formadas por dos antenas de cuadro dobles para la trayectoria de planeo y dos antenas de cuadro dobles para el localizador. Se localizan en la parte frontal del mamparo de presurización en radomo de nariz.
4. Interruptores para el ILS. Se localizan en el tablero de control de interruptores, en la parte superior se encuentra el interruptor de ILS izquierdo y el central y en el tablero de interruptores P11-4 el interruptor del ILS derecho.

5. El elemento director de la trayectoria de planeo. Localizado en el ensamble del radomo de nariz. Se encuentra horizontalmente a 18 pulgadas del perfil inferior del radomo.

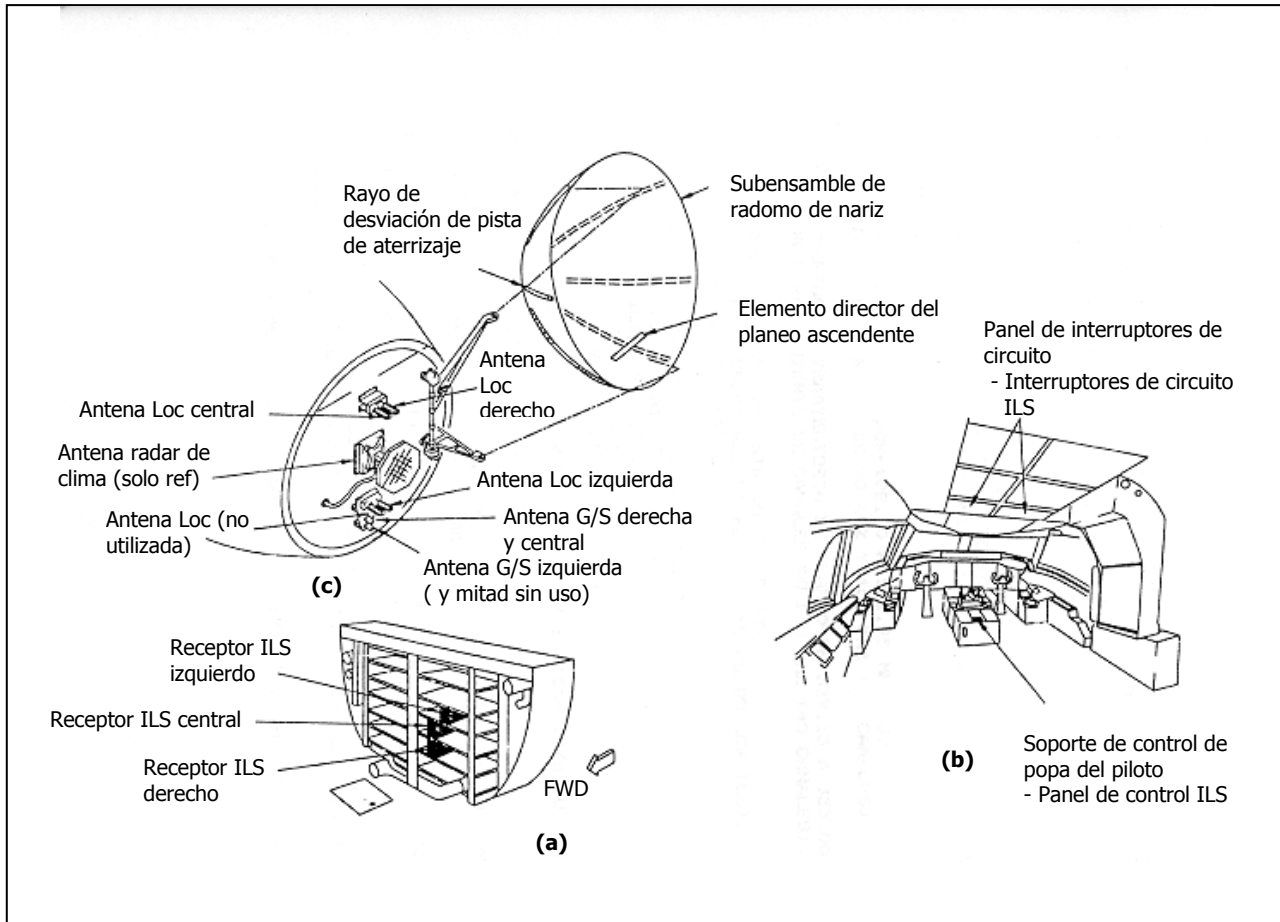


Figura 3.5. (a). Localización de componentes ILS (Central del equipo principal). **(b)** Localización de componentes ILS (Compartimento de vuelo). **(c)** Localización de componentes ILS (Radomo de nariz)

4. Componentes electrónicos básicos del ILS.

En la instalación de un LZ o GP, los transmisores tienen una función muy importante, su objetivo es el generar las señales apropiadas de radiofrecuencia moduladas (PBL y BL) en condiciones un tanto específicas en lo que respecta a especificaciones meteorológicas.

En sí, estos transmisores generalmente alimentan a toda una red de distribución de antenas. Esta red determina la intensidad y la fase de la corriente apropiada para cada elemento del Sistema Radiante para formar de esta manera los DDR que se mostraron en la figura 3.1.

Un transmisor típico actual de LZ o GP está formado por los componentes que se muestran el diagrama de bloques de la figura 3.6.

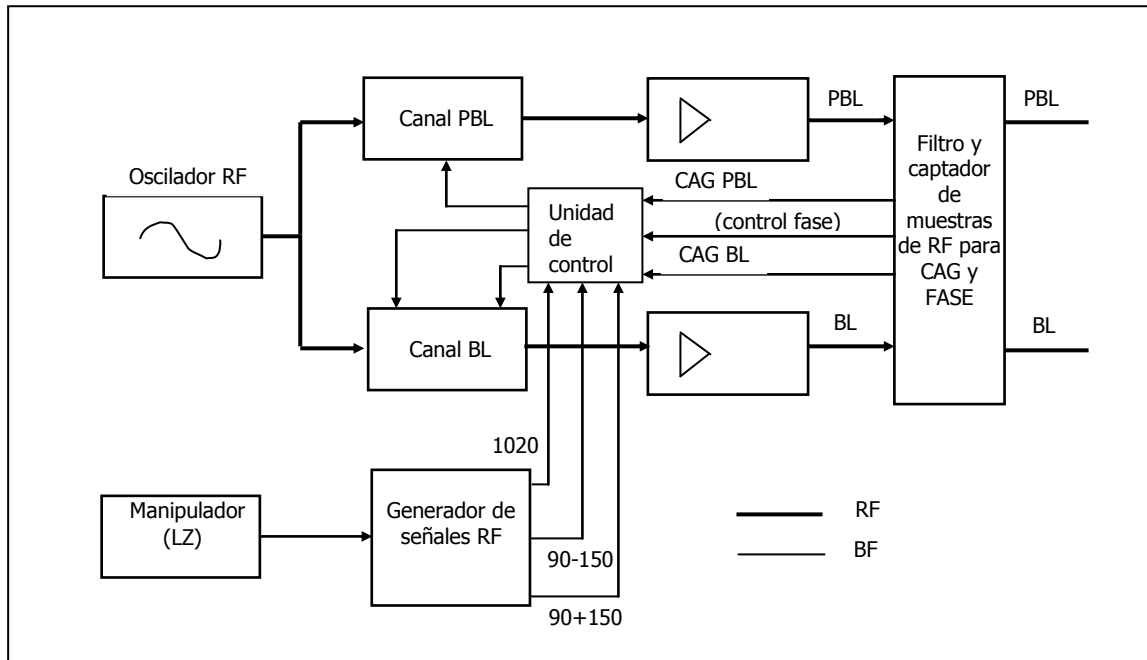


Figura 3.6. Diagrama de bloques de un transmisor de LZ ó GP.

Este mismo diagrama es utilizado para un CVOR, la diferencia es que se aplica la existencia de dos canales de BL (Banda Lateral) uno que corresponde a la BLA y el otro a BLB. La diferencia en cuestiones del manejo de las señales es que la manera de separar las señales de radiofrecuencia en el ILS a través de los canales PBL y BL se procesa después del oscilador RF y en el VOR existe el canal PBL que manipula la señal para alimentar la antena, efectúa un muestreo para dar señal a los canales de BLA y BLB. La razón de manejar así la señal en el VOR es que estabiliza cualquier fase que pueda generarse entre los canales de PBL y de la misma banda lateral.

Para el diagrama presentado en la figura 3.6, se tiene un control automático que regula la fase entre PBL y BL. Existe otro control automático para mantener la relación en potencia entre PBL y BL, es un control por cada canal, se le conoce como (CAG)

El circuito de control automático entre los canales PBL y BL, es un dispositivo típico de cualquier sistema de ayuda en la radionavegación, estos sistemas utilizan la modulación espacial. En la figura 3.7 se muestra el principio de funcionamiento de dicho control.

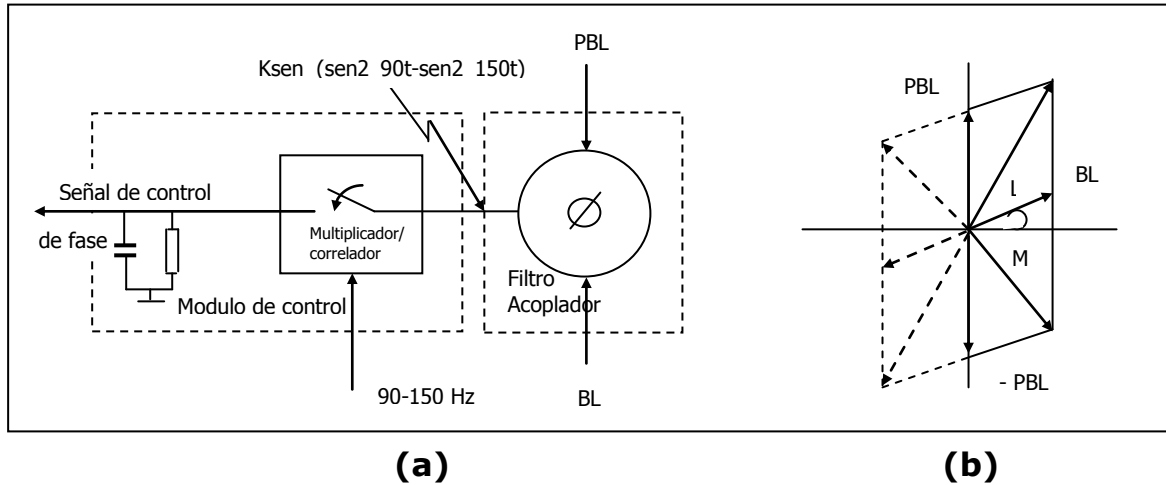


Figura 3.7. Principio de funcionamiento del control de fase entre PBL y BL. (a) esquema simplificado del circuito electrónico, (b) relación fasorial en el comparador de fase.

Para analizar el desarrollo matemático del manejo de las señales en los canales, suponemos que $PBL \ll BL$. Dadas estas condiciones tenemos:

$$L^2 = PBL + BL \sin^2 \theta + BL \cos^2 \theta$$

$$M^2 = PBL - BL \sin^2 \theta + BL \cos^2 \theta$$

restamos:

$$L^2 - M^2 = 4PBL + BL \sin^2 \theta - BL \sin^2 \theta$$

consideramos que $L^2 - M^2 = (L + M)(L - M)$ donde $L + M$ se aproxima a $2PBL$, lo que resulta:

$$L - M = 2BL \sin^2 \theta \tag{3.8}$$

Donde al ángulo θ de la figura 3.7 es el defasamiento que existe entre el canal PBL y el BL siendo el ángulo de referencia entre estas de $\pi/2$.

En la ecuación 3.8 vemos que la salida del discriminador de fase será la envolvente de la banda lateral (90 - 150 Hz), con amplitud directamente proporcional al seno de θ , de manera que si $\theta = 0$, el seno es 1, por lo que la fase será de 180°. El caso contrario si $\theta = 180^\circ$ la fase de salida será igual en magnitud pero opuesta a la fase de 180°.

La señal que se obtiene de la salida del discriminador de fase se hace un muestreo por la señal generada por la modulación simétrica de la BL (90 - 150 Hz) siendo ésta una referencia. En la salida del circuito correspondiente se obtendrá una señal positiva, es decir, si $\theta = 0$ y será negativa si $\theta = 180^\circ$; ambas con la magnitud proporcional al seno θ (ó si se trata de una amplitud mínima). Esta tensión de control entra a un diodo varactor dentro de una red RC, generando un cambio en la fase y provocando que el ángulo tienda a cero ($\theta = 0$).

5. Diagrama a bloques del sistema ILS.

A. Sistema triple.

Se le llama sistema triple porque esta compuesto de tres sistemas instalados para el ILS, que son el sistema ILS izquierdo, el ILS central y el ILS derecho. Para cada sistema ILS le corresponde un receptor, una antena G/S, una antena LOC y un tablero de control.

B. Sistemas interconectados con el ILS.

Computadora de control de vuelo. Este sistema toma los datos digitales procesados por el ILS, y los envía a través de un bus. Este sistema procesa los datos durante la operación del AFCS junto con el ILS para mandar órdenes de comando al eje de cabeceo y de alabeo. La computadora de vuelo genera una señal que envía al receptor y a su mismo control para inhibir pruebas; también realiza una sintonización óptima para las condiciones críticas que puedan presentarse en el aterrizaje.

Computadora administradora de vuelo. Esta computadora acepta los datos digitales del localizador del ILS para ubicar su posición actual.

Generador de imágenes EFIS. Adquiere los datos digitales del sistema ILS y procesa señales de video para desplegarlas en una pantalla conocida como EHSI y EADI.

Unidad de adquisición de datos de vuelo digital (DFDAU). La DFDAU toma los datos generados del ILS, los procesa en un formato especial para registrarlos en la grabadora de datos de vuelo.

Computadora de alarma de proximidad al terreno (GPWC). Esta computadora recibe los datos del ILS izquierdo para compararlos con la desviación G/S actual y la desviación permitida dentro de los límites calculados por el GPWS. Si la diferencia es excesiva, el GPWC produce una señal de alarma audible conocida como "*glide slope*".

Inversor estático/procesador ILS. Recibe los datos digitales del ILS central, los convierte a señal analógica de corriente directa para alimentar el movimiento del medidor de la trayectoria de planeo y del medidor del localizador en el dispositivo del indicador auxiliar de altitud.

Tablero selector de audios. Recibe la señal de audio que le proporciona el ILS, la cual contiene la identificación de las estaciones en clave morse, este sistema controla el volumen de la señal y la envía a las bocinas de la cabina de vuelo, a los audífonos y a la grabadora de voz.

Tablero de control VOR. Acepta los datos digitales de frecuencia del ILS, retransmite estos datos en sintonía con los interrogadores de DME, el modo ILS se selecciona desde el tablero de control EFIS.

Relevador aire/tierra. Una señal discreta de aire/tierra genera una identificación de fallas detectadas en el transcurso de vuelo, son registradas y posteriormente enviadas al personal de talleres.

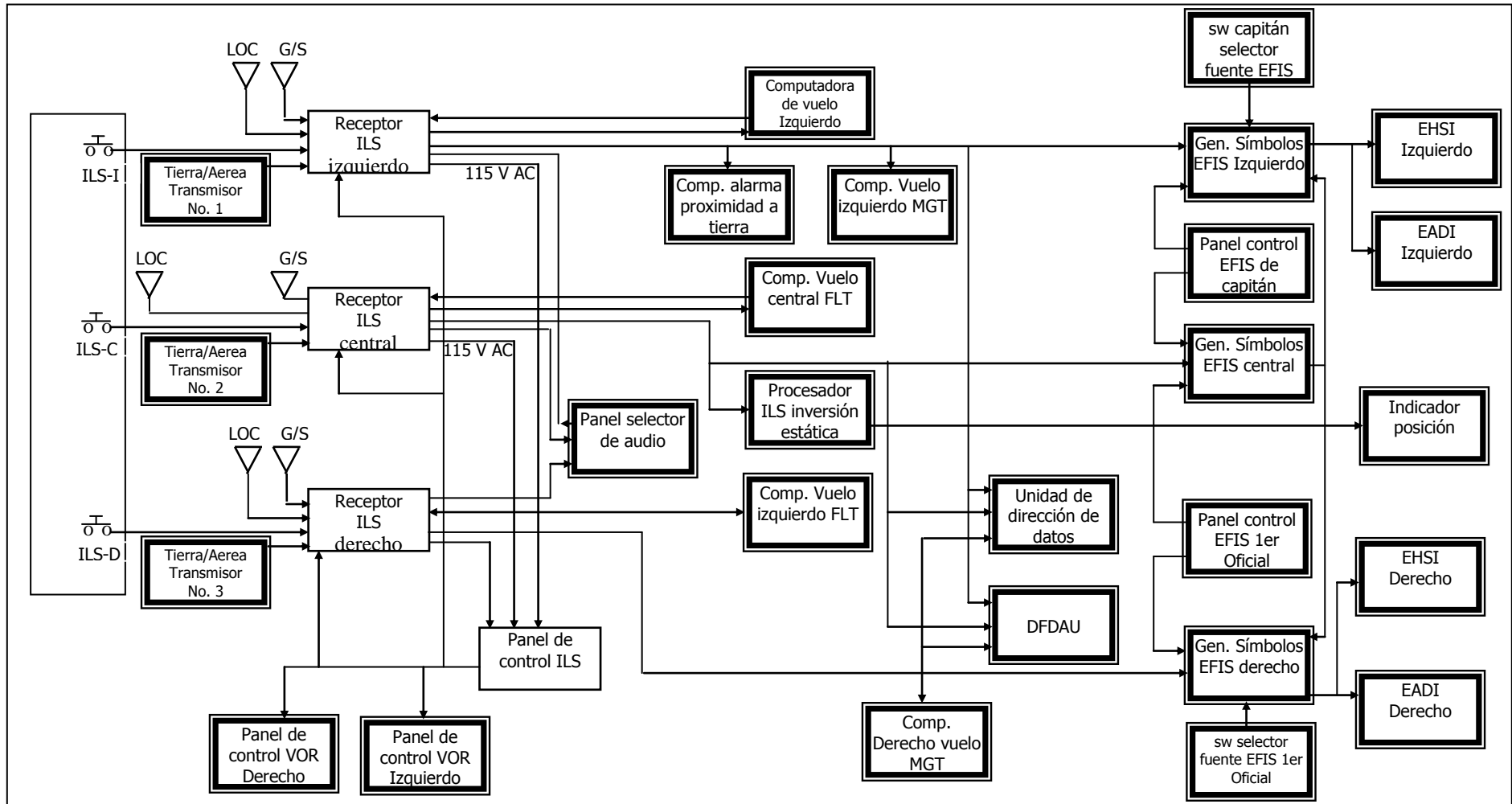


Figura 3.8. Diagrama a bloques del sistema ILS

6. Equipo de a bordo ILS.

Las señales de guiado acimutal, cenital y de distancia que son emitidas por cada subsistema LZ, GP y Radiobalizas son recibidas, procesadas y presentadas por el equipo de a bordo ILS. Los componentes principales de este equipo se muestran en la figura 3.9.

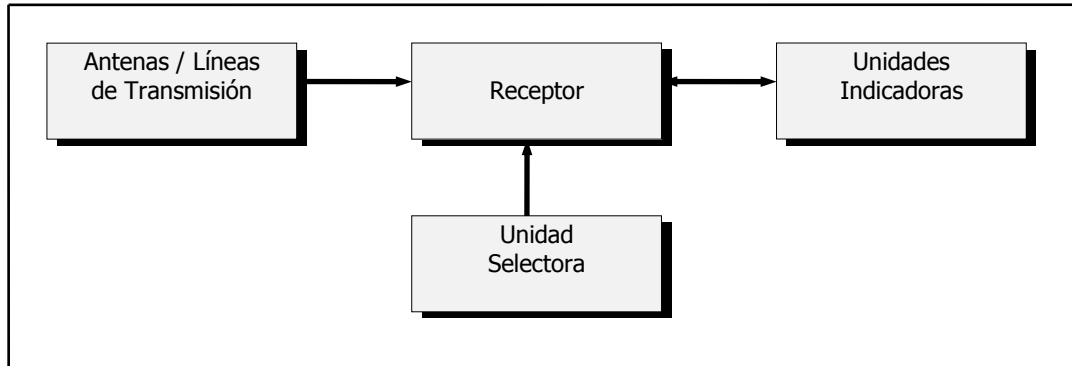


Figura 3.9. Componentes fundamentales del equipo de a bordo ILS.

Los componentes fundamentales del equipo de a bordo ILS son:

- Tres antenas mínimo, con sus respectivas líneas de transmisión, las cuales capturan cada una de las señales procedentes de los subsistemas.

- Una unidad selectora.

- Dos unidades indicadoras, una unidad se asigna para las señales de las radiobalizas y la otra para las señales de los subsistemas LZ y GP.

En la figura 3.10 se muestra un esquema general de un receptor de LZ. Las antenas se localizan en la nariz de la aeronave y/o en el empenaje vertical, logrando así que el DDR sea direccionado "hacia adelante".

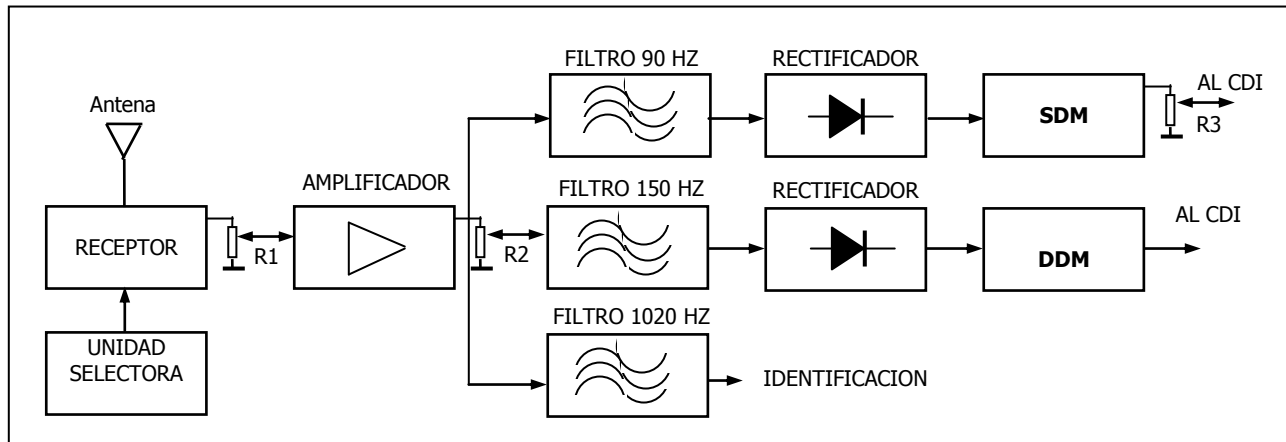


Figura 3.10. Diagrama a bloques del equipo de abordaje del subsistema LZ.

El receptor es de tipo superheterodino, puede sintonizarse dentro de los 40 canales posibles del LZ, esto es según especificación de la OACI, estos canales están dentro de los 108 y los 112Mhz. La salida del receptor es variable, ya que se ajusta con un potenciómetro P1, logrando así que una DDM de 0.155 le corresponda una deflexión a fondo de la escala indicada en la aguja del instrumento (150 A).

La señal de audio es separada con los filtros de componentes de 90Hz, 150Hz y 1020Hz. La función del potenciómetro P2 (mando de balance) es el de compensar el desequilibrio que pudiera existir en la línea de 90 y 150Hz creados por características eléctricas de los dispositivos utilizados.

Finalmente, las señales generadas en las salidas de cada uno de los filtros son convertidas a niveles de tensión continua, donde las señales de salida son restadas o sumadas para generar la DDM y SDM que alimentarán la aguja indicadora así como al indicador de bandera en el instrumento.

Existe un punto que se debe aclarar, el indicador de bandera ó de SDM no podrá ser visible cuando el valor de la suma de la modulación está dentro de los rangos de tolerancia, únicamente aparece cuando está por debajo de 240 A, esto se toma como indicación de que la información obtenida de la aguja indicadora no es correcta.

Para ajustar la señal que maneja el indicador de bandera se logra a través de un potenciómetro, ver el diagrama (potenciómetro P3).

Estas señales son enviadas al instrumento dentro del panel de control. Este instrumento se llama CDI (*Course Deviation Indicator*). El LZ consiste

en una aguja vertical cuyo desplazamiento será horizontal, el centro de la escala corresponde a una $DDM = 0$. En la Figura 3.11 se muestra el indicador de señales de guiado de LZ.

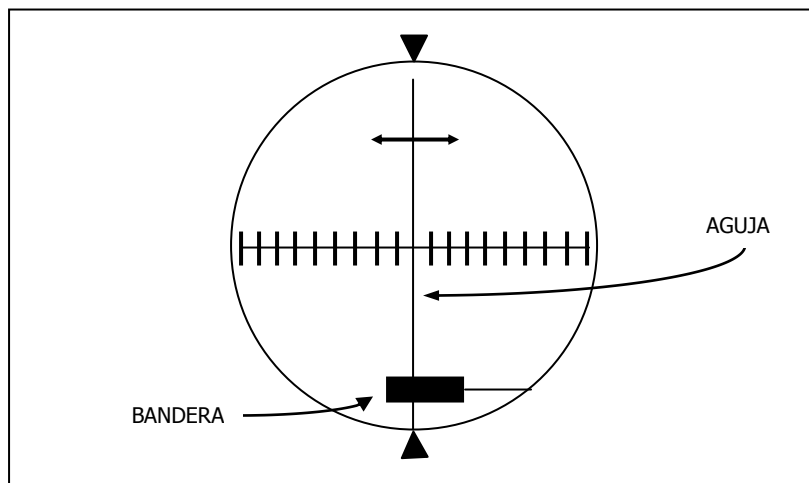


Figura 3.11. Indicador de las señales de guiado acimutal procedentes del LZ.

