

**ELABORACIÓN DEL MANUAL DE APLICACIÓN PARA LOS EQUIPOS  
QUE CONFORMAN LOS SISTEMAS DE NAVEGACIÓN AÉREA EN  
APROXIMACIÓN DE PRECISIÓN POR INSTRUMENTOS**

**ING. VICTOR HUGO ALOMÍA DÍAZ  
ING. WILSON DÍAZ CUBIDES  
ING. GERMAN RUSINKE BARRANTES**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
ESPECIALIZACIÓN EN AVIÓNICA  
NOVIEMBRE 5 2008**

**ELABORACIÓN DEL MANUAL DE APLICACIÓN PARA LOS EQUIPOS  
QUE CONFORMAN LOS SISTEMAS DE NAVEGACIÓN AÉREA EN  
APROXIMACIÓN DE PRECISIÓN POR INSTRUMENTOS**

**ING. VICTOR HUGO ALOMÍA DÍAZ  
ING. WILSON DÍAZ CUBIDES  
ING. GERMAN RUSINKE BARRANTES**

**PROYECTO DE GRADO, COMO REQUISITO PARA OPTAR EL TÍTULO  
DE ESPECIALISTA EN AVIONICA**

**ING JAIME RAMIREZ A  
Tutor.**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
ESPECIALIZACIÓN EN AVIÓNICA  
NOVIEMBRE 5 2008**

## CONTENIDO

|                                                                                         | Pág. |
|-----------------------------------------------------------------------------------------|------|
| TÍTULO DEL PROYECTO                                                                     | 1    |
| INTRODUCCIÓN                                                                            | 2    |
| 1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA                                                           | 3    |
| 1.1 ANTECEDENTES                                                                        | 3    |
| 1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA                                              | 5    |
| 1.3 JUSTIFICACIÓN                                                                       | 5    |
| 1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN                                                       | 6    |
| 1.4.1 Objetivo General                                                                  | 6    |
| 1.4.2 Objetivos Específicos                                                             | 6    |
| 1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO                                                | 6    |
| 2. MARCO DE REFERENCIA                                                                  | 7    |
| 2.1 MARCO TEÓRICO – CONCEPTUAL                                                          | 7    |
| 2.2 MARCO LEGAL O NORMATIVO                                                             | 7    |
| 3. METODOLOGIA                                                                          | 7    |
| 3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN                                                         | 7    |
| 3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMATICO DEL PROGRAMA | 7    |
| 3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN                                              | 8    |
| 3.4 HIPOTESIS                                                                           | 9    |
| 4. DESARROLLO INGENIERIL                                                                | 10   |
| 4.1 SISTEMAS DE APROXIMACIÓN DE PRECISIÓN ILS                                           | 10   |
| 4.1.1 Fundamentos                                                                       | 10   |
| 4.1.1.1 Radio propagación                                                               | 10   |
| 4.1.1.2 Antenas                                                                         | 10   |
| 4.1.1.3 Líneas de transmisión                                                           | 19   |
| 4.1.1.4 Conceptos de modulación espacial                                                | 21   |
| 4.1.2 Sistemas de aproximación por instrumentos (IIS Instrument Landing System)         | 30   |