La indicación de la aguja siempre muestra el estatus de "mando" y nunca el de "desviación". Este concepto se muestra gráficamente en la Figura 3.12 correspondiente a las diferentes posiciones de la aeronave.

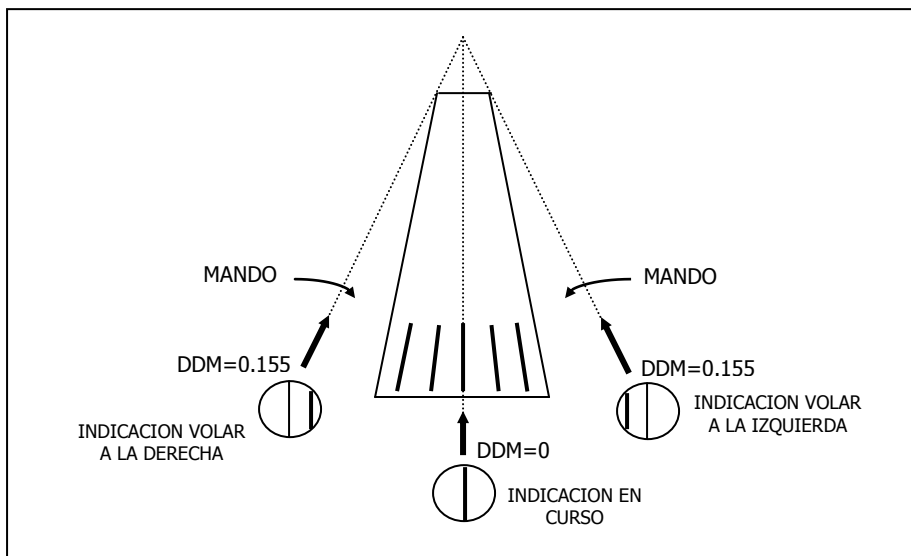


Figura 3.12. Significado de las desviaciones de la aguja de guiado acimutal.

El equipo de a bordo para la señal de la GP es semejante al equipo del LZ, la diferencia es que la DDM de 0.175 generará una desviación a fondo de escala de la aguja horizontal (150 A). Las frecuencias de la GP son entre 328.6 Mhz y 335.4 MHz.

El instrumento de señalización para la GP es el mismo que del LZ, se utiliza el CDI. En este caso las señales de guiado generan la deflexión horizontal de la aguja, esto se muestra en las Figuras 3.13 y 3.14.

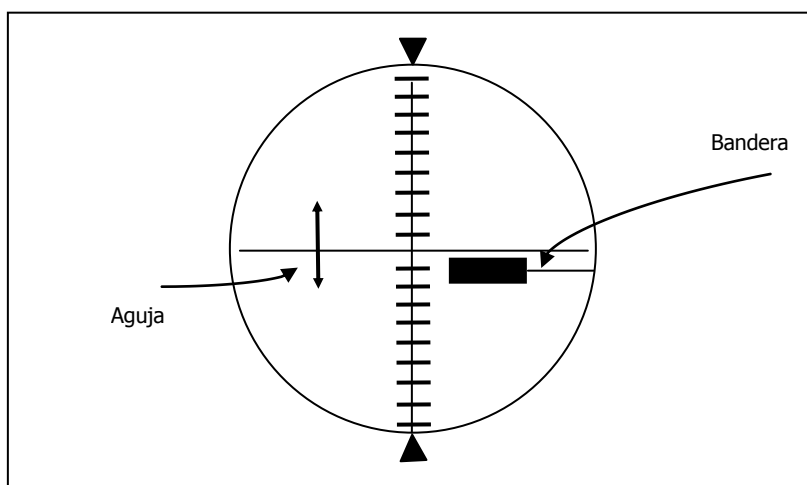


Figura 3.13. Indicador de las señales de guiado cenital procedentes de la GP.

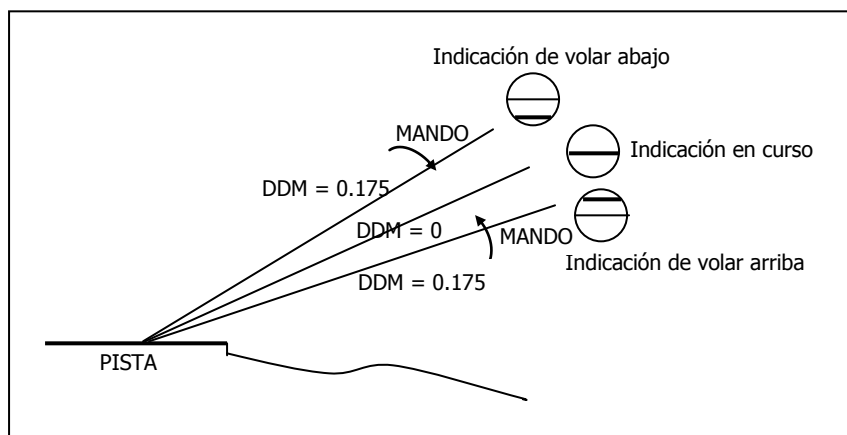


Figura 3.14. Significado de las desviaciones de aguja en el indicador de las señales de guiado cenital.

Otra señal importante es la procedente del receptor de las señales de las radiobalizas, el receptor toma la señal de la antena la cual esta ubicada en la parte inferior del fuselaje del avión; este receptor es de tipo superheterodino, en su salida se encuentran tres filtros, de 400 Hz, 1,300 Hz y de 3,000 Hz, cada una de estas salidas alimentan a unos indicadores luminosos localizados en el tablero de control son de colores azul para la señal de 400Hz, ámbar para la señal de 1,300 Hz y blanco para la señal de 3,000 Hz. Esto se muestra en la figura 3.15.

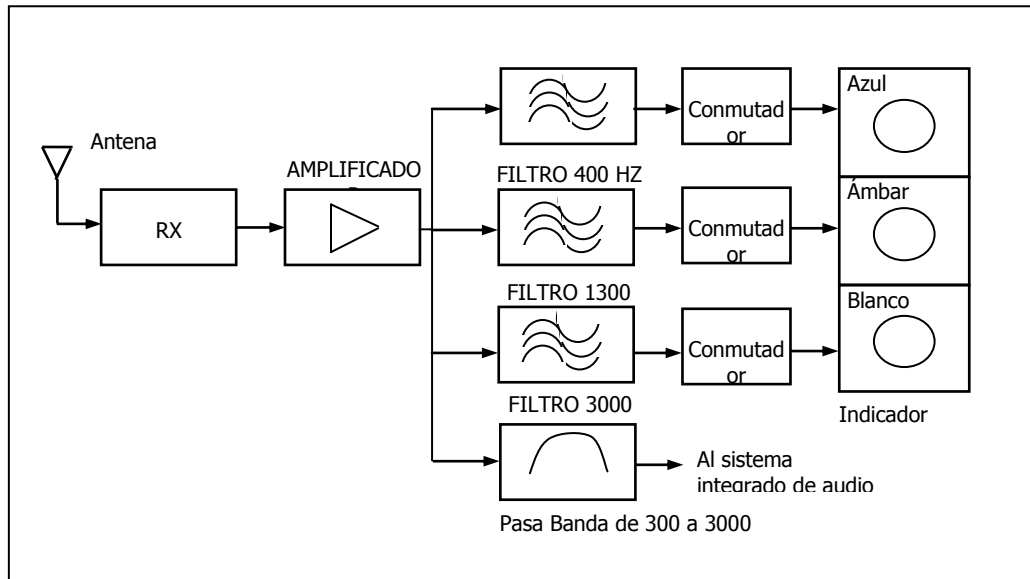


Figura 3.15. Diagrama de bloques del equipo de a bordo del subsistema de radiobalizas.

7. Errores del ILS.

Los errores que puede tener el sistema ILS son aquellos que son ingresados al sistema, no son generados por el pilotaje, se consideran de tipo instrumental debido a los equipos (de tierra y de abordo) y también generados en el momento de la propagación de las señales.

Estos errores se traducen a las desviaciones que existen entre las señales teóricas (lugar geométrico especificado en donde $DDM=0$) e indicadas (lugar geométrico real en el que la $DDM=0$). Las discrepancias entre las posiciones especificadas y reales admisibles están especificadas en el anexo 10 de la OACI.

En la siguiente tabla se muestra un resumen de posibles fuentes de error así como los efectos que ocasionan.

TABLA 3.1 Errores en el ILS.

Errores imputables a:	Causas	Efectos
Equipo de tierra	Fasado incorrecto de las señales de RF	Mayor anchura del sector de sensibilidad
	Dosificación incorrecta de corriente en las antenas	Deformación de los DDR con posibilidad de falsos cursos
	Desequilibrio entre las señales de navegación	Desviación de la superficie de DDM=0 y posibles cursos falsos
Equipo de a bordo	Ruido del receptor	Pérdida de señal y marcaciones erróneas
	Error de centrado de agujas	Desviación de la superficie de referencia
	Pérdida de polarización	Error en la marcación
	Señales interferentes, principalmente FM comerciales	Errores de marcación
Propagación	Reflexión	Aparición de codos o scalloping cuyo "periodo" se acorta al aproximarse a la pista
	Difracción	
	Refracción	

8. Aspectos relativos a la precisión del ILS.

Existen algunos aspectos que deben tomarse muy cuenta cuando se requiere instalar un sistema ILS en un aeropuerto, a parte de los criterios de franqueamiento de obstáculos tomados para resolver los obstáculos que se presenten, se requiere un estudio del terreno donde se deben analizar sus características y en especial en el equipo de la GP, así podrán predecirse las

condiciones de operación resultante de los equipos. Otro punto es que para prevenir reflexiones de objetos móviles cercanos al sistema radiante se especifican "áreas críticas" en donde no se permitirá la entrada o circulación de vehículos en el proceso de operación del ILS; también se definen otras áreas conocidas como "áreas sensibles" en las que se tiene un control del movimiento y/o estacionamiento de los vehículos, esto es controlado por el centro de operaciones del Aeropuerto.

Para definir las características de una categoría de instalación va a depender de la precisión y fiabilidad exigidas dentro de esta misma así como los criterios de franqueamiento; estas especificaciones las controla la OACI.

Existe toda una serie de estudios matemáticos (modelos) para determinar las características del ILS (LZ y GP), que son utilizadas para cálculos de características topográficas del terreno, donde se toma en cuenta aspectos importantes como son las edificaciones, líneas de energía eléctrica, depósitos, etc.

Otro aspecto es las reflexiones no deseadas en el ILS, que se manifiestan en dos sentidos, uno que produce "rugosidad" o conocido como "*scalloping*" dentro de la superficie de referencia ya sea del rumbo o descenso, y el otro produce "patas de curso" o zonas fuera del rango de sensibilidad, donde la DDM llega a caer por debajo del límite correspondido a la deflexión de 150 A que son requeridos para el mantenimiento a fondo de escala del indicador de desviación.

La localización de los focos que producen las reflexiones sobre la superficie de referencia a partir de un registro de prueba de vuelo, puede hacerse utilizando una expresión matemática.

Capítulo IV.

Equipo de abordó y terrestre del ILS.

1. Diagramas de radiación del localizador.

Existe un problema que influye para la materialización de la superficie de rumbo para el localizador, éste es la reflexión de la energía de BL sobre cualquier superficie donde no existirá el 'nulo', siendo el principio para un $DDM = 0$ en el trayecto del eje de pista.

También considerando que el DDR debe tener una forma particular para cubrir el volumen de cobertura necesario para el localizador en el plano horizontal (35° por cada lado de la superficie de rumbo) para dar una densidad de energía suficiente. Esto tendrá como consecuencia que la energía de BL choque con las edificaciones cercanas como son terminales ó hangares; generando de esta forma las reflexiones indeseadas que obstruyen la existencia del 'nulo' ($DDM = 0$).

Este problema se resuelve utilizando el llamado 'efecto de captura', esto es atenuar la señal más débil al momento de entrar en el ancho de banda del receptor junto con otra señal en la que su intensidad de campo es mayor. Esto es generado por el control automático del mismo receptor, donde ajusta la ganancia de ésta última señal; es decir, disminuye su ganancia para eliminar las señales débiles.

El efecto captura consiste en la aplicación de dos transmisores similares, con frecuencias muy próximas para que las dos señales entren en el mismo ancho de banda del receptor pero también deben ser distantes para evitar frecuencias que alteren cualquier señal de navegación o identificación.

El principio del efecto de captura aplicado al localizador está definido por la superposición de dos DDR, donde cada uno de ellos puede operar como localizador. Considerando que estos DDR tienen diferente 'directividad'; uno de ellos, el más directo (denominado de curso), contiene los lóbulos principales de PBL y BL logrando así una cobertura de 10° en ángulo horizontal de cada lado de la superficie de rumbo. Descartando así cualquier posibilidad de cantidades significativas de EEM choquen sobre obstáculos, a menos que sean aviones transitando en pista. El otro DDR con un haz menos directivo (denominado *clearance*) tiene una radiación menor en las proximidades de la superficie de rumbo, siendo su aportación nula por el efecto captura, aún así, alimenta a la señal en volumen de cobertura. Esta alimentación es de tipo cualitativo ($DDM > 0.155$) por ser mayor al sector de sensibilidad logrando así que el efecto de las reflexiones este dentro de un rango aceptable.

Forman una red (array) los sistemas radiantes del LZ y del GP, que radia EEM polarizada en forma horizontal. Para lograr los DDR par, los pares de antenas que radian PBL se alimentan en corrientes de fase, esto es exactamente al contrario de los pares de BL que son alimentados en oposición.

En la figura 4-1 se muestra el modelo para representar las ecuaciones de campo eléctrico para cualquier dirección, esto se logra utilizando la hipótesis de campo lejano para una red cualquiera, quedando de la siguiente manera:

$$E = f(\theta, \phi) \sum_i I_i e^{j k X_i \sin \theta} \quad (4.1)$$

donde:

$f(\theta, \phi)$ es la función asociada a cada antena o DDR elemental.

I_i , ϕ_i amplitud y fase relativas de la intensidad de corriente de la antena i ésima.

X_i es la medida, en ángulo eléctrico, de la distancia entre la antena i ésima y el centro

de fases del sistema radiante.

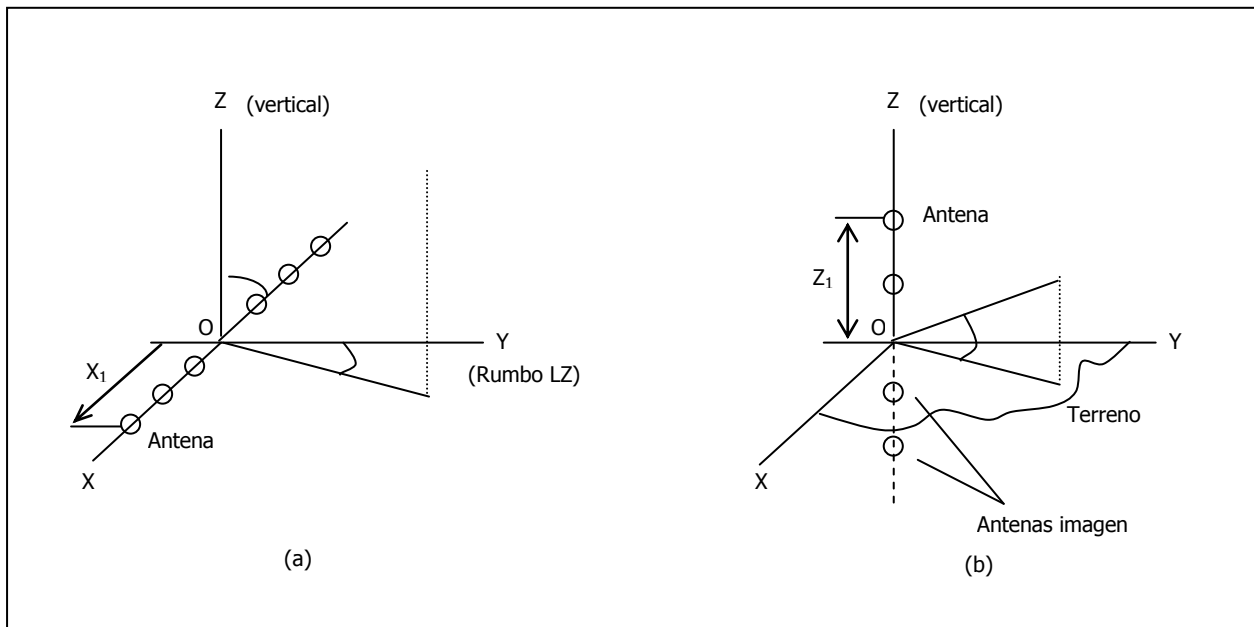


Figura 4.1. Sistemas radiantes genéricos para un LZ (a) y GP (b).

Para el LZ se configuran los DDR par como impar alimentando las intensidades de cada elemento radiante con las siguientes fases:

$$i = 0 \text{ Vi, para el DDR par ó de PBL}$$

$$i = (-1)^n / 2, \text{ con } n=0 \text{ si } X_i = 0 \text{ y } n=1 \text{ si } X_i \neq 0$$

sustituyendo estos valores como fase inicial de las intensidades de corriente en la ecuación del campo eléctrico:

$$E_{PBL} = f \cdot I_0 \cdot 2 \cdot \cos X_i \cdot \sin \quad (4.2)$$

$$E_{BL} = f \cdot 2 \cdot I_i \cdot \sin X_i \cdot \sin \quad (4.3)$$

I_0 si es que existe corresponderá a la intensidad de corriente de la antena sobre el centro de fases de la red. Para determinar el DDR de una red se requiere conocer la amplitud y fase de la corriente alimentadora de cada antena, así como la distancia al centro de fases X_i y el factor de antena $f(,)$ ó también conocido como DRR elemental.

De las antenas más requeridas en equipos LZ se tiene el cuadro de Alford, la antena logaritmo-periódica o LPD, V-anillo (v-ring), la antena de ranuras y colocando un reflector a $\lambda/4$ detrás de la antena, el cuadro de 1 y el dipolo.

Tomando el plano de superficie de $\theta = \lambda/2$, sus factores de antena correspondientes pueden obtenerse aplicando una serie de Fourier, que para este caso sólo se utilizarán los términos de coseno por tratarse de DDR pares. Se obtiene la siguiente aproximación:

$$f = \lambda/2, \quad B_0 + B_1 \cos + B_2 \cos^2 + B_3 \cos^3 + B_4 \cos^4 + B_5 \cos^5 + B_6 \cos^6 \quad (4.4)$$

tomando los coeficientes **B** como :

Tabla D-1. Coeficientes **B** para diferentes antenas.

Antena	B ₀	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄	B ₅	B ₆
C. Alford	1.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
LPD	0.197	0.372	0.252	0.133	0.067	0.020	0.006
V-anillo	0.514	0.365	0.256			0.051	0.001
Ranuras	0.352	0.500	0.327	0.000	0.05	0.000	0.021
Dipolo $\lambda/2$ ó cuadro	0.635	0.000	0.422	0.000	0.09	0.000	0.037

Los coeficientes **B** serán aplicados para conocer el factor de antena $f(,)$ de las ecuaciones 4.2 y 4.3; el factor de red (factor entre corchetes de las ecuaciones 4.2 y 4.3) se obtendrá con las intensidades y fases de las corrientes que alimentan las antenas así como la ubicación geográfica del centro de fases. La siguiente tabla muestra algunos ejemplos:

Tabla D-2. Intensidades y fases para diferentes antenas.

Sistema Radiante	Tipo de DDR	A ₀ / I ₀	A ₁ / I ₁	A ₂ / I ₂	A ₃ / I ₃	A ₄ / I ₄	A ₅ / I ₅	A ₆ / I ₆	A ₇ / I ₇
C. Alford	Xi	-	55°	190°	500°	800°			
	PBL		1	0	0	0			
	BL		0	1	0.5	0.30			
Thomson 381 bifrecuencia.	Xi	0°	180°	540°	900°	1260°	1620°	1980°	
	PBL	0.48	1.00	0.84	0.60	0.33	0.14	0.00	
	BL	0.00	0.30	0.78	1.00	0.90	0.60	0.28	
Curso Thomson 381 bifrecuencia.	Xi	0°	180°	540°	900°	1260°	1620°	1980°	
	PBL	1.00	0.18	0.13	0.09	0.05	0.02	0.00	
	BL	0.00	1.00	0.24	0.00	0.00	0.00	0.00	
Clearance Wilcox Mark II D 8 elementos (LPD)	Xi	-	108.0	378.0	647.6	917.4			
	PBL		1.000	0.363	0.143	0.055			
	BL		1.000	0.890	0.394	0.415			
Wilcox Mark II D 14 elementos (LPD)	4Xi	-	108.0	378.0	647.6	917.4	1187.2	1457.0	1726.8
	PBL		1.000	0.394	0.394	0.212	0.212	0.060	0.060
	BL		1.000	0.759	0.414	0.586	0.276	0.379	0.138

Unidades: $I = I_i/I_r$ $I_r =$ Intensidad máxima de corriente.
Xi = Grados eléctricos

Si siguiendo las distribuciones de corrientes de esta tabla se generan los DDR's que se muestran en las figuras 4.2 a la 4.5

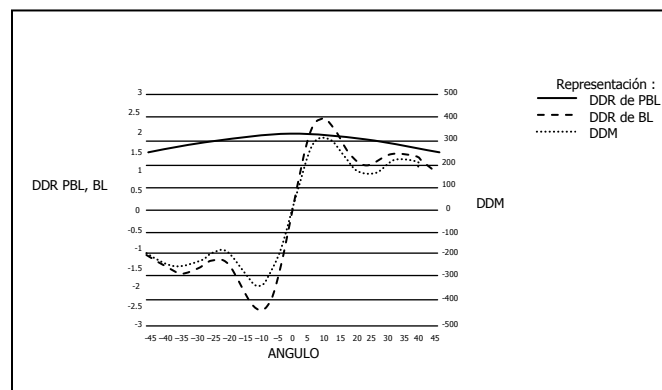


Figura 4.2. DDR de LZ monofrecuencia de 8 cuadros de Alford.

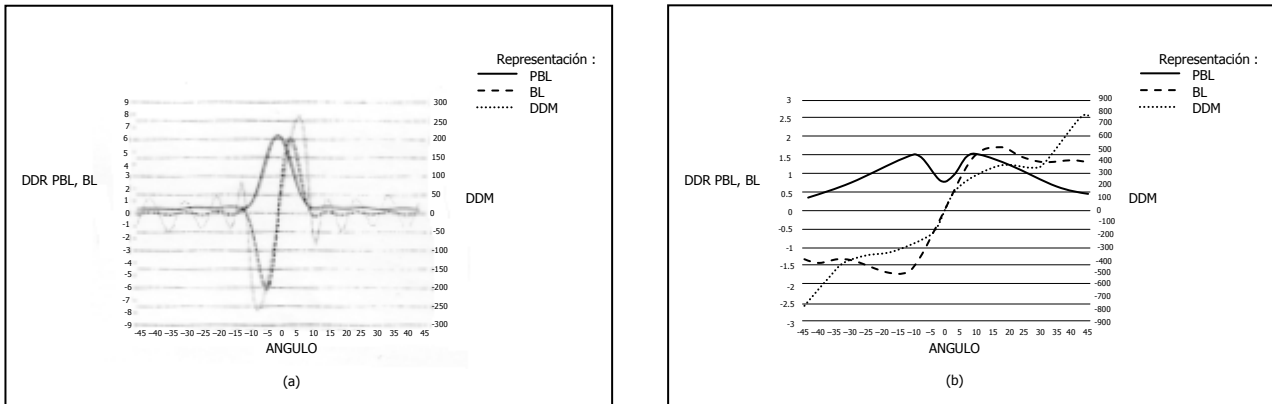


Figura 4.3. (a) DDR de curso de un LZ Thomson 381 bifrecuencia. (b) DDR de Clearance de un LZ Thomson 381 bifrecuencia.).

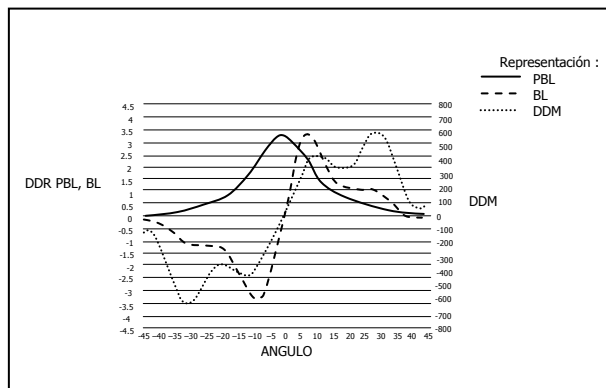


Figura 4.4. DDR de LZ de Mark-IIID de 8 elementos LPD

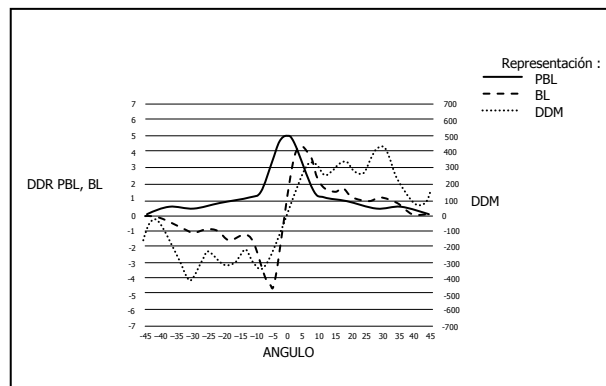


Figura 4.5. DDR de LZ Mark IID con 14 elementos LPD.

2. Configuraciones operacionales del LZ.

En el capítulo previo se presentaron los componentes electrónicos básicos de un localizador o de la senda de descenso. Es importante señalar la pureza e integridad de las señales radiadas que determinan su fiabilidad, debe ser tal que la configuración e instalación de los transmisores sea redundantes.

Si se utiliza el efecto captura, existe la duplicidad de transmisores, para que de esta manera se generen los DDR de curso y clearance.

La OACI determina ciertos requisitos o normas que deben ser aplicadas para determinadas condiciones operativas, en especial atención a la categoría III donde exige características de configuración para una instalación de un LZ. Existe una diversa gama de configuraciones operacionales de acuerdo con las condiciones en que debe operar el equipo, se muestra una síntesis en la siguiente figura:

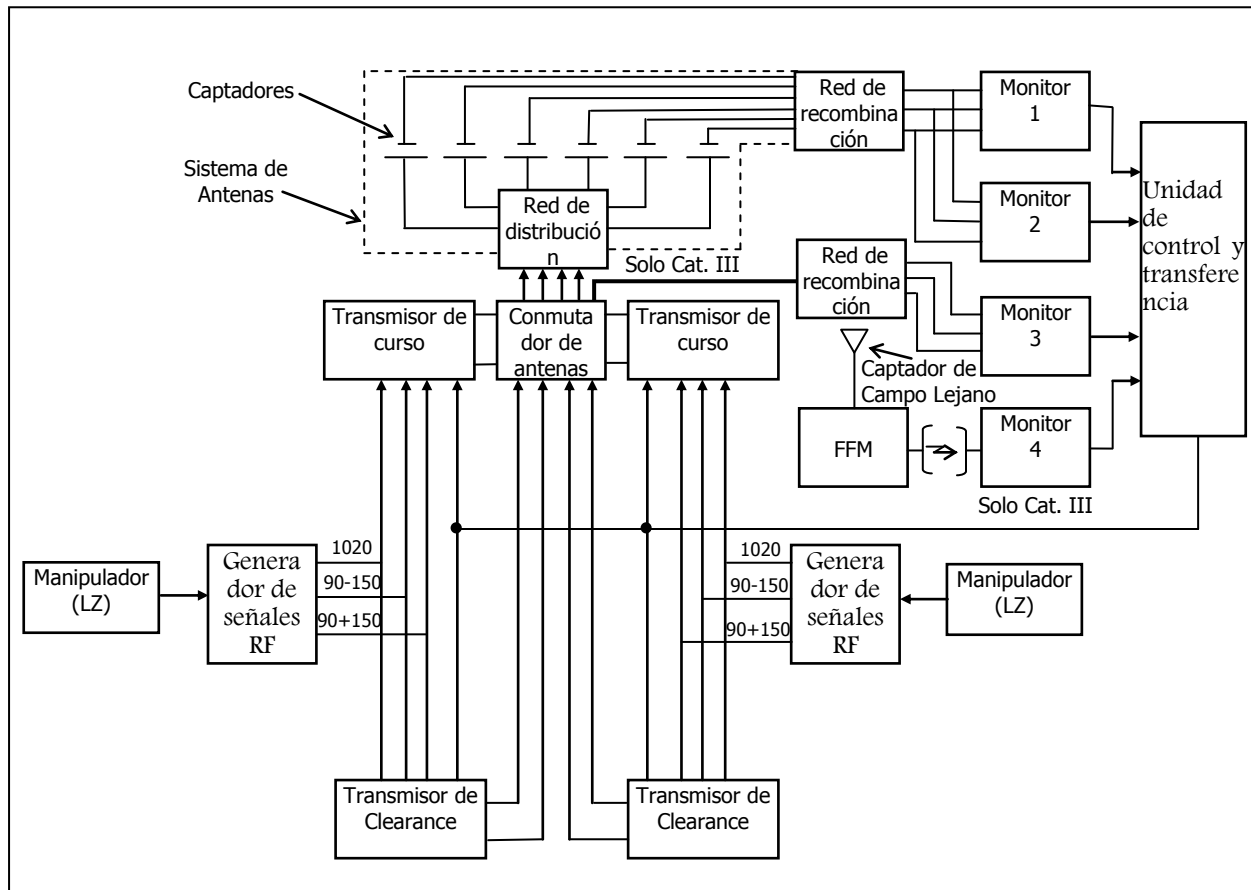


Figura 4.6. Configuración operativa de un localizador (LZ), con triple monitorización integrada y monitor de campo lejano (FFM).

En la figura 4.6 se muestran dos grupos de transmisores, donde cada uno de estos tiene su transmisor de curso y el de clearance, esto corresponde perfectamente al diagrama básico de un transmisor de LZ ó GP, mostrado en la figura 3.6. Esta es una configuración dual por lo que es requerido cuatro transmisores.

En esta configuración existe una unidad o equipo que conmuta las antenas de un grupo transmisor a otro a la red de distribución de radiofrecuencia. Esta red realiza una combinación de señales de PBL y BL de cada uno de los transmisores para alimentar a cada uno de los elementos del sistema radiante en una amplitud y fase específica para la configuración del DDR.

En la red se tiene los elementos básicos como son el puente de $6/4$, ó puente de RF, los repartidores de potencia de $1/4$ y las cargas resistivas para las atenuaciones necesarias. También se pueden emplear acopladores híbridos bidireccionales de 3db.

Es importante señalar que en una instalación de categoría III, uno de los dos transmisores que no está operando directamente en el sistema radiante, es conectado a cargas artificiales para no perder operación, a esta configuración se le llama "hot standby".

Las señales emitidas, así como las conectadas a cargas artificiales (categoría III) son detectadas por un grupo de captadores, los cuales toman muestra de la señal radiada por cada una de las antenas, las combina para simular la señal recibida en campo lejano, es decir, en los circuitos de recombinación de radiofrecuencia. Este conjunto de señales representará la señal que se recibe en las tres zonas: el eje de pista (rumbo del LZ), el extremo del sector de sensibilidad (0.155 DDM) y para bifrecuencia una dirección más lejana del sector de sensibilidad. Si la combinación de señales de PBL y BL de curso y *Clearance* pasan el límite de tolerancia, se presenta una degradación de la instalación.

Para las configuraciones para categoría III, la OACI exige incluir en su operativa una antena supervisora más allá del umbral opuesto correspondiente a la instalación del sistema radiante. Esta antena monitorea se conoce como FFM (*Far Field Monitor*) y su función es supervisar la degradación de la superficie de rumbo, que no pase de los límites establecidos, ya que ésto sucede frecuentemente por los movimientos de aeronaves en el área de maniobras.

3. Diagramas de radiación de la GP.

La Senda de Descenso opera en un terreno delante del sistema radiante, ésto con el fin de obtener los DDR's de la superficie de descenso. Debe mencionarse que el terreno debe ser lo más plano y horizontal posible, considerar 600m más de la superficie del mástil de antenas.

No siempre se cuenta con las mejores características de terreno en cada aeropuerto, sin embargo, se tienen varias opciones para ajustar el sistema radiante a esas características propias.

Dependiendo del sistema radiante, se tienen los siguientes equipos de instalación GP:

Sistemas que utilizan la reflexión sobre el terreno para obtener los DDR:

Referencia de nulo: monofrecuencia y efecto captura (bifrecuencia).

Referencia banda lateral.

Sistemas que no utilizan la reflexión sobre el terreno:

End-fire.

Tomando el grupo más utilizado en las instalaciones donde existe el terreno como reflector, se tienen las características más importantes en la siguiente tabla:

Tabla D-3. Características de las antenas de GP.

Tipo de GP	Características	Antena Inferior	Antena Media	Antena Superior
Referencia de nulo	Altura básica	H- 4.5m	2H	—
	Intensidad PBL	I_{PBL}	0.00	—
	Intensidad BL	0.00	I_{BL}	—
Referencia de nulo bifrecuencia	Altura básica	H- 2.16m	3H	—
	Intensidad PBL	I_{PBL}	0.00	—
	Intensidad BL	I_{BL}	I_{BL}	—
Referencia bifrecuencia	Altura básica	H- 4.5m	2H	3H
	Intensidad PBL	I_{PBL}	$I_{PBL/2}$	0.00
	Intensidad BL	$I_{BL/2}$	I_{BL}	$I_{BL/2}$
	Intensidad CL	I_{CL}	0.00	I_{CL}

Las antenas básicas del sistema radiante están direccionadas sobre el plano horizontal para una radiación EEM polarizada horizontalmente, esto en dirección delante del mástil, lugar donde se encuentran ancladas.

Considerar la superficie de terreno como excelente conductor así como la hipótesis de campo lejano; para obtener la ecuación general del campo radiado con el concepto de antena imagen, que en conjunto con la polarización de la EEM, forman una red en oposición de fase, dando como resultado:

$$E, f, 2 I_i \sin Z_i \sin \quad (4.5)$$

Donde:

I_i : amplitud de la intensidad de corriente de la antena i ésima.

Z_i : altura en grados eléctricos sobre el terreno de la antena i ésima.

Utilizando la ecuación (4.5) y las características de la tabla anterior, obtenemos la gráfica de los DDR de PBL y BL de cada uno de los tipos GP; así como se muestra en las siguientes figuras:

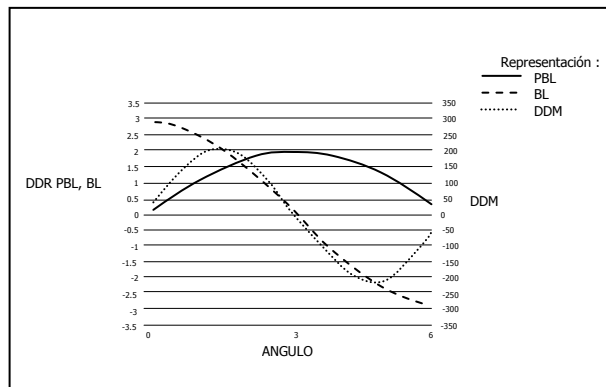


Figura 4.7. DDR de GP de referencia de nulo.

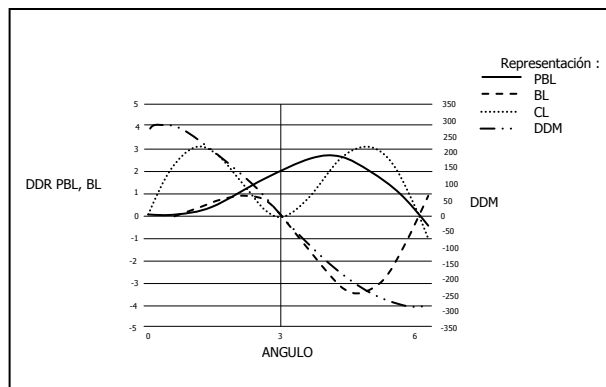


Figura 4.8. DDR de una GP de efecto captura (bifrecuencia).

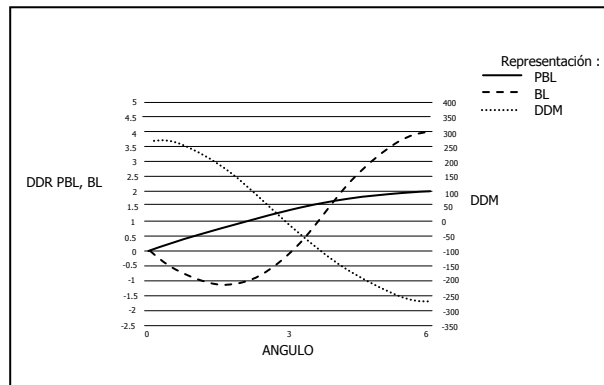


Figura 4.9. DDR de una GP de referencia de banda lateral.

El determinar una GP siempre depende de las características del terreno que se encuentra más adelante de la antena. Se han diseñado criterios como base para una mejor selección, estos se muestran en la siguiente tabla. Como ejemplo, la GP de nulo monofrecuencia, es la configuración más básica ya que en condiciones ideales, el de banda lateral considera un terreno casi ideal pero con una reducción de un par de centenares de metros más adelante del mástil de antenas, y no responde con obstáculos lejanos. Y la opción de antenas con efecto captura, es la más costosa pero la que mejor resultado obtiene para terrenos rebeldes. Estas opciones satisfacen perfectamente los obstáculos propios de los aeropuertos, logrando así no utilizar la configuración "end fire", sólo en casos muy especiales.

Tabla D-4. Criterios base para selección de un GP.

Tipo de GP	Terreno llano delante de las antenas	Ángulo mínimo sin obstáculos
Referencia de nulo	Mínimo 360m Óptimo 720m	0/3
Referencia banda lateral	Mínimo 240m	0/4
Referencia de nulo efecto captura	Mínimo 360m	0/3

La configuración más estricta es la de referencia de nulo ya que requiere de una distancia amplia en terreno llano, entre 360 a 600m por delante de la colocación de las antenas; así como evitar que los obstáculos lejanos no obstruyan el semiplano inclinado con pendiente de 0/5 (0 30°), éste se extiende en sentido contrario a la pendiente de aproximación

cortando el plano de superficie de acuerdo con la recta perpendicular al eje de la pista que pasa por la base del mástil de las antenas de la GP.

Existen otras configuraciones para aquellos terrenos que no cumplen con los requerimientos más estrictos. Una de ellas es la GP de referencia banda lateral, la cual requiere un terreno plano más pequeño en cuanto a la proximidad de la antena, por esta razón las antenas se encuentran a una menor altura, aproximadamente 6.5m, de manera que las reflexiones existentes sobre el receptor del avión se producirán en puntos más cercanos al mástil de antenas.

La otra configuración es conocida como la GP bifrecuencia o de "efecto captura"; es utilizada al tener obstáculos lejanos, sin embargo, generan segundas reflexiones indeseadas y que son importantes. En este diseño las radiaciones existentes en el ángulo próximo a la horizontal son muy pequeñas por contrarrestarse en los campos de PBL y BL de las antenas inferior y media con el campo radiado, esto en la fase opuesta de la antena superior; como resultado existe poca energía que incide sobre los obstáculos lejanos.

Sin embargo, cuando las condiciones del terreno no permitan ninguna de las configuraciones antes mencionadas (reflexión del terreno para su funcionamiento), puede utilizarse la configuración conocida como "end-fire" que se localiza a un metro sobre el terreno de radiación.

La configuración "end-fire" se basa en la radiación generada por dos antenas tipo F y R colocadas como se muestra en la figura 4.10(b). Las dos antenas emiten la misma señal. El receptor se encontrará en el campo lejano sobre la recta que pasa por el centro de fases y que formará un ángulo con la horizontal, éste recibirá la señal generada por la antena de tipo F adelantada en fase en un ángulo de $(2 /)L/2 \cos \theta_0$ de acuerdo a la referencia (centro de fases). Lo mismo sucede con la antena de tipo R, estará retrasada en fase en el mismo ángulo.

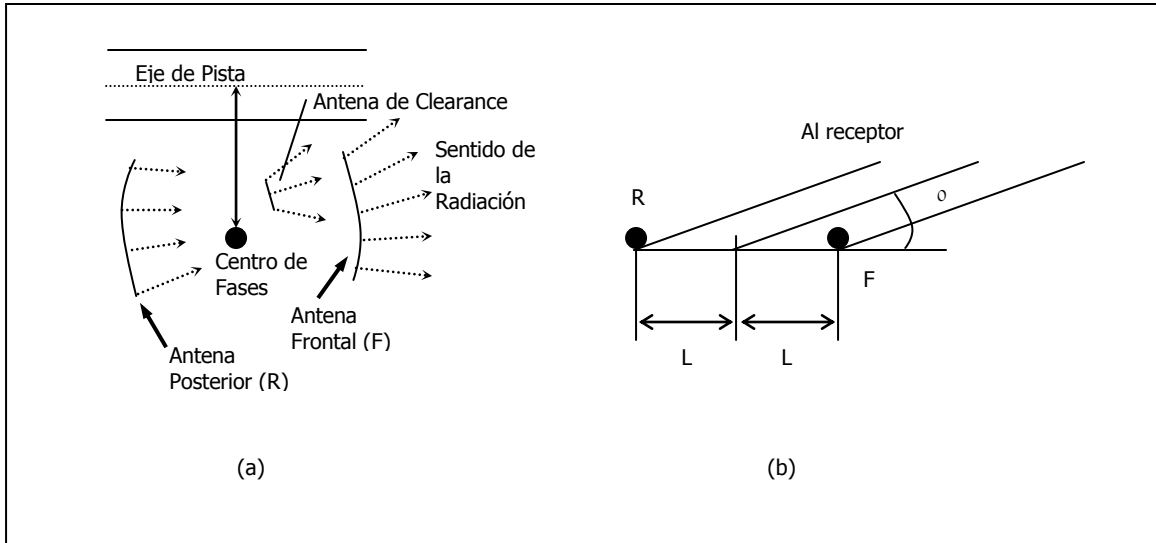


Figura 4.10. Esquema del sistema radiante de una GP tipo End-fire.

Si se adelanta y atrasa las fases de las señales de ambas antenas F y R, el valor de $(2L/2) \cos \theta$, se logrará que las dos señales estén en fase para el ángulo θ , sin embargo, para ángulos diferentes, las fases se adelantarán o atrasarán por el valor de:

$$\frac{2L}{2} \cos \theta \cos \theta \quad (4.6)$$

Utilizando este principio para la configuración del sistema radiante "end-fire" tenemos como vista la figura 4.10 (a). Se muestran los elementos radiantes (guías de onda ranuradas) : la antena frontal (F), la antena posterior (R) y dos antenas de clearance.

Las dos antenas frontal y posterior emiten una radiación a través de las ranuras en forma de una señal PBL y BL así como se muestra en la figura 4.11.

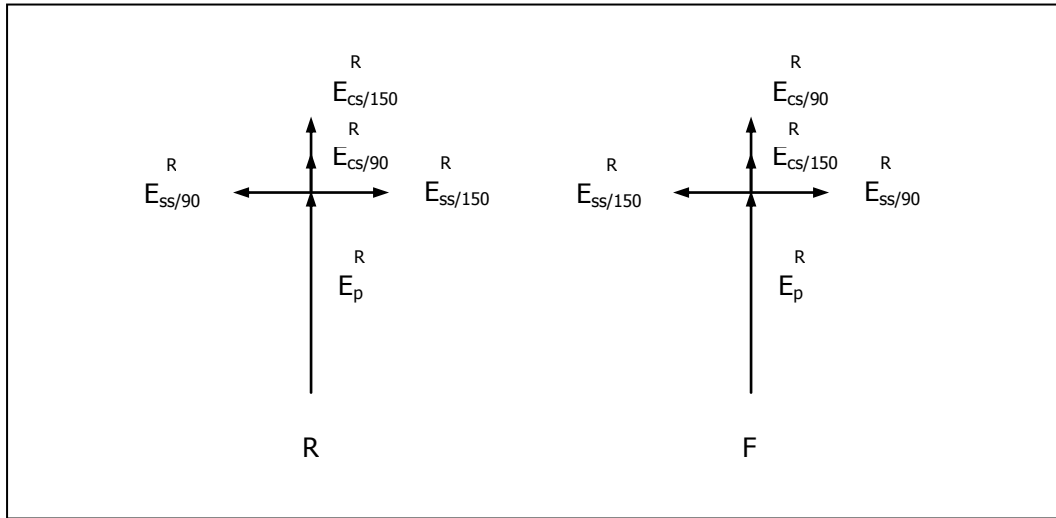


Figura 4.11. Campos de portadora y banda lateral en una GP *End-fire*.

Las señales que tomará el receptor estarán adelantadas y retrasadas en fase en un valor (); este receptor se encuentra en un ángulo genérico (). La combinación de estas señales de acuerdo a la figura 4.11, resulta:

$$E_{p \ T} = 2E_C \cos$$

$$E_{150 \ T} = 2E_{CS150} \cos \quad 2E_{SS150} \text{sen}$$

$$E_{90 \ T} = 2E_{CS90} \cos \quad 2E_{SS90} \text{sen}$$

Luego las modulaciones en frecuencia de 90 y 150Hz son:

$$M_{150} = \frac{E_{150 \ T}}{E_C \ T} = \frac{E_{CS}}{E_C} - \frac{E_{SS}}{E_C} \tan$$

$$M_{90} = \frac{E_{90 \ T}}{E_C \ T} = \frac{E_{CS}}{E_C} - \frac{E_{SS}}{E_C} \tan$$

Aplicando $DDM = M_{150} - M_{90}$ se tiene:

$$DDM = 2 \frac{E_{CS}}{E_C} \tan$$

Si se considera el índice de modulación en el transmisor ($m = E_{CS} / E_C$) resulta:

$$DDM = 2m \frac{E_{CS}}{E_{SS}} \tan \theta$$

Aplicando el valor obtenido en (4.6) y considerando que el ángulo θ_0 es de descenso nominal:

$$DDM = 2m \frac{E_{CS}}{E_{SS}} \tan \frac{2}{2} \frac{L}{\cos \theta_0} \cos \theta \quad (4.7)$$

Esto nos muestra que la DDM está en función de los ángulos, es decir, que depende de los DDR de PBL y BL, así como del ángulo $\theta = \theta_0$ para que el DDM sea cero.

Las antenas de *clearance* emiten señales conocidas como "volar arriba", esto desde la cobertura de las antenas posterior y frontal, como compensación de la "caída" de la superficie en el descenso en los dos lados del rumbo; esto para cumplir con el $DDM = 0$ que es un lugar geométrico de un cono de revolución desarrollado sobre el eje que forman los focos de las mismas antenas frontal y posterior con el centro de fases.

4. Configuraciones operacionales de la GP.

El diagrama de bloques de un transmisor GP es muy semejante al de un LZ (mostrado en la figura 4.6), sólo que se considera que la GP no genera un código de identificación, otro punto es que en el efecto captura ó caso de la senda bifrecuencia se utiliza la información de "clearance" por debajo de la senda de descenso, haciendo la transmisión de volar arriba ó como PBL con diferente modulación de 150 Hz en lugar de 90 Hz, haciendo las relaciones desde 80% / 0% a 55% / 25% de acuerdo a la instalación.

La supervisión de un LZ se logra con los captadores de cada antena elemental, como se muestra en la figura 4.6, que en combinación simulan la señal que se detectarán en las tres zonas del campo (curso ó eje, ancho y *clearance*). Para la GP es semejante con excepción de la señal de "curso" o ángulo de descenso que se coloca en una antena detectora cercana al mástil de antenas para eliminar las señales reflejantes generadas por las características eléctricas del terreno, las cuales pueden incluirse con la señal principal e identificar el curso fuera de los límites tolerantes.

Considerar la distancia de esta antena monitora de acuerdo a la hipótesis de campo lejano, esto en cuanto al efecto de proximidad que se muestra en la figura 4.12 (a).

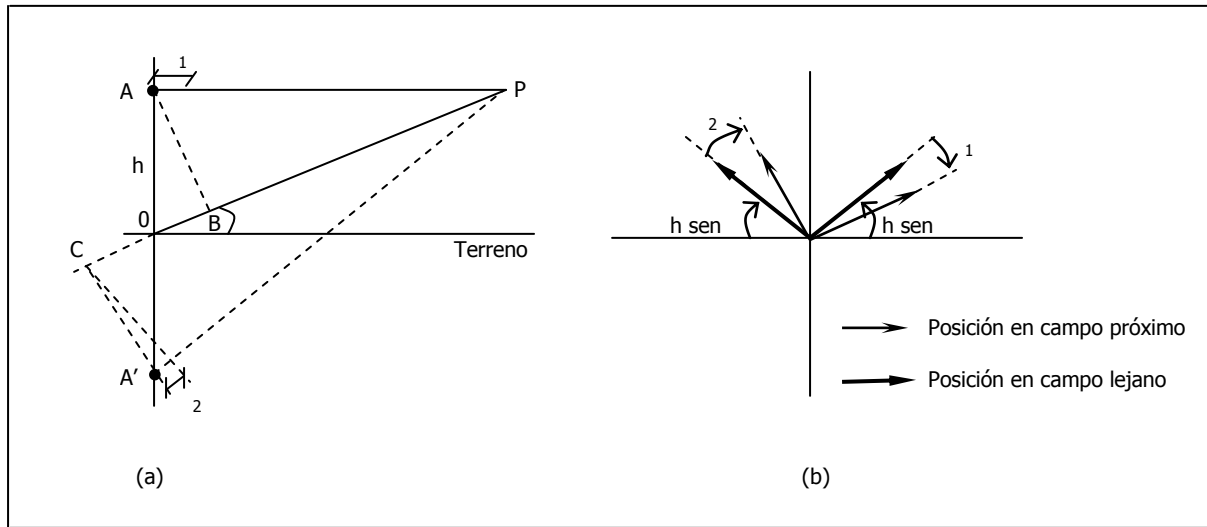


Figura 4.12 Presentación del efecto de proximidad del punto P respecto de la antena A y su imagen A' (a), diagrama fasorial (b).

Las señales en el punto P están en una relación de fases, ver la figura 4.12 (b). El ángulo α_1 se calcula de acuerdo al ABP:

$$I_2^2 - I_1^2 = h^2 \cos^2 \alpha_1 \quad (4.8)$$

Donde $I_2 = AP$ y $I_1 = BP$. Se obtiene:

$$\alpha_1 = \arccos \left(\frac{I_2^2 - I_1^2}{2h} \right) \quad (4.9)$$

en forma similar obtenemos el ángulo α_2 con el triángulo A'CP, donde $I_3 = CP$ y $I_4 = A'P$:

$$\alpha_2 = \arccos \left(\frac{I_3^2 - I_4^2}{2h} \right) \quad (4.10)$$

Tomando la suposición de que $h \gg OP$ se logra que $I_1 \approx I_2 \approx OP$ así mismo $\alpha_2 \approx \alpha_1 = 0$ lo cual resulta como:

$$\frac{h^2 \cos^2}{2l} \quad (4.11)$$

Aquí el signo negativo (-) nos indica, como muestra la figura 4.10 (b), el efecto de proximidad el cual ocasiona un retraso de fase con respecto al campo que resulta del campo lejano.

De acuerdo con la expresión (4.11) en un punto existente en la trayectoria de descenso, existirán los campos de PBL y BL en una GP de referencia de nulo, y que su diferencia de fase por el efecto de proximidad será:

$$2H - H$$

Donde H es la altura en grados eléctricos de la antena inferior sobre el terreno y 2H es la altura de la antena superior también sobre el nivel del terreno, lo cual resulta:

$$\frac{3H^2 \cos^2}{2l} \quad (4.12)$$

Vemos que en la ecuación (4.12) la diferencia de fase crece en función de la distancia (I) en que se localiza el punto de recepción (P), se aproxima a cero cuando la distancia aumenta. Sustituyendo la ecuación (4.12) en la (3.7), se obtiene:

$$DDM = 2m \frac{E_{SS}}{E_{CS}} \cos \frac{3H^2 \cos^2}{2l} \quad (4.13)$$

Para una eficiencia óptima de la modulación, idealmente se tiene $\cos = 1$ donde $= 0$, sin embargo si $= (2n+1) / 2$, $\cos = 0$ la modulación no sería efectiva ya que la $DDM = 0$.

De acuerdo con el análisis anterior, la antena debe colocarse en el punto en que se cumpla $\cos = 1$, es decir, $= n$, sólo que se debe tomar en cuenta que si n es impar el resultado será un \cos negativo y la DDM sería invertida a la que se registraría en campo lejano.

Este análisis se muestra en la figura 4.13, donde se visualiza la anchura del sector de sensibilidad en función de la distancia; aquí se ve

claramente que importante es la ubicación de la antena a una distancia tal que $\cos \theta = 1$. Para un diseño óptimo se toma el valor de $\theta = 0^\circ$.

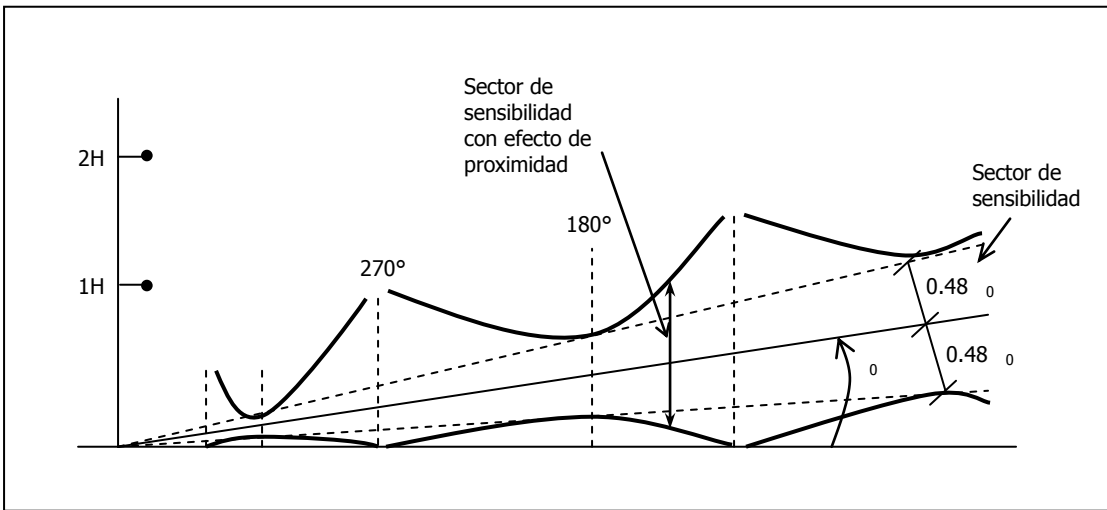


Figura 4.13 Variación de la anchura del sector de sensibilidad por efecto de proximidad.

Para el efecto de proximidad debe considerarse otro aspecto muy importante; es cuando el avión sigue la trayectoria de descenso pero esta cercano al mástil de la GP. Si las antenas se encuentran en la misma vertical una sobre la otra, se tendría un desfase en la trayectoria de descenso, así como se muestra en la figura 4.14(a).

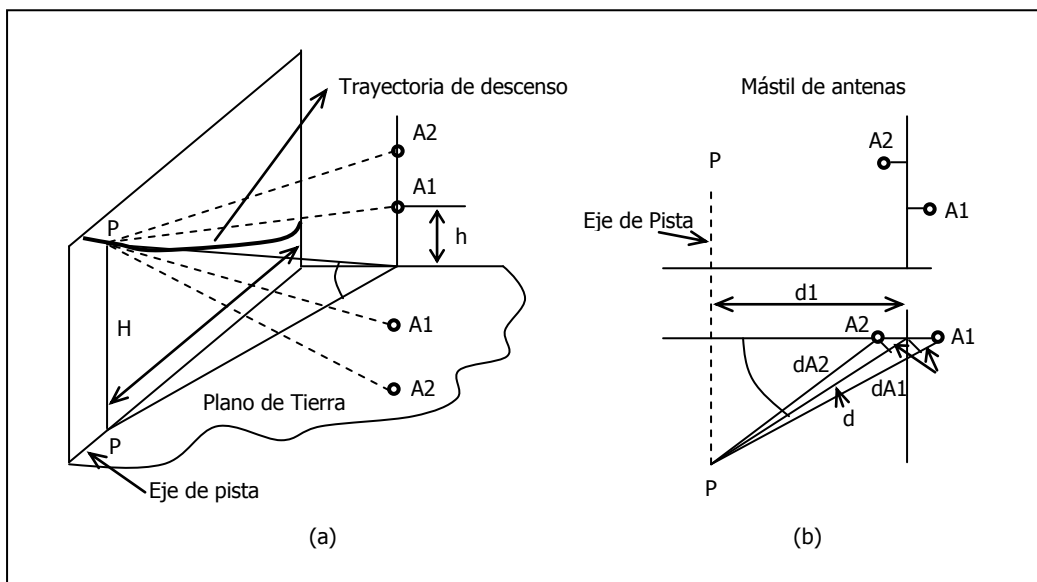


Figura 4.14 Efecto de proximidad en la trayectoria de descenso (a) y OFFSET de antenas para su corrección (b).

El efecto de proximidad que tendrían las antenas A1 y A2, sería como lo muestra la ecuación (4.11) :

$$\begin{matrix} 1 & \frac{h^2 \cos^2}{2d} \\ 2 & \frac{2h^2 \cos^2}{2d} \end{matrix}$$

la diferencia de fases por proximidad es de:

$$2 - 1 = \frac{3h^2 \cos^2}{2d}$$

Es el mismo caso de la ecuación (4.12). Sin embargo, las antenas A1 y A2 se desplazan a la derecha y a la izquierda de la vertical, una distancia , como se ve en la figura 4.14(b).

$$\frac{3h^2 \cos^2}{4d_1} \quad (4.14)$$

donde d_1 es la distancia del mástil de antenas al eje de la pista, en P existen las fases de los campos de las respectivas antenas A1 y A2 como :

$$\begin{matrix} A1 & 1 & \cos & 1 & \frac{d_1}{d} \\ A2 & 2 & \cos & 2 & \frac{d_1}{d} \end{matrix}$$

Se sustituye cada uno de los valores de ϕ_1 , ϕ_2 y ϕ_0 ; y se obtiene:

$$\phi_{A2} - \phi_{A1} = 0$$

Se colocan las antenas en "OFFSET", tal y como se muestra en la figura 4.14(b) con la distancia obtenida en (4.14), se corrige el efecto de proximidad para cualquier punto de la trayectoria de descenso.

5. Supervisión.

Una parte principal en cualquier diseño de radiación es el asegurar la calidad de la señal, esto sobre la base de los parámetros de la misma señal radiada, los cuales deben caer dentro de los límites de tolerancia exigidos.

Los puntos mínimos que debe cumplir cualquier señal radiada son los siguientes:

Cumplir con señales de prueba como prevención de las posibles insensibilidades en cualquier falla de la unidad.

Monitoreo de los valores de DDM, el porcentaje de modulación y la potencia de radiación, en los puntos de superficie de rumbo, en el límite del sector de sensibilidad y el punto mínimo DDM.

Activación de la alarma de integridad ó lógica de control, en el momento que cualquiera de los parámetros antes mencionado salga del límite de tolerancia.

Tabla D-5. C Límites de tolerancia en los parámetros de un diseño de radiación

Parámetro	Límites de Tolerancias			
	LZ mono frecuencia	LZ bifrecuencia, señales de <i>clearance</i>	GP referencia de nulo, referencia BL y directivo del bifrecuencia	GP bifrecuencia, <i>clearance</i>
Nivel de portadora	-3dB	-1dB	-3dB	-1dB
Suma de modulaciones (SDM)	2%	2%	2%	2%
Identificación	%mod: 1% ausencia de tono, tono continuo ó fallo del indicativo	%mod: 1% ausencia de tono, tono continuo ó fallo del indicativo	no se aplica	no se aplica
Desplazamiento del eje de rumbo/descenso	CAT I/II: 10 A CAT III: 8 a		CAT I/II: 40 A CAT III: 28 A	CAT I/II: 40 A CAT III: 28 A
Sensibilidad al desplazamiento lateral/vertical	CATII/III: 25 A CAT III: 20 A	centrada en 245 A: 45 A	CAT II/III: 26 A CAT III: 20 A	CAT II/III: 26 A CAT III: 20 A
Diferencia de frecuencias directivo/ <i>clearance</i>	no se aplica	centrada en 8Khz: 1Khz	no se aplica	centrada en 8Khz: 1Khz

Desplazamiento del eje de rumbo/descenso medido por el detector de campo lejano/ángulo de descenso	CAT I/II: 11 A CAT III: 9 A	no se aplica	CAT I/II: 40 A CAT III: 28 A	CAT I/II: 40 A CAT III: 28 A
Prueba de integridad automática	pasa o no pasa		pasa o no pasa	
Prueba <i>end to end</i>	pasa o no pasa		pasa o no pasa	

6. Radiobalizas.

Se utilizan 3 radiobalizas para alimentar los datos de distancia del ILS, son conocidos como OM (*Outer Marker*), MM (*Middle Marker*) e IM (*Inner Marker*); cada una de ellas fueron diseñadas para una función en específico

Radiobaliza	Misión
OM	Marcar el comienzo del segmento de aproximación de precisión
MM	Indicar el punto de decisión más bajo en operaciones de CAT I
IM	Indicar el punto de decisión más bajo en operaciones de CAT II

Es importante mencionar que la radiobaliza IM es opcional, ya que este dato puede ser proporcionado por un radioaltímetro. Este punto fue dictaminado por la OACI.

Las radiobalizas se instalan sobre la prolongación del eje de la pista, bajo ciertas distancias nominales del umbral, es decir, medidas en sentido contrario a la aproximación de la pista, la radiobaliza IM se encuentra a 450 m, la MM a 1050 m y la OM a 3.9 NMI.

Estas radiobalizas pueden llegarse a sustituir por un DME debido a las condiciones del terreno, como sería el ejemplo para una pista cerca de la costa. Sin embargo, el DME debe cumplir ciertos requisitos, los cuales son:

La antena del DME deberá instalarse entre las antenas superior e inferior ó intermedia de la GP, para cumplir la condición de marcación cero cerca de la pista.

El ángulo que forma la marcación DME con la trayectoria de descenso nominal sea menor ó igual a 20°.

La precisión de la marcación deberá ser menor ó igual a 0.1 NMI.

El canal asignado al DME estará definido por la misma frecuencia del subsistema LZ.

La identificación del DME será la misma que le corresponde al LZ.

Las radiobalizas generarán una señal de radio frecuencia polarizada de forma horizontal, con modulación AM (su índice de modulación nominal debe ser del 95%) por un tono manipulado determinado para cada tipo de radiobaliza. Se muestran las características de las señales de cada una de las radiobalizas:

Tabla D-6. Características en las señales de las radiobalizas.

Tipo de Radiobaliza	Frecuencia portadora (MHz)	Tono (Hz)	Marcación	Velocidad de marcación
OM	75	400	Rayas	2 rayas/seg
MM	75	1300	puntos y rayas alternadas	2 rayas/seg y 6 puntos/seg
IM	75	3000	Puntos	6 puntos/seg

Nota: una raya equivale a tres puntos.

El diseño del equipo electrónico utilizado para una radiobaliza tiene como principal objetivo el radiar una señal a través del espacio con las condiciones en un 100% antes mencionadas. A continuación se muestra un diagrama de bloques de una radiobaliza:

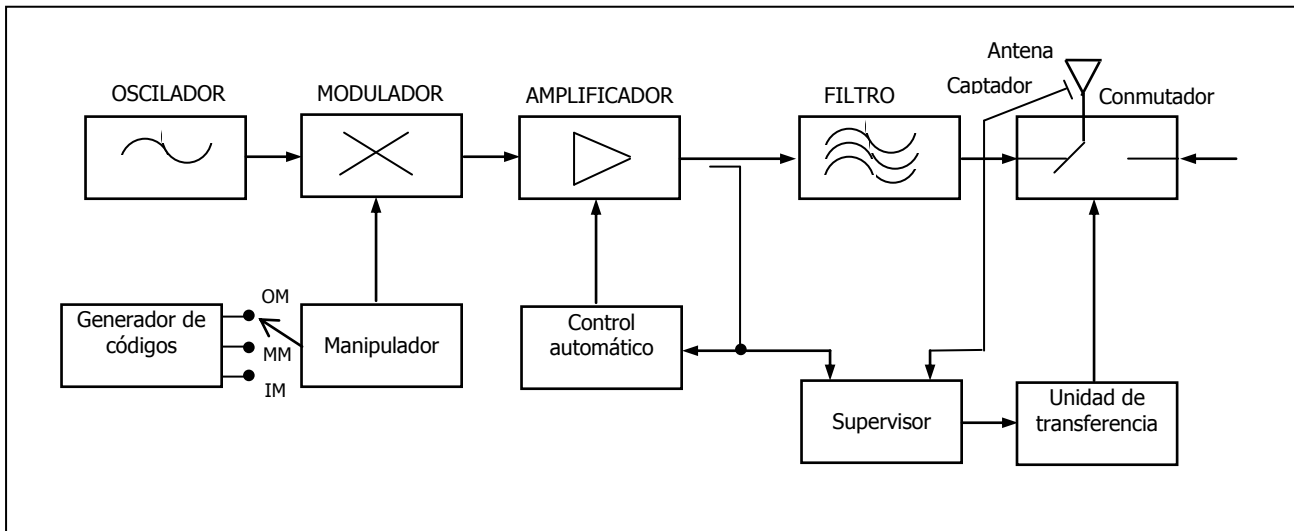


Figura 4.15 Diagrama de bloques de las radiobalizas.

Desde el punto de vista de la electrónica, se considera que las radiobalizas son iguales, sólo se diferencian en OM, MM e IM por el conmutador de tres posiciones que viene integrado en el manipulador.

El dispositivo monitor o supervisor es el que vigila que los parámetros de las señales, cumplan las tolerancias establecidas, con el fin de garantizar la calidad de la señal generada. Éste opera al recibir las muestras de señales del amplificador y del captador, el cuál se encuentra junto a la antena emisora.

La unidad supervisora toma las muestras y las procesa para finalmente determinar que potencia de radiación genera, la manipulación del tono de identificación y el porcentaje de modulación.

Comúnmente las antenas que se utilizan para las radiobalizas son del tipo LPD ó Yagui, las dos tienen como característica un fácil montaje y una alta directividad. Se colocan verticalmente para radiar una máxima energía hacia el cenit, para abarcar un diagrama de radiación en el plano vertical perpendicular al eje de pista para cubrir todo el sector de sensibilidad, y en el mismo plano del eje de pista una distancia de 150m 50m para la IM y de 300m 100m para la MM y de 600m 200m para la OM.

7. Criterios de emplazamiento del ILS.

En este punto se analizarán los criterios de emplazamiento utilizados en los componentes del ILS, los cuales son el LZ, GP y radiobalizas.

A. Criterios de emplazamiento para el LZ.

El método que se utiliza para la instalación del sistema de antenas y los equipos electrónicos contenidos en la caseta, es el siguiente:

a) Existen distancias recomendadas para la instalación del LZ, está dada en metros y es considerado a partir del LZ hasta el extremo final de la pista, depende de la categoría del ILS, por lo que se indica en la siguiente tabla:

Tabla D-7. Distancias recomendadas para la instalación del LZ.

Categoría ILS	Distancia al de pista extremo		
	Nominal	Mínima	Máxima
I	300	90	600
II/III	300	180	600

b) La distancia que se seleccione debe cumplir la condición del ancho de sensibilidad (105m) sobre el umbral de pista, es decir:

$$= \text{menor de } \tan^{-1} \frac{105}{L D}, 3^{\circ} \quad (4.15)$$

Donde:

L Longitud de la pista
D Distancia entre el centro de fases del sistema radiante (antenas) y el extremo de parada de pista.

c) El centro de fases del sistema radiante ó de antenas del componente LZ debe tener en su línea de vista el mismo punto que hace referencia al ILS. Este punto de referencia es el que surge de la intersección entre la trayectoria nominal de descenso y el plano perpendicular al eje de pista que pasa por el umbral. La altura de este punto se encuentra entre 15m y 18m.

d) Si se requiere elevar el sistema radiante sobre el nivel del terreno, debe considerarse lo comentado en el punto anterior, en este caso se recurre a colocar el sistema radiante sobre una plataforma ó al movimiento de tierras.

Cualquiera de estas opciones es correcta, depende únicamente del costo. Pero si la opción es colocar una plataforma, la altura máxima permitida del centro de fases del sistema radiante al suelo será de 10m. Esta condición es dada para cumplir con la cobertura vertical exigida al componente LZ.

e) No se verá afectada la superficie de ascenso al despegue al considerar el punto más alto, el cuál esta dado por el dispositivo para el balizamiento nocturno.

f) Si opcionalmente dentro del diseño existe un sistema de luces de aproximación, donde se instala el sistema radiante, se debe considerar que las antenas no generen interferencia en alguna de las balizas que componen dicho sistema de luces.

g) El sistema radiante debe localizarse a una distancia mínima de 90m del área de espera de las aeronaves, esto con el fin de proteger las antenas de los gases de expulsión de los motores.

La caseta que contiene los equipos, deberá ubicarse en una de las zonas mostradas en la figura 4.16. Se deberá tomar en cuenta los siguientes factores:

Plan de normas propias del Aeropuerto

Áreas críticas

Costos mínimos y máximos

Mismo criterio del punto g), para proteger a los técnicos de mantenimiento de la inhalación de gases de los motores

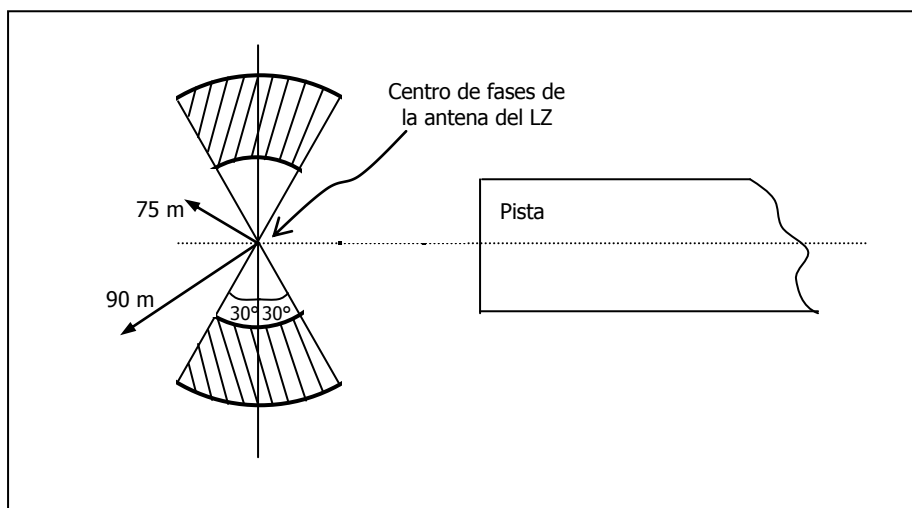


Figura 4.16 Situación requerida para la caseta del subsistema LZ.

B. Criterios de emplazamiento de la GP.

Se describe en este punto el método que se utiliza para instalar el mástil de las antenas de la GP y la caseta que contiene el equipo electrónico.

Se instala a 300m el mástil de las antenas del umbral de la pista, y a un costado de la pista, de forma transversal a una distancia de 120m.

Se debe considerar los siguientes puntos para definir la ubicación de la GP :

- a) La distancia longitudinal (D_L) se obtiene al aplicar la fórmula siguiente:

$$D_L = \frac{TCH + Y}{\tan \theta_0 + r} \quad (4.16)$$

donde:

TCH Es la altura del punto de referencia sobre el umbral de pista.

Y Diferencia de cotas en el umbral entre la línea de la pista y la línea del plano de tierra.

θ_0 Es el ángulo nominal de descenso.

r Es la pendiente de la pista de forma longitudinal (éste debe coincidir con el plano de tierra).

- b) La distancia transversal dependiendo de la categoría del ILS, como se muestra en la siguiente tabla:

Tabla D-8. Distancias transversales para las categorías del ILS.

Categoría	Distancia al eje de pista		
	Nominal	Mínima	Máxima
I	120	75	200
II/III	120	120	200

- c) El mástil de las antenas para operaciones en CAT II/III no debe interferir con la superficie de transición interna.

d) En la ubicación del mástil sobre que lado de la pista, se considera lo siguiente:

Reducir al mínimo las posibles reflexiones de las señales radiadas.
Plan de normas propias del Aeropuerto.
Área crítica.
Costo mínimo

La caseta se ubicará aproximadamente a 2m detrás del mástil de radiación; considerar también el punto g) que se mencionó para el LZ.

C. Criterios de emplazamiento de las radiobalizas.

Las radiobalizas se colocan en la misma prolongación del eje de pista, pero a distancias específicas del umbral de pista. En la tabla siguiente se muestra las posiciones nominal y la de tolerancia para cada tipo de radiobaliza:

Tabla D-9. Posiciones de radiobalizas.

Radiobaliza	Posición longitudinal		Posición transversal	
	Nominal	Tolerancia	Nominal	Tolerancia
OM	3.9NMI	0.4 NMI	Eje	75 m
MM	1050 m	150 m	Eje	75 m
IM			Eje	30 m

8. Receptor ILS.

El receptor ILS recibe las señales de la trayectoria de planeo y del localizador que son emitidas por las antenas transmisoras ubicadas en tierra. Este conjunto de señales las procesa para alimentar al equipo de desviación de la trayectoria de planeo y al localizador para que a su vez sean mostradas en los diferentes instrumentos de la cabina de la aeronave.

A. Especificaciones eléctricas.

El receptor ILS tiene como características eléctricas:

Alimentación de 115 VCA, 400 Hz, en una sola fase, 30 w.
Enfriamiento de acuerdo a las especificaciones ARINC 600.

Un periodo de calentamiento de un minuto después de que consume energía.

Maneja un rango de frecuencias:

- El receptor del localizador de 108.10 a 111.95 MHz, con espaciamento de canales 50KHz y 150KHz (manejo de 40 canales).
- El receptor de la trayectoria de planeo de 329.15 a 335 MHz, con espaciamento de canales de 150KHz (manejo también de 40 canales).

Palabras digitales de entrada ARINC 429:

- SEL RUNWAY HDG nivel 017 (no usado con ILS).
- ILS FREQ nivel 033.

Palabras digitales de salida ARINC 429:

- SEL RUNWAY HDG nivel 017
- ILS FREQ nivel 033
- Localizer Dev nivel 173
- Glidescope Dev nivel 174

Rango de los datos de las palabras de salida : 20/segundo.

B. Características del Tablero Frontal.

El tablero frontal tiene las siguientes características:

Indicación de alguna falla en la unidad (se muestra como una luz color rojo), esto indica una falla en el receptor de la misma autopruera.

Indicación como "PASS" en la unidad (luz color verde), indica una condición normal en la autopruera, por lo cual no hay ninguna falla.

Indicación como "DATA IN" de datos de entrada en el control, indica que los datos utilizados como entrada en el tablero de control, han fallado en la autopruera.

Interruptor de prueba para dar inicio una autopruera de forma manual.

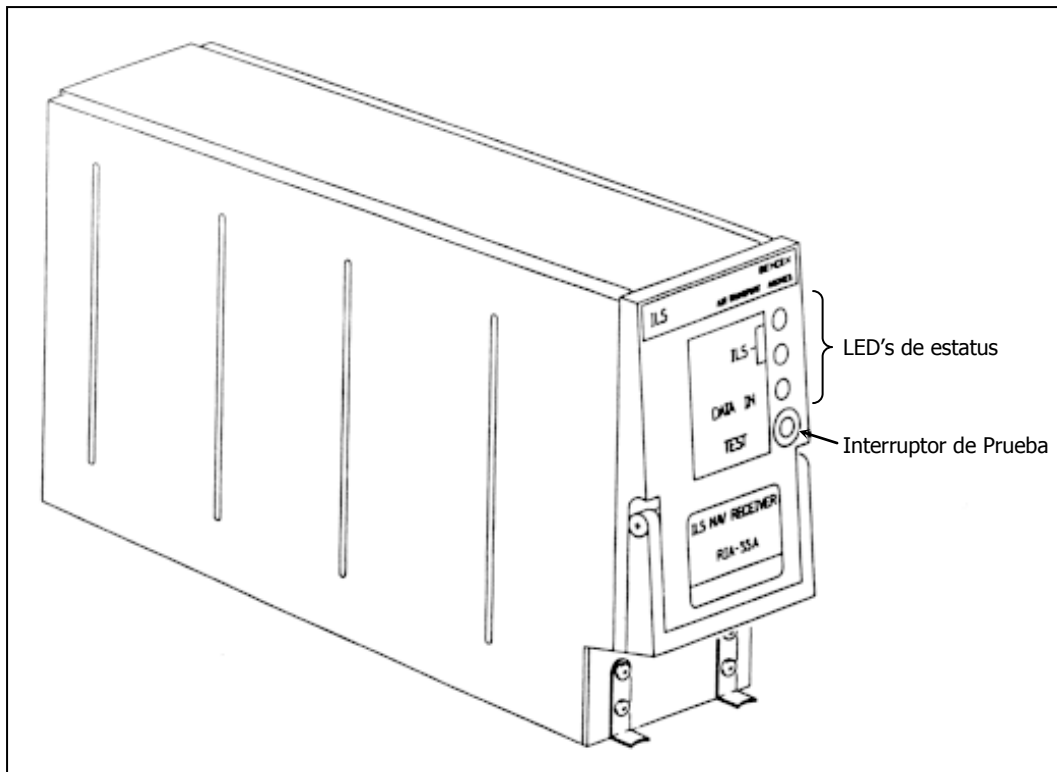


Figura 4.17 Receptor ILS.

9. Tablero de control del ILS.

El tablero de control del ILS codifica las señales de curso y frecuencia y las transmite en paquetes de datos ARINC 429; son dirigidas en la misma orientación del eje de la pista la cuál es determinada por el piloto. Estos datos son creados tres veces por el generador codificador electrónico de datos, debido a que contiene un conjunto de tres interruptores eléctricamente aislados entre sí, siendo los conectores para enviar la información a los receptores.

A. Especificaciones eléctricas.

Las características eléctricas del tablero de control del ILS son :

Una fuente de alimentación alterna, monofásica: 115 VCA, 400Hz, 10.3 w como máximo.

Salidas de datos digitales ARINC 429:
SEL RUNWAY HDG nivel 017.
ILS FREQ nivel 033.
DME FREQ nivel 035 (frecuencia = a frecuencia del ILS)

B. Características del tablero de control.

Indicador de frecuencias ILS.

El indicador del tablero del ILS muestra las frecuencias seleccionadas, pero únicamente para el ILS central; también muestra la indicación de estacionado (PARK) que se visualiza como ---.-- para determinar que el selector de frecuencia está desactivado. El rango de frecuencias que maneja el indicador es de 108.10 a 111.95MHz.

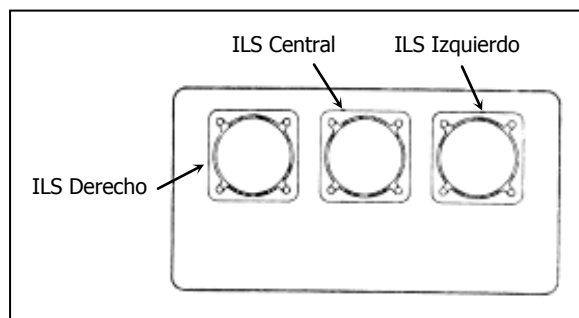


Figura 4.18 Tablero de control del ILS. (vista posterior)

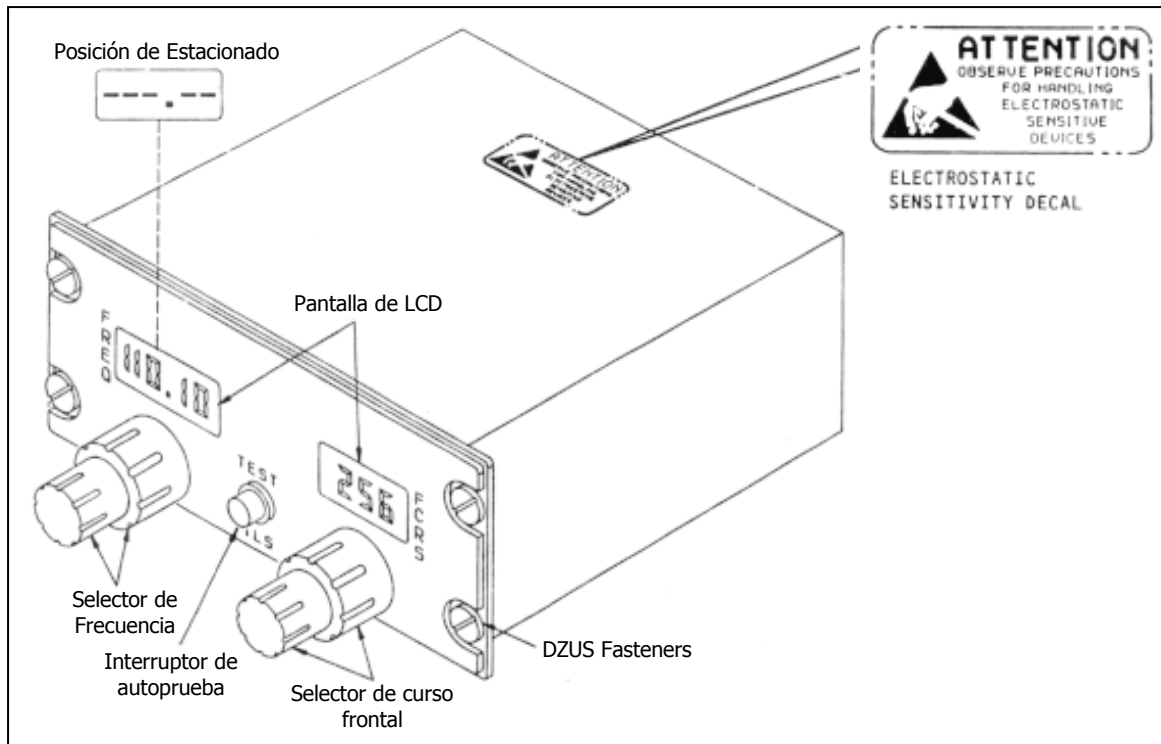


Figura 4.19 Indicador de frecuencias del ILS.

Selector de frecuencias ILS.

El selector de frecuencias determina una de las 40 frecuencias de ILS para hacer la sintonización a todos los receptores. Únicamente se muestra la frecuencia del localizador; sin embargo, se sintoniza por el receptor y de forma automática la frecuencia de la trayectoria de planeo. La perilla exterior cuenta con 10 posiciones : estacionamiento (park), 08, 09, 10, 11, y se repite. La perilla interior cuenta con 10 posiciones: 0.10, 0.15, 0.35, 0.50, 0.55, 0.70, 0.75, 0.90 y 0.95. En la posición de "park" provoca que el tablero de control envíe datos digitales no procesados por el receptor, por lo que éste se mantendrá en el modo de espera "standby", como ejemplo la salida de datos de desviación de Loc y G/S son de este tipo de datos. Por otro lado, al tener una señal discreta en los dispositivos de los símbolos (display), provoca borrar en el EADI todas las indicaciones del ILS

Indicador de curso frontal del ILS.

Este indicador es de ayuda para visualizar el curso del ILS seleccionado, es decir, es el dato que indica en que dirección se encuentra la pista, esta en unidad de grados desde 000 a 359.

Selector de curso frontal del ILS.

Este selector determina el curso que seguirá el ILS, mismo que será mostrado en el indicador frontal y también en el EHSI si es que se encuentra en el modo de operación de ILS. Tiene una perilla externa que controla los valores en cientos y decenas, y una perilla interior para los valores en unidades.

Interruptor de prueba ILS.

El tablero de control tiene además un dispositivo de prueba (se ve en el tablero como TEST ILS), este funciona enviando a todos los receptores una señal como prueba de mantenimiento, utilizando el nivel ARINC 33 para ILS FREQ. No es necesario mantener el interruptor oprimido, ya que la prueba se cancela cuando se selecciona la posición de "park", o en la selección de uno de los tres canales en el sistema de control de vuelo con el localizador y el G/S armado.

10. Antenas para el localizador y la trayectoria de planeo.

Las antenas utilizadas para el localizador y la trayectoria de planeo (G/S) son de cuadro de tipo doble, esto con el fin de obtener un medio de recepción de las señales de manera separada dependiendo del origen de éstas; ya sean de las estaciones en tierra generadoras del localizador y del G/S.

A. Características

Las características técnicas de cada una de estas antenas se describen a continuación:

Características de la antena localizadora.

Rango de frecuencias.....	De 108 a 112MHz, VHF
Polarización.....	Horizontal
Impedancia.....	52
VSWR.....	5:1 o menos en frecuencias de operación

Características de la antena de trayectoria de planeo (G/S).

Rango de frecuencias.....	De 329.3 a 335MHz, UHF
Polarización.....	Horizontal
Impedancia.....	52
VSWR.....	2:1 o menos en frecuencias de operación

Características de la instalación.

Las dos antenas son de cuadro del tipo doble, se instalan firmemente con tornillos, también tienen dos conectores coaxiales en su base.

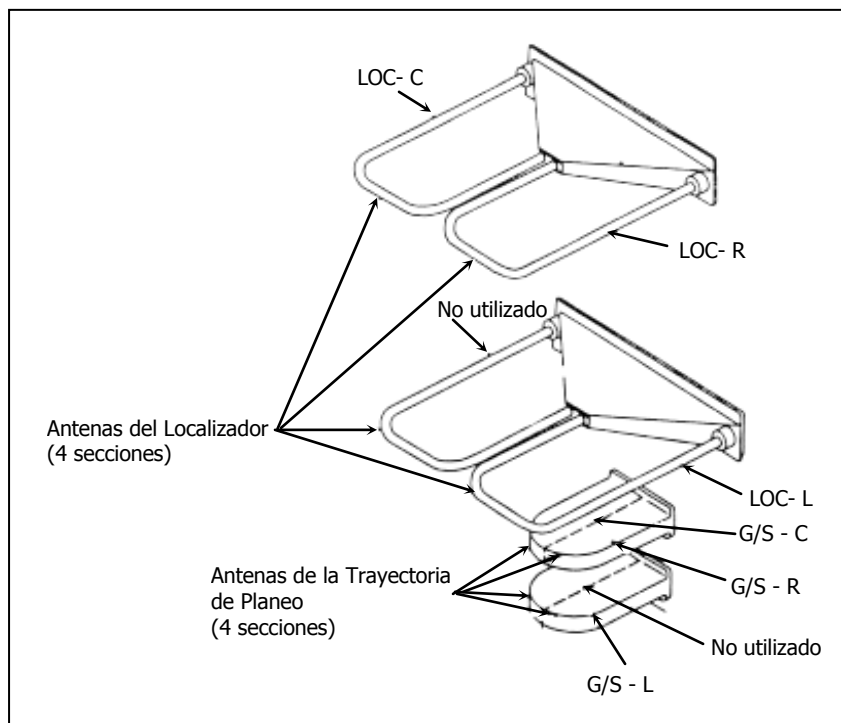


Figura 4.20 Antenas del ILS (Localizador y G/S).

11 Elemento director de trayectoria de planeo.

Se utiliza un dispositivo para obtener una mayor sensibilidad en la recepción de señales, se conoce como el elemento director de trayectoria de planeo; su función es el de alterar el patrón de radiación de la antena.

A. Características y Ubicación.

El elemento director de trayectoria de planeo se localiza en la punta del avión, es decir, en el radomo de nariz, éste consiste en una cinta sensible a la presión de aluminio de 12 pulgadas. La posición del elemento se puede visualizar en la figura 4.21.

B. Precauciones.

Se debe tener mucha precaución en el mantenimiento de este elemento, debe cambiarse cuando la cinta este dividida en dos o más piezas, ó que tenga una ruptura ligera, o que este despegado o se le detecte algún otro defecto.

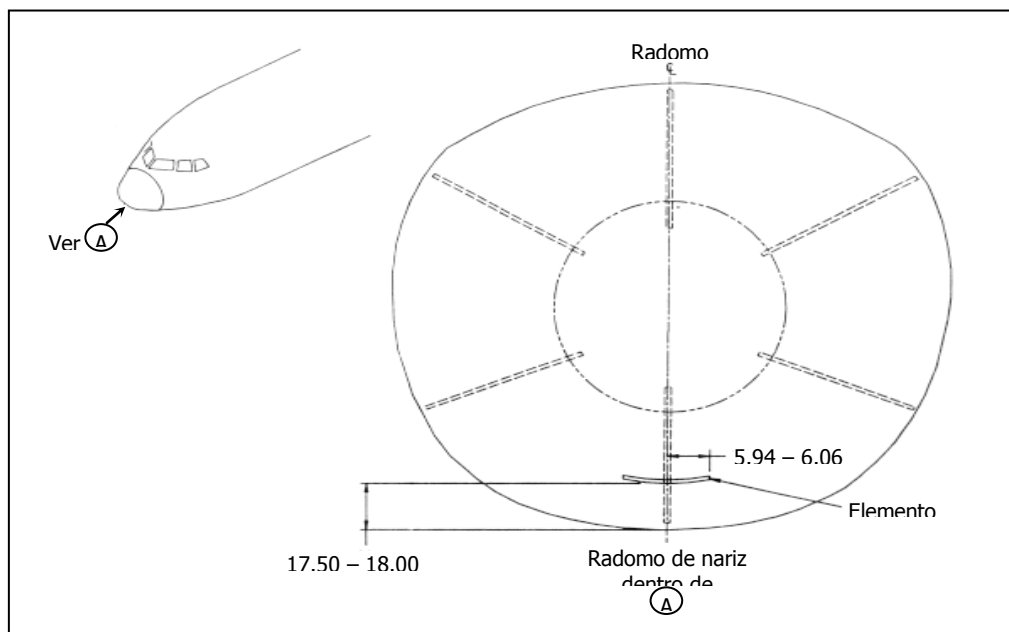


Figura 4.21 Elemento director de trayectoria de planeo.

12. Indicaciones y controles en el EFIS para el ILS.

Interruptor selector de fuente de instrumentos "EFIS".

El interruptor selector de fuente de instrumentos del capitán y el primer oficial tiene la función de determinar la fuente de los datos que serán mostrados en todos los indicadores utilizados en el sistema EFIS. Sólo son dos los tipos de selección el normal y el alterno :

- Normal El generador de símbolos de EFIS izquierdo en conjunto con el ILS izquierdo, proporciona la información a los indicadores EADI y EHSI del capitán.
El generador de símbolos de EFIS derecho en conjunto con el ILS derecho, proporciona la información a los indicadores EADI y EHSI correspondientes al primer oficial.

- Alterno El generador de símbolos de EFIS central en conjunto con el ILS central, proporciona la información a los indicadores EADI y EHSI del lado en que fue seleccionado "ALTN", pero en el caso de que en ambos lados se haya realizado esta selección, el capitán tiene la preferencia en los controles de indicación.

EHSI.

Para visualizar la información de navegación del ILS en el EHSI, se selecciona desde el tablero de control EFIS, el modo 'Full ILS' o 'Exp ILS'. Por otro lado también se alimenta una señal discreta del modo ILS al control de VOR para lograr la sintonía con el DME. El indicador del modo ILS se encuentra en la parte inferior izquierda del EHSI, y la frecuencia de sintonía se muestra en la parte inferior contraria, es decir, a la derecha.

Modo ILS.

Desviación de trayectoria de planeo.

En el display EHSI se muestra la desviación de trayectoria de planeo, como una forma triangular que señala el movimiento ó trayectoria, bajo una escala de 4 puntos. El índice de la trayectoria de planeo es un rectángulo central pequeño y que es fijo, el cual representa la posición relativa del haz

de la trayectoria de planeo (*pointer*). Un punto de la escala en el display representa aproximadamente 0.35 grados en desviación. La máxima deflexión es de 2.2 puntos sobre esta escala.

Desviación de localizador.

Se muestra en el mismo display como una barra larga que se mueve sobre una escala de 4 puntos, es la parte del curso seleccionado de la pista que se muestra en la parte de arriba del triángulo (símbolo del avión). Un punto de la escala representa aproximadamente un grado de desviación. Y la máxima deflexión es de 2.3 puntos.

Selección de curso a la pista.

El indicador del curso a la pista, se representa por la línea extendida hacia la carátula del compás. El indicador de curso y la línea se orientan para la indicación del tablero de control del ILS en el curso frontal seleccionado (FCRS). El indicador y la línea de curso se utilizan como índice de desplazamiento para la barra de desviación del localizador.

Indicadores no estandarizados.

Los tipos de indicadores que se han establecido como no válidos y que muestran ciertos mensajes de error, son:

Tabla D-10. Indicadores no válidos en el EFIS del ILS.

Tipo de Indicación	Consecuencia
Una frecuencia no válida	Remueve la frecuencia de sintonía de ILS.
Una frecuencia NCD	La frecuencia de sintonía del ILS cambia a 6 guiones de color verde.
Una desviación G/S no válida	Remueve el indicador de trayectoria de planeo, así como su escala. Aparece una bandera color amarilla G/S.
Una desviación G/S NCD	Remueve el indicador de trayectoria de planeo pero no la escala.

Una desviación LOC no válida Remueve tanto el indicador de desviación de localizador como la escala. Aparece la bandera LOC en color amarillo.

Una desviación LOC NCD Remueve el indicador de desviación de localizador, pero no la escala.

Indicadores de estacionamiento (PARK).

Desde el tablero de control del ILS, si el selector de frecuencias se posiciona en el indicador de park, el EHSI muestra indicaciones NCD, es decir, la indicación se mostrará como (---.--).

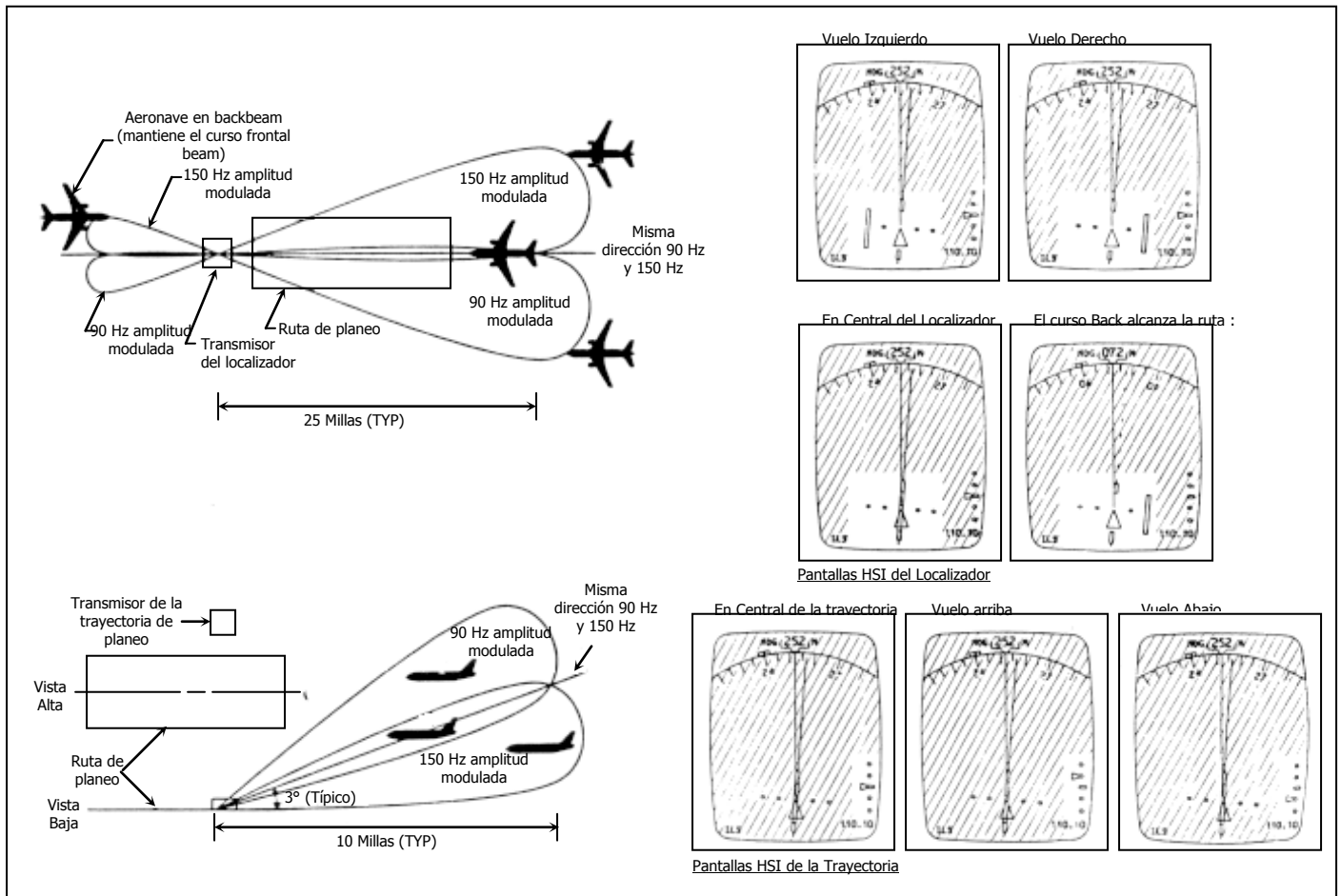


Figura 4.22 Teoría de operación del ILS.

EADI.

En el EADI se mostrarán los datos de desviación de LOC y G/S cuando se sintoniza ILS en una frecuencia válida, en conjunto son la recepción de la señal de transmisión desde tierra. La información indicada por el EADI es independiente del tipo de selección del EHSl.

Desviación a la trayectoria de planeo.

Se muestra como un triángulo del lado izquierdo, el cual se mueve sobre una escala de 4 puntos. También se precia un pequeño rectángulo central, que representa el índice de la trayectoria de planeo, éste indica la posición del avión con relación al haz de la trayectoria de planeo. Un punto de la escala equivale a 0.35° aproximadamente. Siendo la máxima deflexión de 2.2 puntos, medida en grados serían 0.77° . Considerar que la información mostrada como la de trayectoria de planeo en el EADI es exactamente la misma que muestra el EHSl.

Desviación del localizador.

Escala estándar.

La escala estándar esta definida por los 4 puntos que ya se comentaron, es decir, la figura que se muestra en el display es un triángulo que se mueve por dicha escala. Así mismo, el índice del localizador es el pequeño rectángulo, éste se interpreta como la posición del aeroplano con respecto al haz del localizador. En esta escala, un punto equivale a un grado. Se considera 2.2 puntos como el máximo de deflexión.

Escala extendida (expanded scale).

La escala extendida reemplaza a la estándar de 4 puntos, por una de 2 puntos. Así se utiliza para los casos en que los datos de desviación de localizador son utilizados por el AFDS (sistema director de vuelo automático), considerando que tiene una desviación menor a los 0.625° . En esta escala, un punto equivale a los 0.5° . El máximo en deflexión es de 1.25 puntos.

Indicación del toque de pista (rising runway).

Al tener una altitud menor a los 2500 pies, se muestra la indicación de toque de pista junto a la indicación del puntero del localizador (triángulo). Cuando la altitud es 0 pies, la indicación de toque de pista se muestra junto al símbolo que representa la aeronave. Si la altitud es mayor a los 200 pies, se considera que la indicación aparecería en la parte más baja.

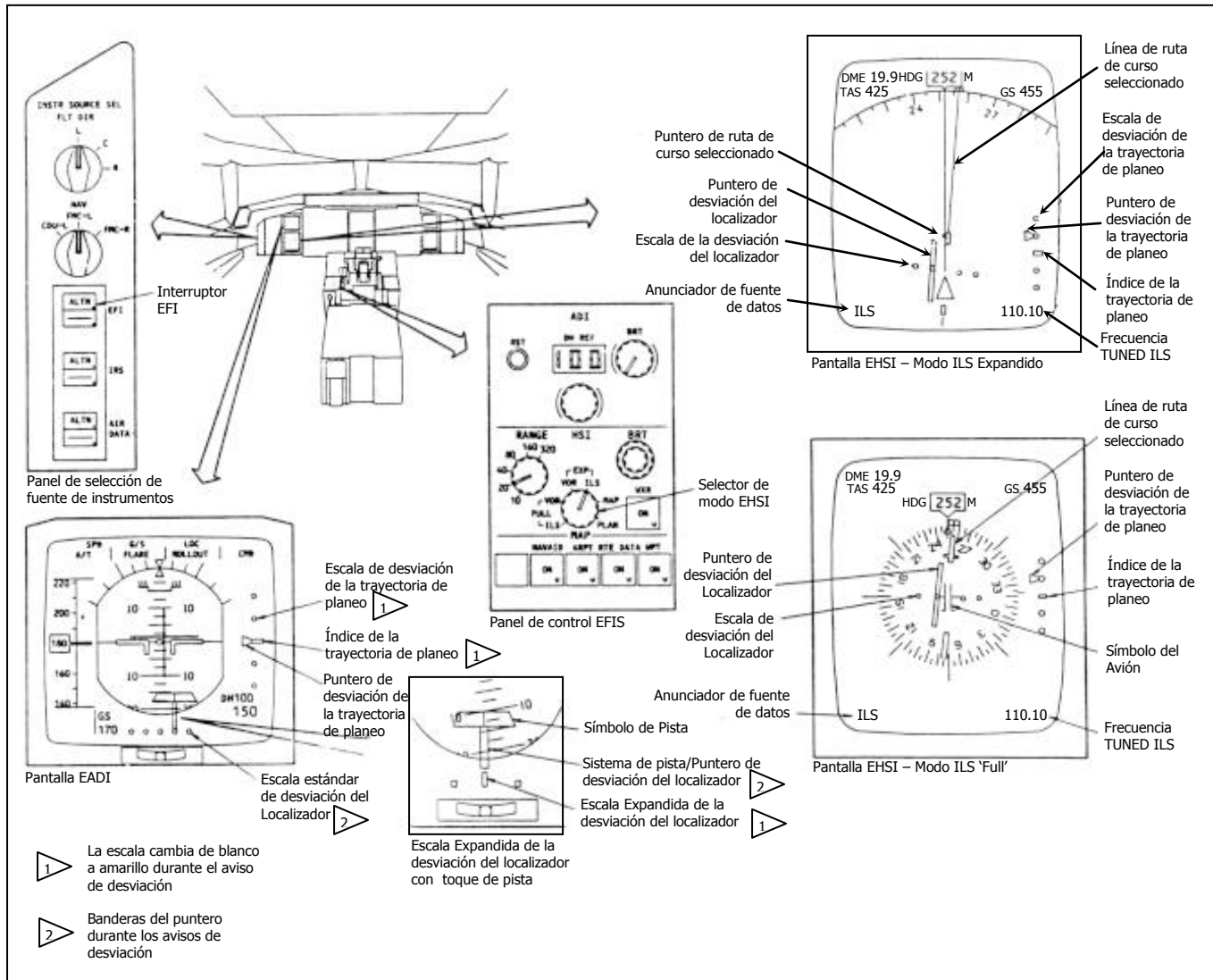


Figura 4.23 ILS-Controles e Indicaciones de EFIS.

Presentación "Back Course".

Para la corrección del movimiento izquierdo o derecho, el mismo generador de símbolos automáticamente la detecta moviendo el puntero del localizador en la posición de "back course"; se basa en el mismo curso en que esta orientada la pista que se selecciona para la aproximación y la presente trayectoria. Así el puntero de trayectoria de planeo es removido del indicador.

Alarma de desviación en ILS (exclusivo en el EADI).

La alarma de desviación en ILS trabaja únicamente en el modo de aproximación al tener el piloto automático armado o engarzado. Este tipo de indicación se muestra en la escala de la trayectoria de planeo y en la del localizador, como un cambio de color, del blanco al amarillo, así mismo el puntero centellando en una frecuencia de 4 Hz.

La alarma de desviación de trayectoria de planeo se activa en el momento que se alcanza una altitud entre 500 y 100 pies, además que la desviación sea mayor a un punto en un tiempo mayor de un segundo.

La alarma de desviación del localizador se activa al tener una altitud de 500 pies y que el punto de toque y la desviación sea mayor a los 0.27 puntos bajo la escala estándar ó a los 0.5 puntos en la escala extendida, en un tiempo mayor de un segundo.

Indicaciones anormales.

Se tienen puntos que se consideran indicaciones inválidas, las cuales se muestran bajo las siguientes condiciones:

Tabla D-11. Indicadores no válidos en el EADI del ILS.

Tipo de Indicación	Consecuencia
Una desviación G/S no válida	En el indicador, se remueve el puntero de desviación, sin embargo se mantiene la escala.
Una desviación G/S NCD	Se remueve el puntero de desviación, pero la escala se mantiene.
Una desviación LOC no válida	Se remueven la barra de localizador y la escala, pero se muestra una bandera color amarillo con la indicación "LOC".
Una desviación LOC NCD	Los dos punteros, el de desviación y el del localizador son removidos, pero la escala se mantiene.

Indicación de estacionamiento (PARK).

Al seleccionar la posición de 'Park' en el selector de frecuencia, se mostrará en el tablero de control del ILS una indicación como ---.-- . Además se remueve la indicación del localizador y de la trayectoria de planeo en el EADI; en el EHSI se remueven los punteros de desviación del localizador, y de la trayectoria de planeo, así mismo la indicación de la frecuencia del ILS.

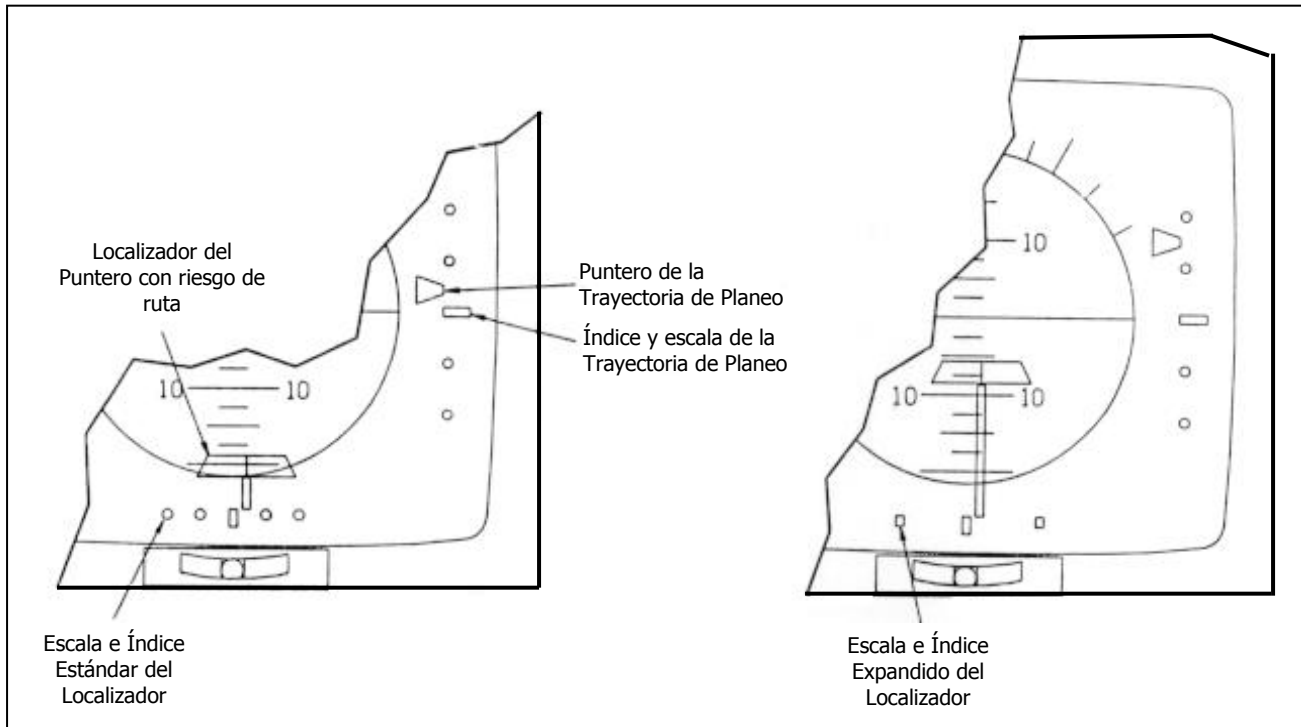


Figura 4.24 Indicadores EADI (Localizador y Trayectoria de planeo).

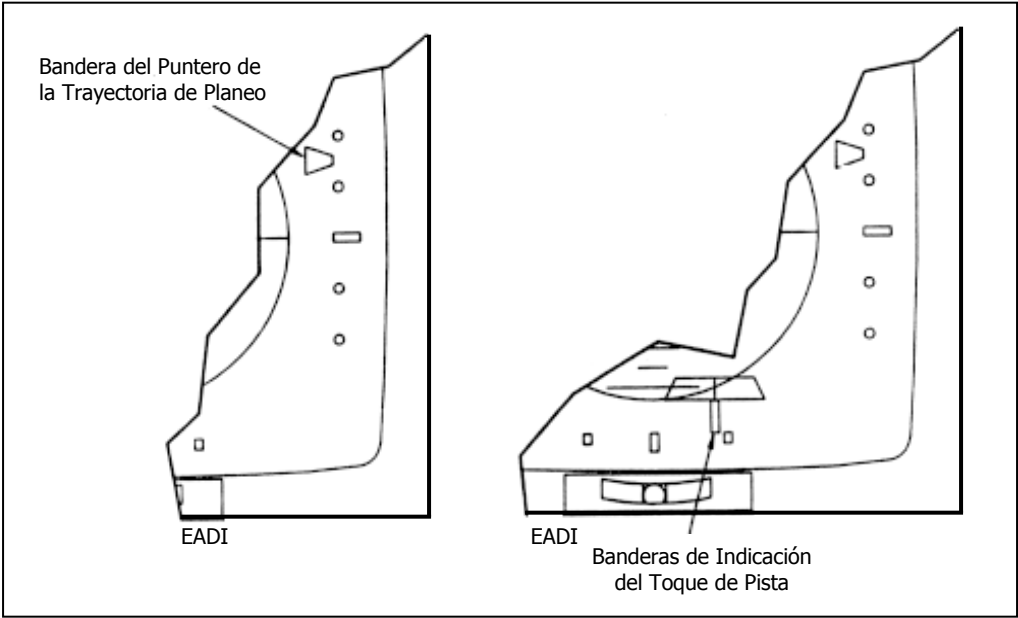


Figura 4.25 Alarmas de la desviación del localizador y trayectoria de planeo.

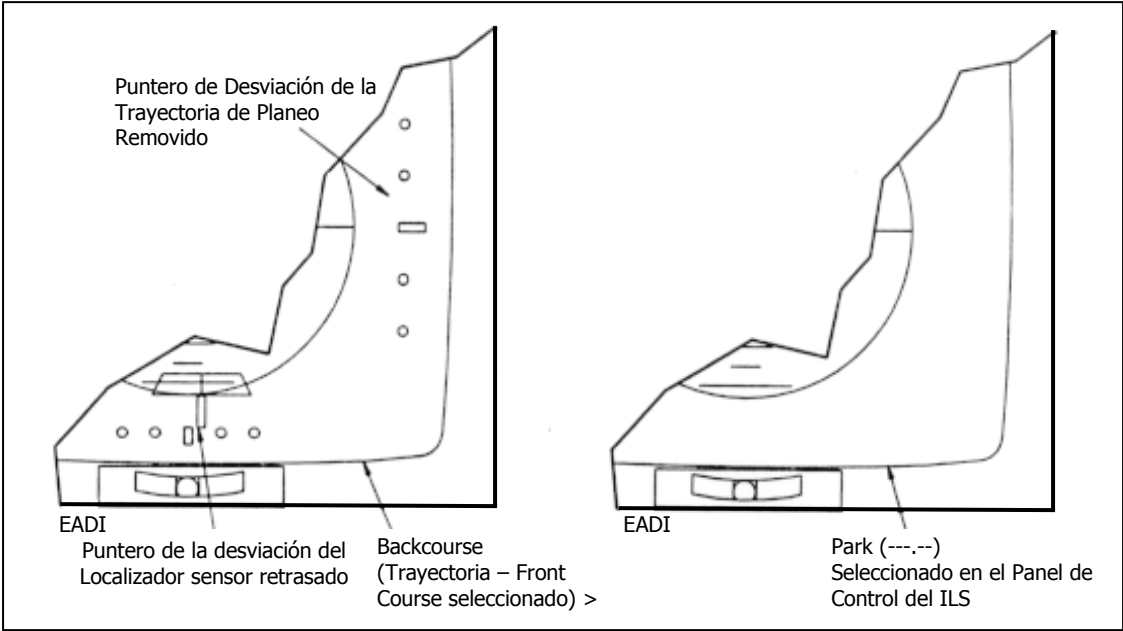


Figura 4.26 Indicadores de 'Backcourse' y estacionamiento del ILS.

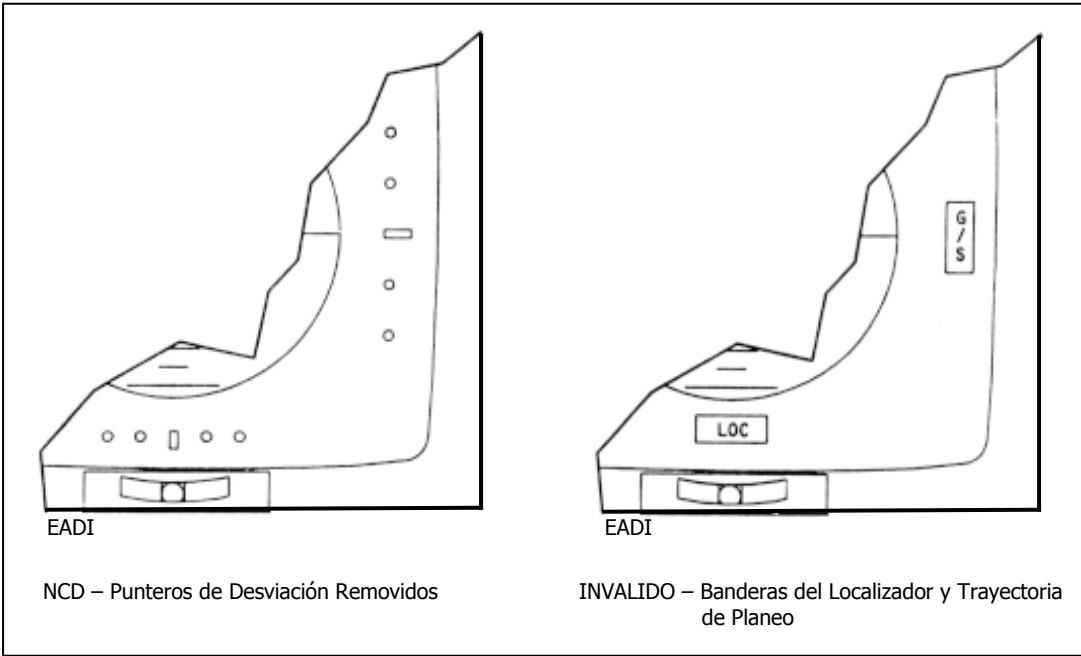


Figura 4.27 EADI – ILS NCD e indicaciones inválidas.

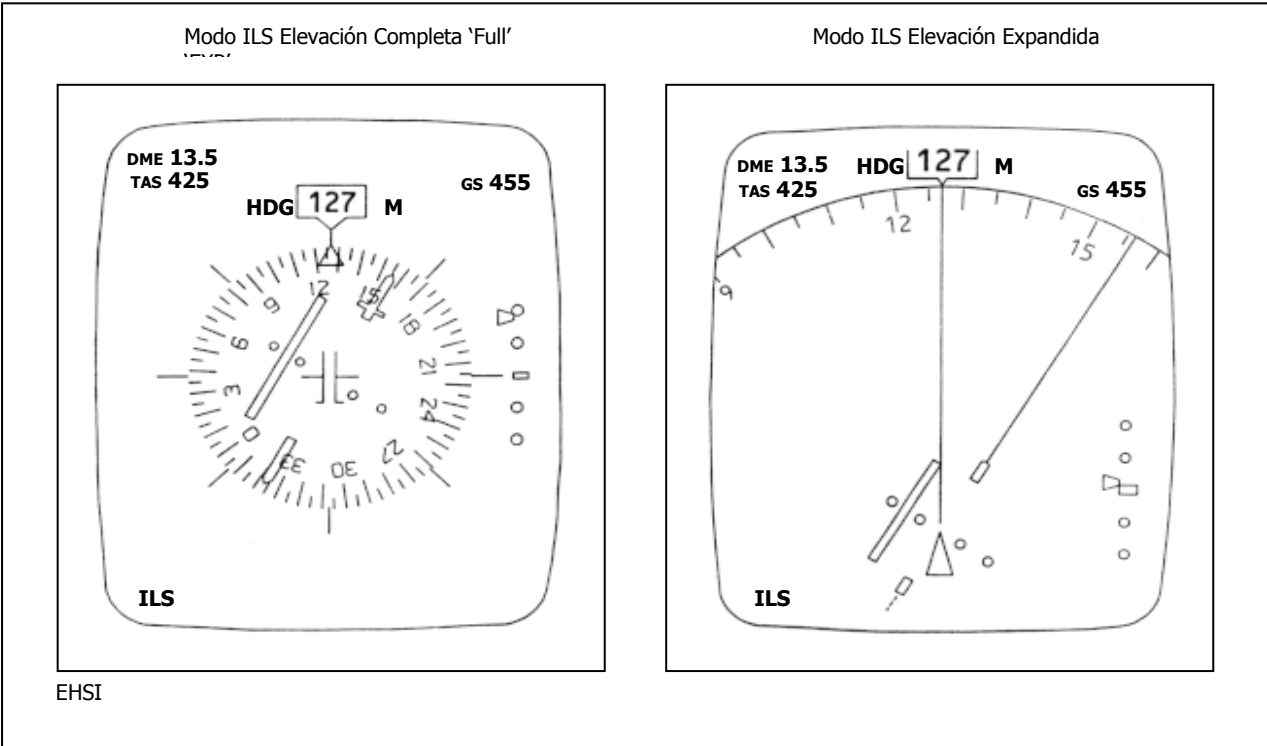


Figura 4.28 Modo ILS 'Full Rose' y 'Expanded Rose'.

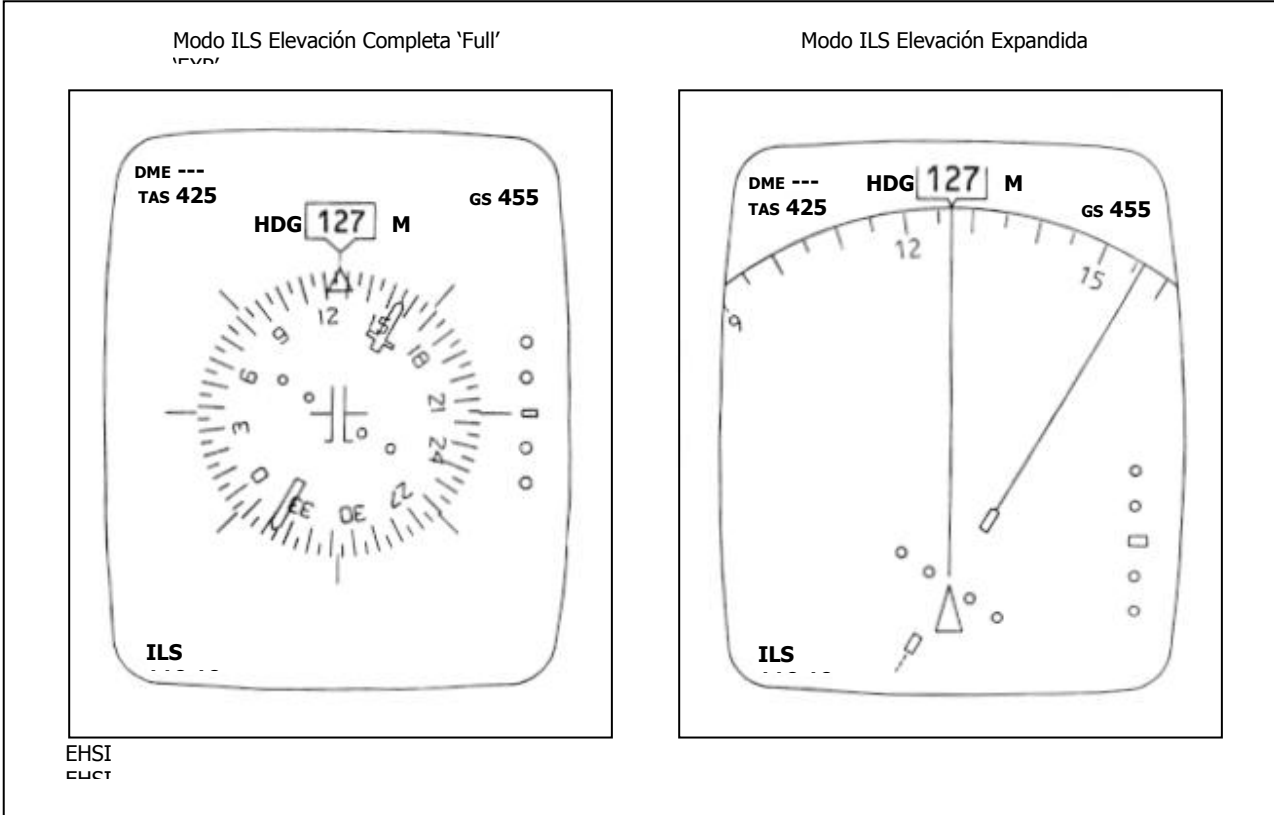


Figura 4.29 Indicaciones NCD de ILS (*Full rose* y *expanded rose*).

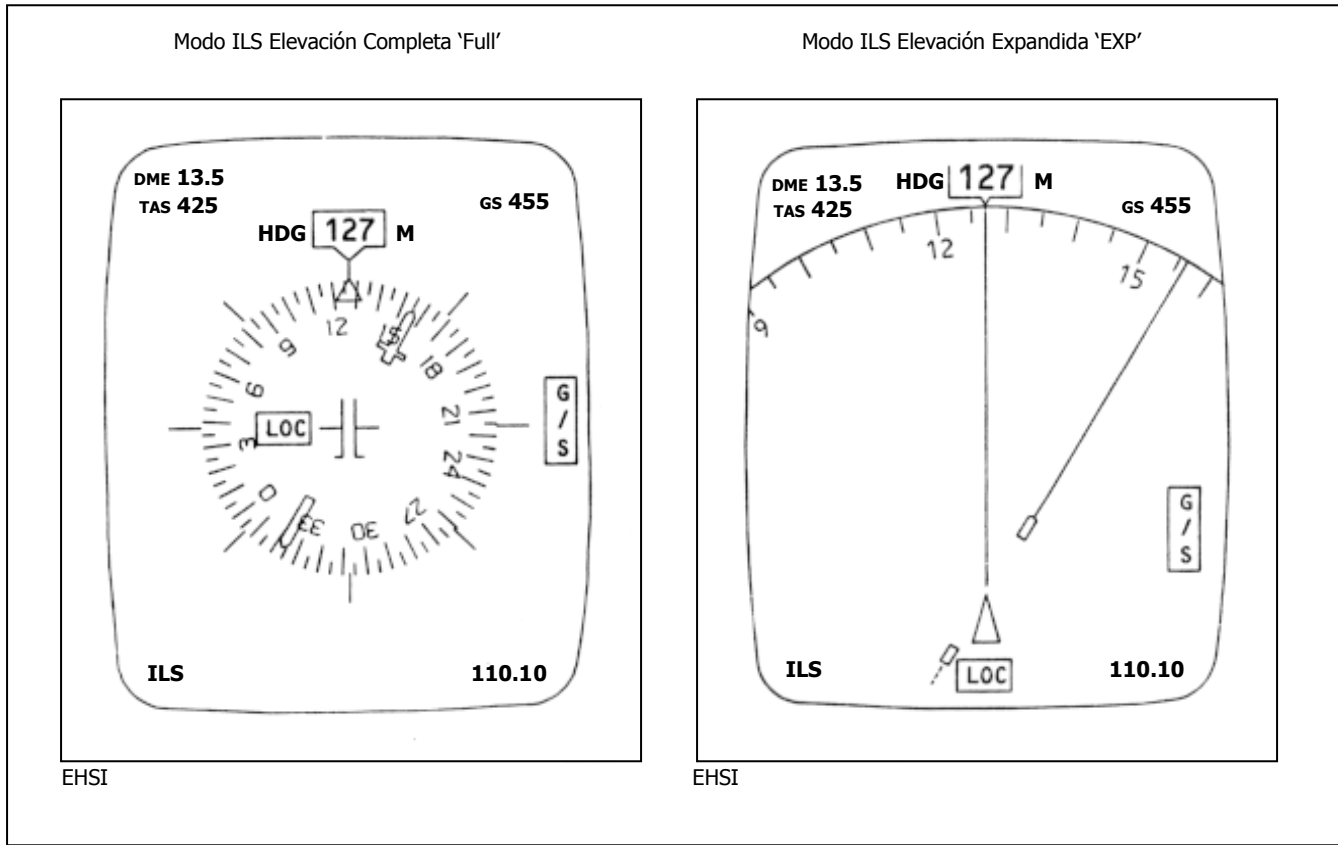


Figura 4.30 Indicaciones inválidas (*full rose* y *expanded rose*).

13. Esquemático del Sistema ILS Izquierdo.

Secuencia Normal.

A. Sistema.

El sistema cuenta con tres receptores de ILS así como su tablero de control triple, cabe señalar que la operación de los tres receptores es igual así que solamente se enfocará al sistema izquierdo.

B. Fuente de alimentación.

Se tiene una fuente de alimentación de 115 VCA suministrada para la parte de la barra de transferencia para instrumentos de vuelo del capitán, esto es a través de un raptor conectado al receptor ILS izquierdo y al mismo

tablero de control. Es importante mencionar que el tablero de control contiene tres fuentes de alimentación independientes para cada función, es decir, la izquierda, central y derecha; cada fuente obtiene una señal de 115 VCA por cada uno de los receptores del ILS.

C. Control del sistema.

Desde el tablero de control se selecciona la frecuencia del sistema ILS, esto es de forma manual. Cada uno de los sistemas esta compuesto por tres compuertas de amplificadores, todos éstos son igual pero con sintonía independiente. Tanto la frecuencia y la selección del curso se codifican digitalmente en ARINC 429, para finalmente ser enviados al receptor del ILS y al mismo tablero de control de VOR, que funcionará para la sintonía de las frecuencias DME.

Del tablero de control se obtienen los datos de salida tipo ARINC 429, que se muestran como:

BCD Word 17	<i>Front Course.</i>
BCD Word 33	<i>ILS Frequency.</i>
BCD Word 35	<i>DME Frequency.</i>

La computadora del control de vuelo juega un papel importante ya que es la que envía una señal discreta tanto al receptor como al tablero de control, con el fin de inhibir el sistema de auto prueba y la sintonía en el proceso de una aproximación, logrado a través de tres canales armados que obtienen la señal del localizador y la de trayectoria de planeo. En el caso de que estuviera seleccionado el modo de 'Park', la frecuencia del ILS transmitida hacia el receptor no sería una información computarizada, con esto se desintoniza el receptor y provoca que el proceso de sus datos no sea computarizado. La señal discreta del modo 'Park' será enviada al generador de símbolos en el tablero de control para que envíe un mensaje para que se remuevan las indicaciones del ILS en el EADI.

D. Procesamiento de señales.

Cada uno de los receptores del sistema ILS procesará por separado cada una de las señales, es decir, la del localizador y la de trayectoria de planeo; esto lo logra con canales separados. La manera en que operan estos canales es semejante al proceso de la recepción del rango de frecuencias. Para los canales del localizador de 40 en total, tiene un rango de frecuencias desde 108.10 a 111.95 MHz estando en paridad con los 40 canales de la

trayectoria de planeo pero en un rango de frecuencias de 329.15 a 335.00 MHz.

Sintonización.

La frecuencia del ILS (conocida como BCD *Word* 33) así como el curso a la orientación de la pista (BCD *Word* 17) se reciben en el tablero de control por el proceso del receptor ARINC 429.

Se selecciona a través del decodificador, la frecuencia del ILS de los datos de entrada del tablero de control. Estos datos de la frecuencia son convertidos en otro conjunto de datos que serán procesados por el sintetizador de control. Este proceso se realiza en la parte del decodificador del localizador manejando cálculos de números logarítmicos junto con la revisión de la tabla del decodificador de la trayectoria de planeo.

Ambos conjuntos de datos se envían en serie al control de la trayectoria de planeo y al del localizador para generar las frecuencias que controlan el sintetizador. El conjunto del sintetizador, el VCO del localizador y el BCO de la trayectoria de planeo generan la señal oscilatoria que alimenta al circuito de sintonía de los dos receptores, el del localizador y el de la trayectoria de planeo.

Operación del localizador.

La señal que recibe el localizador es modulada en 2 señales de 90 Hz y 150 Hz respectivamente, junto con un tono de 1020 Hz. Las señales de 90 Hz y 150 Hz están formadas por la información del curso del localizador y la señal de tono de 1020 Hz que contiene el código de identificación de la estación transmisora. Estas señales que se reciben del localizador entran por su canal de recepción. Esta señal se convierte de radiofrecuencia a una de frecuencia intermedia FI a través del VCO y el sintetizador; después pasa por los detectores y finalmente se tienen las frecuencias ya mencionadas, el resultado de esta señal es una de audio de tipo NAV.

La señal NAV se filtra a través de un circuito para obtener únicamente la señal de 1020 Hz, ésta se amplifica y se acopla por medio de un transformador para manejarse en el tablero de selección de audios.

La señal de NAV también se utiliza para el interruptor (S1) que es el selector de prueba/normal que a su vez es controlado por el bite lógico. Al seleccionar el modo normal de éste selector, la señal NAV pasa a través de unos filtros pasa-bajos de 90 / 150 Hz; esto quiere decir que solamente

dejará pasar las señales de 90 Hz y 150 Hz, así como también harán la separación de cada tono de la señal NAV generando una amplitud en voltaje proporcional al nivel de modulación de cada uno de los tonos.

El voltaje después es procesado por un multiplexador tipo análogo, su salida pasa por un convertidor A/D para que esta señal entre en el cálculo de desviación del curso al localizador. Éste cálculo es una diferencia de la profundidad de la modulación que toma como base el nivel de la intensidad de los tonos; finalmente este resultado será proporcionado a los controles de salida.

Operación de la trayectoria de planeo.

La señal de la trayectoria de planeo que se recibe en la antena también se modula con señales de 90/150 Hz, aquí no existe la señal de 1020 Hz; la función de estas señales es convertir la información que se obtiene del curso con respecto a la trayectoria de planeo así mismo entran en un proceso igual que el del localizador.

Circuito de control de salidas.

El proceso de creación de la información (datos) ILS en formato ARINC 429 es a través del circuito de control de salidas. Los datos de salida sufren un proceso de conversión que va desde el formato paralelo a un formato serie, esto se logra por un transmisor ARINC 429, después se envían a la computadora de control de vuelo por el puerto número 1, por otra parte se envían al GPWC, FMC, DMU, DFDAU, y al generador de símbolos EFIS por el puerto número 2. Los dos puertos envían los mismos datos pero en formatos diferentes dependiendo del sistema, según se muestra:

BNR Word 173	LOC deviation
BNR Word 174	G/S deviation
BCD Word 17	Front course
BCD Word 33	ILS frequency

E. Monitor de integración.

La finalidad del monitor de integración es la de operar de manera independiente a los componentes del procesamiento primario del ILS, es decir, que proporcionará la desviación de LOC y G/S basándose con el voltaje

de salida digitalizada a través del A/D y comparándolo, así se obtendrá este dato de desviación.

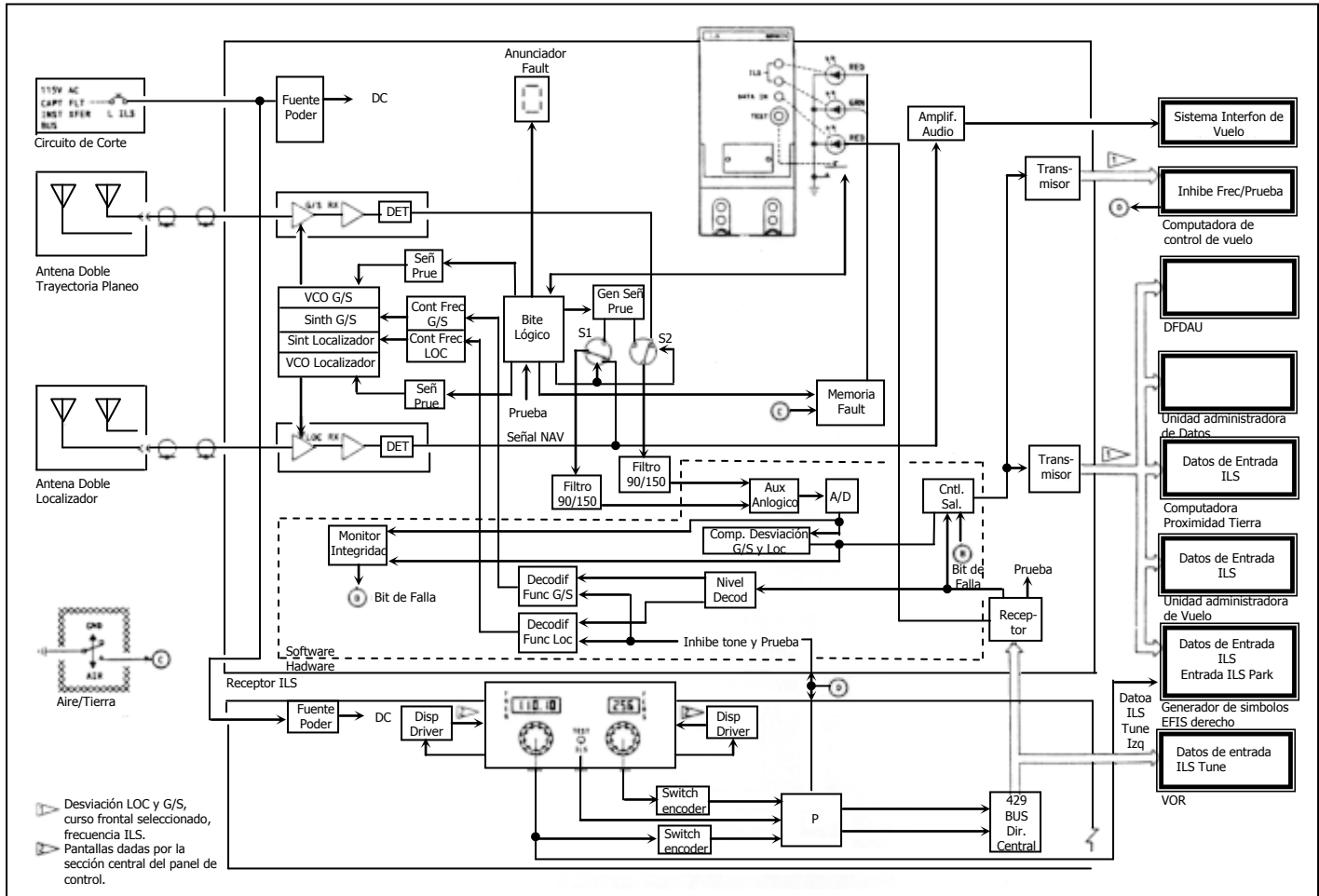


Figura 4.31 ILS Izquierdo – Sistema Esquemático.

En la siguiente tabla se muestran las señales de Entrada/Salida del ILS:

Tabla D-12. Señales de entrada/salida del ILS.

Panel de Control de entradas del ILS

Tipo de Señal	Señal	Nivel	Rango Binario/Uso/Fuente/Destino
Discreta			Frecuencia/Prueba inhibida desde FCC

Panel de Control de salidas del ILS

Tipo de Señal	Señal	Nivel	Rango Binario/Uso/Fuente/Destino
ARINC 429	Seleccionado Runway HDG	017 BCD	0° - 359°
	Frecuencia ILS	033 BCD	108 - 111.95 MHz
	Frecuencia DME	035 BCD	108 - 135.95 MHz
Discreta	Park		A EFIS S/G cuando se selecciona PARK

Entradas del receptor ILS

Tipo de Señal	Señal	Nivel	Rango Binario/Uso/Fuente/Destino
ARINC 429	Seleccionado Runway HDG	017 BCD	0° - 359°
	Frecuencia ILS	033 BCD	108 - 111.95 MHz
Discreta	Aire/Tierra		Contador de la memoria de vuelo
Discreta			Frecuencia/Prueba inhibida por FCC

Salida del receptor ILS

Tipo de Señal	Señal	Nivel	Rango Binario/Uso/Fuente/Destino
ARINC 429	Seleccionado Runway HDG	017 BCD	0° - 359°
	Frecuencia ILS	033 BCD	108 -111.95 MHz
	Desviación del localizador	173 BNR	0.4 DDM
	Desviación de la trayectoria de planeo	174 BNR	0.8 DDM
Discreta		173	BIT 11 - Inhibido
Discreta		174	BIT 11 - Inhibido

14. Prueba del equipo (BITE)

A. Monitores continuos.

El bite lógico normalmente opera para las pruebas continuas así como también la ejecución de un monitoreo en todos los componentes del receptor del ILS, este resultado lo compara con valores de referencia para determinar la tolerancia de los datos. El proceso del bite lógico identifica las fallas en los módulos ó componentes y los muestra en código hexadecimal de dichos componentes, cabe aclarar que cualquier falla será también grabada en la memoria no volátil de fallas.

B. Función de prueba.

Al activar el interruptor de prueba, ubicado en el tablero frontal del receptor ó en el tablero de control, inicia la operación del bite lógico, el cual alimenta señales de pruebas en VSO de la trayectoria de planeo, también en el VSO del localizador y en los filtros de 90/150 Hz para generar datos de salida "izquierda hacia arriba y derecha hacia abajo". Se trata de la misma prueba que se realiza en el monitoreo continuo, por lo que las fallas se mostrarán en código de cada módulo así como también grabará la información en la memoria de fallas.

También existen otros indicadores que son los leds, estos se muestran en el tablero frontal del receptor y se iluminan para mostrar que condición se presenta en la prueba ya sea de pasa o de falla (*pass or fail*). Estos indicadores funcionan únicamente en la prueba del receptor.

C. Falla de memoria.

Se tienen 13 códigos de falla como máximo que pueden almacenarse en la memoria durante un vuelo, también éstos códigos están disponibles en el proceso de prueba. Como segmentos de vuelo, son máximo 63. Un segmento de vuelo se determina en el periodo en que una señal discreta del relevador aire/tierra activa al receptor del ILS.

D. Secuencia de auto prueba del ILS.

La secuencia ó pasos que se siguen para realizar la auto prueba del ILS, son:

Preparación e inicio de la prueba.

Se selecciona el modo ILS en el tablero de control de EFIS, después en el indicador de actitud auxiliar se debe seleccionar el mismo modo, el ILS. En el tablero del ILS se debe seleccionar cualquier frecuencia diferente a park (recordar que la frecuencia de park es ---.--). Una vez seleccionada esta frecuencia, en el mismo tablero de control del ILS presionar el interruptor de prueba, también en el receptor del ILS presionar el interruptor de prueba hasta que esta finalice.

Secuencia de la prueba en los indicadores de la cabina de vuelo.

En la cabina de vuelo puede observarse en el EADI y en el indicador de actitud auxiliar, el proceso de la prueba que es a través de los siguientes indicadores:

Se mostrará una indicación de datos no válidos que ocurre durante 3 seg.

Una condición de NCD entre 3 a 6 seg.

Los indicadores del localizador y la trayectoria de planeo se mueven un punto arriba y un punto a la izquierda durante 3 seg.

Los indicadores de la trayectoria de planeo y del localizador se mueven un punto abajo y un punto a la derecha hasta la finalización de la prueba.

Secuencia de prueba en el tablero frontal del receptor ILS.

En un Proceso Normal de Prueba:

Se observa que las luces del tablero frontal se iluminan durante 3 seg, inmediatamente después se apagan por 3 a 6 seg. Como paso final se ilumina la luz pass verde durante el tiempo de la prueba.

En un Proceso que se encuentra una Falla:

Todo el proceso es el mismo que al anterior, a excepción en el último paso se ilumina una luz específica dependiendo de la falla, el tipo de falla y su iluminación se muestra en la siguiente tabla:

Tabla D-13. Tipos de falla e iluminación de *Leds*.

Tiempo	Condición	Estatus de los Leds		
		LRU	Status	Falla Control Entrada
0 Seg	En el receptor ILS, presionar SELF-TEST interrumpir y mantenerlo durante la prueba	Pasa Verde	Falla Rojo	Falla Control Entrada
1 - 3 Seg	Prueba de Led	Encendido	Encendido	Encendido
4 - 9 Seg		Apagado	Apagado	Apagado
9 - 16 Seg	3 Sistema ILS Ok	Encendido	Apagado	Apagado
9 - 16 Seg	3 Falla Receptor ILS	Apagado	Encendido	Apagado
9 - 16 Seg	3 Falla Panel de Control ILS	Encendido	Apagado	Encendido

NOTA: Es importante mencionar que los tiempos de la secuencia de esta prueba son aproximados.

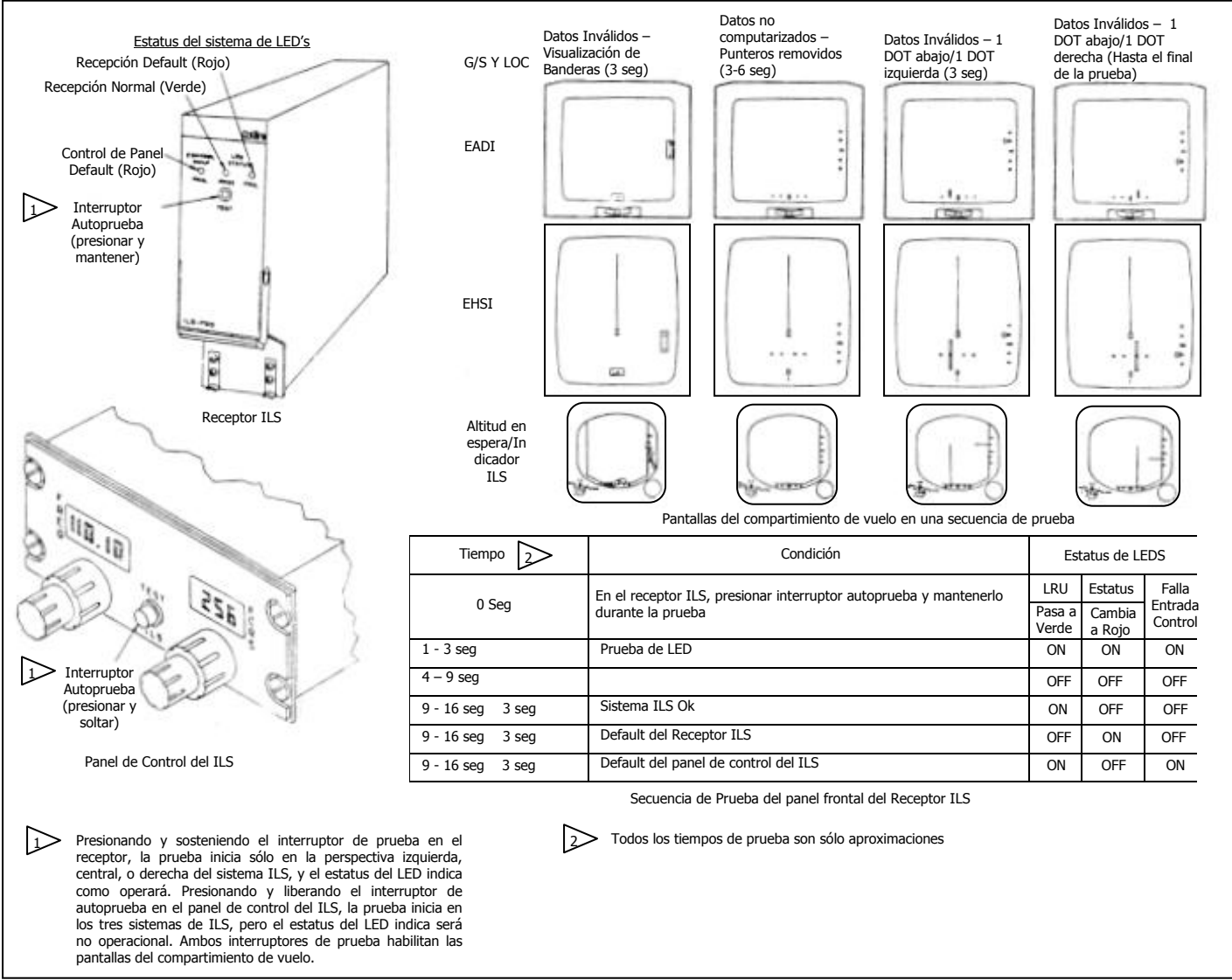


Figura 4.32 Secuencia de Auto Prueba del ILS.

CONCLUSIONES

Con el desarrollo de este tema de tesis se logró visualizar cómo ha sido la evolución de la aviación, debido a que en un principio el hombre quiso volar como las aves, como ejemplo tenemos a los diversos pioneros como los hermanos Wright o Luis Blériot, en esta etapa de inicio de la aviación, la forma aerodinámica y peso de la aeronave, eran básicamente los aspectos más importantes; después al romper el mito de que la aviación era únicamente para aquellos hombres genios y locos se ve un cambio importante debido a las necesidades de una rápida transportación que surge como demanda del comercio, las guerras y la misma transportación civil; y junto con ello el gran avance que ha tenido la eléctrica y la electrónica en cuanto al desarrollo en aplicaciones o dispositivos sumamente importantes como son los equipos de detección meteorológica, evasión de colisiones, tráfico aéreo y las radioayudas en la navegación. Por lo tanto la navegación aérea también ha cambiado ya que cada vez se fueron complementando los diversos tipos de navegación, como son: la observada, estimada, astronómica, radioeléctrica, electrónica, etc. Todas ellas trabajan en conjunto en la actualidad en los diferentes puntos de la navegación, es decir, desde el despegue, navegación y finalmente el aterrizaje.

La fase más difícil o crítica de la operación de una aeronave, siendo detectada desde los inicios de la navegación ha sido la aproximación a la pista y el aterrizaje, aunque no se deja de dar importancia a las otras etapas como son la comunicación, la vigilancia y la misma navegación.

Tiene una gran importancia la electrónica para diversas aplicaciones en el área de la aeronáutica, y específicamente hacia los sistemas de aterrizaje que es el enfoque que se le dio a esta tesis. Ya que se debe tomar en cuenta diferentes campos de la electrónica como el manejo de las comunicaciones para la transmisión y recepción de señales, la electrónica analógica para los dispositivos internos del sistema, el diseño lógico para los complejos monitores, etc.

Cualquier aeronave debe ser guiada hacia el aterrizaje bajo condiciones críticas como son el clima y la visibilidad, es por ello que se considera de gran importancia el uso de equipos de radio como ayuda, de aquí se desprende el nombre de 'radioayuda'. El uso de equipos y sistemas en los que las ondas de radio y las técnicas electrónicas se utilizan es con la finalidad de poner en una carta o monitor la posición y la ruta de una aeronave. Las radioayudas tienen el fin de que en cualquier aterrizaje proporcionen la orientación a una aeronave hacia una aproximación visual

con la pista; cabe aclarar que no se utilizan para guiar a la aeronave hasta el toque de tierra, es únicamente para proporcionar información determinante para el piloto para una toma de decisión lo más correcta posible. Finalmente en este punto es donde cualquier sistema de aterrizaje depende de la intervención humana para que pueda desarrollarse un aterrizaje exitoso. Sin embargo, la ayuda electrónica y la precisión de los instrumentos en la mayoría de los casos, han incrementado la seguridad de la navegación en el aterrizaje, suministrando información importante rápidamente en periodos de baja visibilidad. Es por ello que el navegante moderno hace hoy gran uso de estos dispositivos.

Se determina que el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS – Instrument Landing System) es un conjunto de estaciones de radio transmisoras utilizadas para guiar a la aeronave hacia la pista de aterrizaje de un determinado aeropuerto (siempre y cuando el aeropuerto cuente con dichas estaciones transmisoras), con especial énfasis en los momentos de visibilidad limitada generada por diversos factores como son la niebla, la lluvia, la nieve y otros elementos climatológicos. El ILS es un sistema que proporciona información de guiage en acimut, cenit y distancia hacia las aeronaves que se encuentran dentro de la cobertura del mismo sistema, así cada piloto tomará estos datos para saber qué trayectoria debe seguir para efectuar el aterrizaje.

Un punto sobresaliente fue el determinar la importancia del sistema de aterrizaje por instrumentos ya que sigue siendo el más utilizado en nuestro país y a nivel mundial. En México son 16 ILS implementados especialmente en los aeropuertos que presentan condiciones meteorológicas adversas durante diversas temporadas que se manifiestan durante el año, lo cual equivale al 25.40% de cobertura, ya que cabe señalar que son 63 aeropuertos en operación en México (47 internacionales y 16 nacionales).recientemente fue instalado en el aeropuerto de la ciudad de Toluca un ILS categoría III. Además que las operaciones del ILS de aproximación de precisión son confiables debido al uso de dispositivos electrónicos y eléctricos; es un sistema que proporciona la información de guiage en acimut, distancia y cenit también confiables; y porque los sistemas más recientes tienen un costo más elevado por la infraestructura que se requiere y el mismo mantenimiento a los equipos.

Se analizaron las 3 funciones del sistema ILS que son básicamente la obtención de datos para la orientación lateral, es decir, qué tan centrado se encuentra la aeronave con respecto a la pista de aterrizaje; los datos para la

trayectoria de planeo que es la inclinación que alcanza la aeronave para su aterrizaje y que no exista el riesgo de una colisión; y los datos para la información de la orientación vertical, es decir, qué tan alto está navegando la aeronave con respecto al nivel de la pista. Estos 3 puntos son los que determinan la confiabilidad, el éxito y calidad de un aterrizaje, aclarando que se manejan márgenes o límites que han sido probados y autorizados por la ICAO que es la principal organización que regula y norma muchos de los sistemas o componentes aeronáuticos.

El sistema ILS está claramente dividido en diferentes categorías. Esta clasificación depende de la distancia visual de la pista y de la altura de decisión, ya que estos dos parámetros son determinantes para continuar con el aterrizaje. Las categorías son la CAT I donde la distancia visual es de 800m a una altura de decisión de 60m, la CAT II con distancia visual de 400m y altura de 30m y finalmente la CAT III con una distancia visual de 200m y una altura de decisión de 0m que cabe mencionar que estos son rarísimos y existen muy pocos en todo el mundo, los ILS más avanzados se encuentran en Europa. Es importante señalar que en México la categoría que más se ha implantado en los aeropuertos y pistas es la CAT I.

El sistema ILS referente al equipo terrestre, puede ser implementado en cualquier lugar siempre y cuando se tengan las consideraciones necesarias y básicas para su funcionamiento. Estas son dadas principalmente a nivel internacional por la ICAO; sin embargo, en México existen otros organismos que norman los sistemas de aterrizaje, como son ASA (Aeropuertos y Servicios Auxiliares), DGAC (Dirección General de Aeronáutica Civil), SCT (Secretaría de Comunicaciones y Transportes), SDN (Secretaría de la Defensa Nacional) y SENEAM (Servicio a la Navegación en el Espacio Aéreo Mexicano) por nombrar los más importantes. Cualquier diseño debe cumplir con las normas y/o reglas determinadas por las organizaciones ya mencionadas ya que estos afectan directamente hacia puntos operativos, de seguridad, de construcción, conservación, etc. Además cabe mencionar que cada aeropuerto o pista de aterrizaje tiene su propio procedimiento de aterrizaje, el cual se representa visualmente en las cartas de navegación.

Existen lineamientos para la instalación de las antenas y casetas de dispositivos electrónicos de cada subsistema del ILS, que dependen de distancias críticas, del sistema radiante, plan de normas de los aeropuertos y pistas, costos de implementación (costo de las instalaciones), protección del

equipo y del personal de mantenimiento del mismo equipo, áreas críticas, etc.

Por la parte de la recepción y visualización de la información en los diferentes dispositivos de salida, se tiene gran variedad como ejemplo en las aeronaves más modernas cuentan con diversas pantallas a color dando una mejor presentación de la información hacia el piloto. Es importante señalar que estos dispositivos y sus interfaces deben tener una gran rapidez en cuanto a su respuesta ya que esto es vital para la toma de decisiones del piloto.

El equipo de a bordo del ILS está formado por tres componentes básicos: tres antenas con sus líneas de transmisión, una unidad selectora y dos unidades indicadoras, una para las radiobalizas y la otra para el localizador y la trayectoria de planeo. El tablero de control también es triple y cuenta con tres fuentes de alimentación independientes para cada función del ILS, el ILS izquierdo, central y derecho.

El sistema ILS es un sistema de receptores triple ya que está formado por el sistema ILS izquierdo, central y derecho; cada uno cuenta con un receptor, una antena de trayectoria de planeo, una antena de localizador y un tablero de control. Los tres sistemas operan al mismo tiempo.

El sistema ILS cuenta con una serie de dispositivos de alerta y/o prueba en los sistemas de a bordo de la aeronave; en el tablero frontal del receptor del ILS se muestra una luz roja (led de estatus) de falla en el receptor de la autoprueba o la indicación de "DATA IN" de que los datos de entrada del tablero para la autoprueba han fallado. En el tablero de control del ILS se tiene un dispositivo de prueba que genera señales para los receptores como prueba de mantenimiento. En el EHSI se muestran varios indicadores de falla como son el de frecuencia inválida para la sintonía de ILS, el de la desviación de la trayectoria de planeo inválida y la desviación del localizador inválida. En el EADI se tiene una alarma de desviación del ILS que se muestra con el cambio de color de blanco a amarillo de las escalas de la trayectoria de planeo y del localizador así como el puntero centellando. También en el EADI se muestran varios indicadores de falla como son una desviación de la trayectoria de planeo inválida y la desviación del localizador inválida. Se maneja una prueba conocida como BITE lógico, es una prueba y monitoreo de todos los componentes de los receptores del ILS, cualquier falla es grabada en la memoria volátil de fallas; también se muestran estas fallas a través de leds de señalización por medio de estatus.

Por último, el desarrollo de esta tesis manejó el enfoque de la importancia del ILS así como de todos sus componentes terrestres y de abordaje. El ILS tiene la cobertura, confiabilidad y rapidez para proporcionar la información en tiempo real del guiado de acimut, cenit y distancia para cualquier aeronave que esté dentro de las frecuencias definidas para ILS. Todo sistema ILS debe cumplir ciertas normas de seguridad y funcionamiento de acuerdo a organizaciones internacionales y nacionales ya que cada país tiene sus propios lineamientos; así mismo cada aeropuerto puede tener puntos que deben cumplirse para una operación ILS. El ILS es un sistema que ya tiene más de 60 años de funcionamiento en los aeropuertos más importantes de cualquier país y seguirá siendo la alternativa en caso de falla de cualquier otro sistema de aterrizaje como el de microondas o de satélite, o como complemento de estos mismos.

Debido a lo anterior considero que la investigación documental recabada en relación al ILS será de gran importancia como libro de texto para las asignaturas de aviónica y sistemas de navegación que se imparten actualmente en la carrera de Ingeniería Aeronáutica del IPN.

GLOSARIO

A

Acimut	Ángulo que con el meridiano forma el círculo vertical que pasa por un punto de la esfera celeste o del globo terráqueo. El término acimut se refiere a la dirección horizontal o rumbo magnético de un objeto o señal de radio. El norte verdadero es acimut cero.
Acopladores Híbridos	Un acoplador es un dispositivo que, por lo común, consta de inductores o capacitores o una combinación de ellos, para lograr una transferencia óptima de energía entre un amplificador u oscilador y la siguiente etapa.
ADF	(Automatic Direction Finder). Radiogoniómetro automático. Localizador de brújula.
Aerologación	Es la navegación isobárica, se basa en las presiones barométricas a lo largo de la ruta.
Aeronáutica	Ciencia que trata de la navegación aérea. Conjunto de medios y técnicas del transporte aéreo.
Aeróstato	Aparato lleno de un gas más ligero que el aire y que puede elevarse en la atmósfera.
AFCS	Sistema de control de vuelo automático
Almanaques	Calendario que comprende los días del año con indicaciones meteorológicas.
Antena de Cuadro	Antena loop ó direccional en la estación de tierra. Se llama antena de cuadro a toda antena de recepción o de transmisión, consiste en una o más vueltas de alambre que formen un cortocircuito de corriente directa.
Antena de Sentido	También llamada antena direccional, ya que está dirigida en un solo sentido. Antena unifilar en el avión.
Aproximación (APPR)	Es el vuelo hacia un punto; un modo de guía básico, dando guía lateral, longitudinal y vertical hacia un punto seleccionado y una altitud en radar. (APPR).
ARINC	(<i>Aeronautical Radio INC.</i>). Formato digital para las señales de comunicación aeronáutica.
ATARS	Servicio de asesoramiento y resolución de tráfico aéreo automático.

ATCRBS (*Air Traffic Control Radar Beacon System*). Sistema de radiobaliza para el informe del control del tráfico aéreo. Está formado por el sistema SSR y el sistema de radar primario.

Az-EI Acimut y Elevación.

B

B-CAS Sistema de evasión de colisiones por radiobaliza.

BCST Emisoras de radiodifusión comercial.

Barrera del calor Calentamiento debido a la fricción del aire con la superficie del avión, se presenta por arriba de mach 2.

BL En un DDR impar. Banda Lateral. Las señales de banda lateral son el resultado de la mezcla que se da entre la onda portadora y la señal modulada.

C

CAG Control Automático de Ganancia.

Canal X Respuesta de interrogación menor a 63 MHz.

Canal Y Respuesta de interrogación mayor a 63 MHz.

Cartas de Navegación También denominada carta náutica. Plano topográfico que incluye la batimetría de una zona de mar, el contorno de la costa y la posición de elementos puntuales de interés como faros, boyas, restos de naufragios, arrecifes, etc. Su utilización es básica para la navegación del buque, siendo obligatorio que éstos lleven un juego de cartas impresas, de detalle suficiente, correspondientes a sus zonas de navegación.

CDI (*Course Deviation Indicator*). Indicador de desviación del rumbo.

CLD 3D (*Course Line Computer*).

CPSK (*Code Pulse Shift Keying/Coherent Pulse Shift Keying*). Modulación por codificación de pulso.

CRT (*Cathode Ray Tube*). Tubo de rayos catódicos.

CV Caballos de fuerza. Unidad de potencia, ajena al sistema internacional de unidades (SI), en torno a 736 W y cuyo símbolo es Cv. En el sistema inglés de unidades, el horsepower (Hp) adopta un valor ligeramente diferente, igual a 746 W.

CW Sistemas de onda continua de pulsos y modulada. Señal continua: señal portadora (en general senoidal) que se utiliza para modulación o conmutación.

D

DABS Sistema de radiobaliza de direccionamiento discreto ó sistema de transmisión de datos.

DDM (*Difference Deph Modulation*). Diferencia en profundidad de modulación.

DDR Diagrama De Radiación.

DECCA Es un sistema británico de navegación por radio. El sistema trabaja en el intervalo de 70 a 130 KHz, o sea, aproximadamente la misma frecuencia del sistema norteamericano de radionavegación, Loran C. Es útil hasta alrededor de 200 millas náuticas.

DFDAU Unidad de adquisición de datos de vuelo digital.

Diodo
Varactor Conocido también como diodo capacitor de variación por voltaje o varicap, es una unión PN de polaridad inversa, cuya operación depende de su variación de polarización inversa en la unión determinando así cambios en su capacitancia interna.

Dipolo Antena formada por dos elementos activos. Cuando un átomo o una molécula tiene carga negativa y positiva que están separados en el espacio, el átomo o la molécula se le conoce como un dipolo eléctrico.

DME (*Distance Measuring Equipment*). Equipo radiotelemétrico. Sistema de telemetría por pulsos.

DPSK (*Digital Phase Shift Keying/Differential Phase Shift Keying*). Defasamiento diferencial. PSK diferencial: utiliza PSK sólo para enviar las diferencias entre bits sucesivos.

DSB Doble banda lateral. (LC o SC): señal cuyo espectro tiene dos bandas laterales balanceadas en forma simétrica con respecto a la frecuencia portadora.

E

EADI	(<i>Electronic Altitude Director Indicator</i>). Indicador electrónico de dirección de altitud.
EFIS	(<i>Electronic Flight Instrument System</i>). Sistema de instrumentos electrónicos de vuelo, es un generador de imágenes.
EHSI	(<i>Electronic Horizontal Situation Indicator</i>). Indicador electrónico de situación (ubicación) horizontal.
ERP	Potencia radiada efectiva.
Espectro	A cualquier intervalo o banda de frecuencias se le puede llamar espectro. A toda la gama de longitudes de onda electromagnéticas, desde la más larga hasta la más corta, se le llama espectro electromagnético.
ESV	Volumen de servicio extendido

F

FAA	(<i>Federal Aviation Agency</i>)
FCRS	Curso frontal seleccionado
FDRS	Sistema de grabación de datos de vuelo.
FFM	(<i>Far Field Monitor</i>). Monitor de campo lejano. Es una antena supervisora de la degradación de la superficie de rumbo.
FM	(<i>Fan Marker</i>). Radiobaliza de haz en abanico.
FMS	(<i>Flight Management System</i>). Sistema administrador de vuelo.

G

GCA	(<i>Ground Controlled Approach</i>). Sistema de aproximación-aterrizaje controlado desde tierra.
GPS	(<i>Global Positioning System</i>). Sistema de localización global. Se fundamenta en una intersección inversa en el espacio, lo que proporciona la situación de un punto por medio de cálculos informatizados una vez recibidas las ondas procedentes de diversos satélites.
GPWS	(<i>Ground Proximity Warning System</i>). Sistema de alarma de proximidad de terreno.

Gradiente	Es el ángulo de inclinación de cualquier parte de la superficie de la Tierra.
Ground Reference	Sistema con instalación en tierra.
GS	(<i>Glide Slope</i>). Trayectoria de descenso.
GP	(<i>Glidescope</i>). Senda de descenso. Estación transmisora que guía a la aeronave a lo largo de la superficie descendente con pendiente próxima a 3°.

H

Hidroavión	(<i>Clipper Flying Boats</i>). Avión que puede posarse en el agua y despegar de ella, esta provisto de flotadores.
HF	(<i>High Frequency</i>). Alta frecuencia, rango de 3 – 30 MHz.
HIS	Indicador de situación horizontal.
Homing	Procedimientos de recalada.

I

ICAO	(<i>International Civil Aviation Organization</i>).
IFR	(<i>Instrument Flying Relation</i>). Relación de vuelos instrumentales.
ILS	(<i>Instrument Landing System</i>). Sistema de aterrizaje por instrumentos.
ILS FM	(<i>ILS Fan Marker</i>). Radiobaliza del sistema de aterrizaje por instrumentos.
IM	(<i>Inner Marker</i>). Radiobaliza ubicada a 450m del umbral.
Impedancia	La impedancia es la resistencia al flujo de corriente alterna.
Interferómetro	Aparato de medida basado en las interferencias luminosas. El interferómetro es una forma de radiotelescopio en el cual se usan dos antenas en una configuración de fase. El interferómetro provee un mayor poder de resolución, usando dos antenas pequeñas, que es posible con una sola antena de radio. La técnica fue iniciada por dos radioastrónomos: Martín Ryle de Inglaterra y J. L. Pawsey de Australia.

INS	(<i>Inertial Navigation System</i>). Sistema de navegación inercial.
ISMLS	Sistema estándar provisional de aterrizaje por microondas.
J	
JTIDS	Sistema conjunto de distribución de información táctica.
JTMLS	Sistema táctico conjunto de aterrizaje por microondas.
K	
L	
LF	(<i>Low Frequency</i>). Baja frecuencia, rango de 30 – 300 KHz
LFM	(<i>Low-Powered Fan Marker</i>). Radiobaliza de haz en abanico de baja potencia.
LOC	(<i>LOCalizer</i>). Localizador.
LORAN	(<i>LOng Range aid to Navigation</i>). Loran es un sistema electrónico de navegación para barcos, que se basa en transmisión por radio. El nombre Loran se deriva de la fase descriptiva long range navigation. Siendo un sistema pasivo, el Loran no requiere transmisor en el barco receptor. Puede usarse para determinar la posición precisa de navegación (o las coordenadas únicas de latitud y longitud) del barco receptor. El Loran A original, llamado también Loran estándar, fue desplazado y sustituido por el Loran C.
LPD	Antena logaritmo-periódica.
LSB	(<i>Lower Side Band</i>). Banda lateral inferior
LZ	Localizador. Línea central de la pista. Estación transmisora que guía a la aeronave a lo largo del eje de la pista.
M	
MADGE	Equipo de guiaje digital de aeronaves por microondas.

Match	Relación entre la velocidad de un móvil y la del sonido en la atmósfera donde se efectúa la traslación.
MF	(<i>Medium Frequency</i>). Mediana frecuencia, rango de 300 – 3000 KHz.
MKR/BCN	Radiobaliza marcadora.
MLS	(<i>Microwave Landing System</i>). Sistema de aterrizaje por microondas.
MM	(<i>Middle Marker</i>). Radiobaliza ubicada a 1,050m del umbral.
MNPS	Especificaciones mínimas de navegación.
MRAALS	Sistema de aproximación y aterrizaje de la marina en sitios remotos.
MSBLS	Sistema de aterrizaje de los transbordadores espaciales.

N

NAV	Tipo de señal de audio
NDB	(<i>Non Directional Beacon</i>). Radiofaro no direccional.
Nmi	Millas náuticas.
Nudo	Unidad de velocidad equivalente a una milla (1852 m por hora). Unidad para la medida de la velocidad de los buques. Equivale a una milla marina por hora.

O

OBS	(<i>Omni Bearing Selector</i>). Selector del rumbo, para la escala de rumbo giratoria.
OM	(<i>Outer Marker</i>). Radiobaliza ubicada a 3.9 nmi del umbral.
OMEGA	El sistema electrónico OMEGA para la navegación es una red global de estaciones de radio de muy baja frecuencia que transmiten en las frecuencias de 10.2 a 13.6 KHz. OMEGA ofrece cobertura global completa con sólo ocho transmisores situados en posiciones estratégicas. Esto es posible por el largo alcance y la estabilidad durante día y noche de las señales de muy baja frecuencia.

OMNI	Sinónimo del sistema VOR. Radiobaliza omnidireccional de VHF.
Onda Portadora Modulada	Señal usada para transportar otra señal de más baja frecuencia y que ha sido puesta en ella para permitir su transmisión.
Onda Portadora de Radiofrecuencia OSV	Señal de radiofrecuencia que se utiliza para transportar la información de otra señal a través de la atmósfera. Volumen de servicio operacional.

P

PAR	(<i>Precision Approach Radar</i>). Radar de aproximación de precisión. El equipo PAR es independiente de cualquier sistema de navegación a bordo. Dicho equipo se sitúa en tierra y utiliza dos antenas que barren una horizontal y otra verticalmente. Las pantallas radar dan al controlador la posición del avión que aterriza, en acimut, distancia y altura, lo que permite una precisa determinación de la posición respecto al plano vertical que contiene al eje de la pista y respecto al plano inclinado que define la trayectoria de planeo.
PBL	En un DDR Par.
PDME	Equipo radiotelemétrico de precisión.
PSK	Conmutación de fase: conmutación de la fase de una senoidal para representar unos y ceros binarios.

Q**R**

Radar	Dispositivo para detectar aviones, buques, costas, cualquier clase de obstáculos, por medio de ondas radioeléctricas. El radar es la abreviatura de la expresión inglesa RAdio Detection And Ranging, o sea detección y telemetría por radio.
Radioaltímetro	Altímetro radioeléctrico, es un radar de altura de baja potencia.
Radioayuda	Equipo de ayuda que funciona a través de señales de radio.

Radiobaliza	Señalización radioelétrica de una ruta aérea ó marítima.
Radiofaro	(<i>Beacon</i>) Emisora que señala la ruta en la navegación marítima o aérea. Un radiofaro es una estación transmisora, por lo general de baja salida de potencia de radiofrecuencia, diseñada para ayudar a evaluar con fines de censura las condiciones de propagación. El radiofaro envía una señal estable con identificación frecuente por signo de llamada y localización geográfica. Al escuchar en la frecuencia del radiofaro, se verifican fácilmente las condiciones de propagación entre el radiofaro y una estación receptora.
Radionavegantes	Personas que se encargan de mantener los contactos por radio en un barco o avión.
Radomo	Parte estructural delantera de una aeronave.
Raids Aéreos	Etapas en que la aviación tiene auge en el diseño de aeroplanos más veloces para las travesías de menor tiempo.
R ALT	Altímetro de radar.
Red RC	Red de protección en los dispositivos electrónicos semiconductores de potencia. En los convertidores estáticos, conjunto de elementos que se interconectan con los dispositivos electrónicos semiconductores de potencia para realizar su protección. Entre estos circuitos destacan, en especial, los de protección contra sobrecorrientes, aunque físicamente no sean circuitos electrónicos específicos, y los conectados en paralelo con los dispositivos electrónicos semiconductores de potencia, que tienen como objetivo la protección contra las sobretensiones originadas por variaciones relativamente bruscas de la corriente o la tensión del circuito en un instante determinado, y la disminución de las pérdidas de conmutación durante la transmisión de conducción a corte y viceversa. Incluye según sea el caso, resistencias, condensadores, bobinas, varistores y componentes electrónicos semiconductores.
Rf	(<i>Radio Frequency</i>). Radiofrecuencia.

RMI	(<i>Radio Magnetic Indicator</i>). Indicador radiomagnético.
R-NAV	(<i>Area Navigation</i>). Navegación aérea.
RTCA	(<i>Radio Technical Committee for Aeronautics</i>). Comité Técnico de Radio para Aeronáutica.
RVR	(<i>Runway Visual Range</i>). Distancia visual de la pista.

S

SDM	Suma De Modulaciones.
Self Contained	Sistemas contenidos a bordo
Sextantes	Instrumento formado por un sector de 60° o la sexta parte del círculo, que sirve para medir ángulos y distancias. Instrumento manual de navegación astronómica que permite medir el ángulo sobre el horizonte de un cuerpo celeste. El sextante es un instrumento doble reflectante que mide el ángulo entre dos objetos al hacer coincidir los rayos de luz recibidos directamente desde un objeto y por reflexión de otro. Su uso principal es determinar la altitud (en grados de arco) de los cuerpos celestes sobre el horizonte.
SEP	Procesador de señales de un solo flanco.
SGSP	Procesador de señales de compuerta dividida.
Slant Range	Distancia oblicua
SPN-42	Radar automático de precisión para la aproximación a bordo de barcos.
SSR	(<i>Secondary Surveillance Radar</i>). Radar secundario de vigilancia.
SST	(<i>Super Sonic Transport</i>). Transporte Supersónico.
SSV	Volumen de servicio estándar.
STOL	(<i>Short TakeOff and Landing</i>). Aterrizaje a corta distancia.
Superheterodino	Aparato radiorreceptor en el que las oscilaciones producidas por la onda recibida son amplificadas por la combinación con las de un oscilador local.

T

Tablas de reducción	Son tablas de referencia que determinan la posición geográfica como son la latitud, longitud.
---------------------	---

TACAN	(<i>TACTical Air Navigation</i>). Navegación táctica aérea, es una forma de radionavegación que utiliza la aviación comercial y militar. Este sistema trabaja a las frecuencias ultra altas o de microondas, en las que la atmósfera tiene un efecto mínimo en la propagación electromagnética.
TILS	Sistema táctico de aterrizaje por instrumentos.
Tracking	Seguimiento de rutas magnéticas
Transmisor	Circuito que produce una señal para propósitos de radio fusión o comunicaciones. La señal podría constar de una corriente eléctrica, ondas de radio, luz, ultrasonido o cualquier otra forma de energía. Un transmisor convierte la información de audio o video en una señal que puede enviarse a un receptor lejano.
Transpondedor	Receptor transmisor que envía una señal de radio en cualquier momento en que recibe un comando por radio desde una estación distante. Un transpondedor es tanto un radiofaro como un relevador que contiene circuitos receptores así como transmisores en un solo paquete. Una señal de comando, conocida como interrogación, es necesaria para obtener una señal de regreso del transpondedor; esta señal se conoce como respuesta.
TRSB	(<i>Time Reference Scanning Beam</i>). Haz de exploración con referencia de tiempo.
U	
UHF	(<i>Ultra High Frequency</i>). Ultra alta frecuencia, rango de 300 – 3000 MHz.
USB	(<i>Upper Side Band</i>). Banda lateral superior.
V	
VHF	(<i>Very High Frequency</i>). Muy alta frecuencia, rango de 30 – 300 MHz.
VOR	(<i>Very high frequency Omnidirectional Range</i>). Radiobaliza omnidireccional de VHF.
VOR Doppler	Radiobaliza omnidireccional VHF para lugares críticos de ubicación de la estación.

VORTAC Es un DME que forma parte de un radiofaro TACAN militar.

VTOL (*Vertical TakeOff and Landing*). Aterrizaje vertical.

Z

Zeppelin Globo dirigible rígido de estructura metálica inventado por el conde Ferdinand Zeppelin.

BIBLIOGRAFÍA

- 1** Angel Corbasi Ortin. Sistemas de Navegación. Ed. Mc Graw Hill. Madrid 1998.
- 2** Charles Belore. Enciclopedia de la Electrónica Ingeniería y Técnica. Ed. Océano. Barcelona, España 1990. 1896 pp. Tomo 7.
- 3** H. Guyford Stever. Vuelo. Ediciones culturales internacionales. Colección científica de Time-Life. 200 pp.
- 4** Ignacio Domínguez y Santiago Perinal. La aviación. Biblioteca Salvat de grandes temas. Salvat Editores. 139 pp.
- 5** José Ma. Martínez. Diccionario Enciclopédico de Tecnología. Ed. Síntesis. España, 1995. Volumen I y II.
- 6** R. Arán Escuer y J. R. Aragoneses Manso. Sistemas de Navegación Aérea. Ed. Paraninfo. Madrid 1983. 167 pp.
- 7** Stan Gibilisco. Electrónica Diccionario Enciclopédico. Ed. Mc Graw Hill.
- 8** Sistemas de Navegación. Ed. Universidad Politécnica de Madrid.
- 9** Alfred R. López. Comments on "Effect of Wet Snow on the Null-Reference ILS System". IEEE transactions on aerospace and electronic systems. October 1994. Volume 30 Number 4. Pág.1086-1090.
- 10** Julián Márquez. La Calibración de Radioayudas. Revista nacional aeronáutica y espacial. Aerospacio No. 426 año XLII mar-abr 1982. Pág. 32.
- 11** Manual de Adiestramiento B-767. Aeroméxico. Navegación Vol. II. 390 pp.