|         | Pág.                                                                         |     |
|---------|------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 4.1.2.1 | Sistemas de aterrizaje por instrumentos (ILS)                                | 30  |
| 4.1.2.2 | Componentes del Sistema                                                      | 34  |
| 4.1.3   | Análisis detallado de un sistema ILS                                         | 38  |
| 4.1.3.1 | Principios de operación localizador                                          | 40  |
| 4.1.3.2 | Principios de operación senda de planeo (Glide Slope)                        | 58  |
| 4.1.4   | Conceptos de Mantenimiento y calibración                                     | 74  |
| 4.1.4.1 | Ajustes de antena                                                            | 75  |
| 4.1.4.2 | Instrumentos para mantenimiento de un sistema ILS                            | 77  |
| 4.1.5   | Generalidades                                                                | 78  |
| 4.1.5.1 | Documento 80'71 de OACI                                                      | 78  |
| 4.1.5.2 | Anexo 10 de OACI                                                             | 78  |
| 4.2     | CONSIDERACIONES GENERALES DE UNA MODIFICACIÓN A BORDO DE UNA AERONAVE        | 79  |
| 4.2.1   | Consideraciones regulatorias                                                 | 80  |
| 4.2.1.1 | Categoría de operación de la aeronave 80                                     | 80  |
| 4.2.1.2 | Consideraciones técnicas                                                     | 86  |
| 4.2.1.3 | Equipo abordado actual instalado                                             | 86  |
| 4.2.2   | Compatibilidad de la alteración                                              | 87  |
| 4.2.2.1 | Tecnología de la aeronave                                                    | 88  |
| 4.2.3   | Ejemplo sistema ILS precisión                                                | 90  |
| 4.2.3.1 | Consideraciones técnicas                                                     | 91  |
| 4.3     | TECNOLOGÍA GNSS Y SU APLICACIÓN EN SISTEMAS DE APROXIMACIÓN POR INSTRUMENTOS | 98  |
| 4.3.1   | Navegación satelital                                                         | 98  |
| 4.3.1.1 | Definiciones                                                                 | 98  |
| 4.3.1.2 | Introducción                                                                 | 100 |
| 4.3.1.3 | Sistema global de navegación por satélite (GNSS)                             | 101 |
| 4.3.1.4 | Otros usos civiles                                                           | 105 |
| 4.3.1.5 | Etapas de desarrollo del GNSS                                                | 105 |
| 4.3.1.6 | Etapas suplementaria                                                         | 105 |

|                                                              | Pág. |
|--------------------------------------------------------------|------|
| 4.3.1.7 Etapa primaria                                       | 105  |
| 4.3.2 Objetivo y aplicabilidad en Colombia                   | 106  |
| 4.3.2.1 Requerimientos de aeronavegabilidad                  | 106  |
| 4.3.2.2 Requisitos para la Operación                         | 107  |
| 4.3.2.3 Sensores de Navegación                               | 107  |
| 4.3.2.4 A probación del (DME)                                | 108  |
| 4.3.2.5 Proceso de confirmación de Desempeño                 | 108  |
| 4.3.2.6 El sistema FMS (Sistema de Gestión de vuelo)         | 109  |
| 4.3.2.7 Funciones del sistema FMS                            | 109  |
| 4.3.3 Sistema de posicionamiento (GPS)                       | 112  |
| 4.3.3.1 Uso del GPS como medio primario a la navegación      | 112  |
| 4.3.3.2 Generalidades del sistema y control                  | 112  |
| 4.3.4 Sistema de posicionamiento (GLONASS)                   | 113  |
| 4.3.5 Procedimientos (Rnav)                                  | 114  |
| 4.3.5.1 Empleo de Radio Ayudas                               | 115  |
| 4.3.5.2 B-RNAV                                               | 115  |
| 4.3.5.3 P-RNAV                                               | 116  |
| 4.3.5.4 Requisitos del Equipo de a bordo                     | 117  |
| 4.3.5.5 Instrucciones al ATC                                 | 117  |
| 4.3.5.6 Instrucción de Tripulaciones de Vuelo                | 117  |
| 4.3.6 Procedimientos RNP                                     | 118  |
| 4.3.6.1 Implementación del RNP                               | 119  |
| 4.3.6.2 Conceptos del desempeño                              | 120  |
| 4.3.7 El sistema geodésico mundial de 1984 (WGS-84)          | 121  |
| 4.3.7.1 Importancia del levantamiento geodésico              | 122  |
| 4.3.8 Sistemas de aproximación                               | 122  |
| 4.3.8.1 Aproximaciones de superposición (overlay approaches) | 122  |
| 4.3.8.2 Aproximaciones GPS autónomas (stand-alone)           | 123  |
| 4.3.9 Transición al sistema (GNSS)                           | 123  |
| 4.3.9.1 Transición al GPS                                    | 123  |

|                                                           | Pág. |
|-----------------------------------------------------------|------|
| 4.3.9.2 Transición al GPS/WAAS                            | 124  |
| 4.3.10 Aumentaciones                                      | 124  |
| 4.3.10.1 Sistemas de aumentación basados en tierra (GBAS) | 124  |
| 4.3.10.2 Diferencia entre el GBAS y el SBAS               | 126  |
| 4.3.10.3 Aumentación de área local (LAAS)                 | 126  |
| 4.3.10.4 Partes del LAAS:                                 | 127  |
| 4.3.10.4 Objetivos y Requerimientos del LAAS              | 128  |
| 4.3..6 Proceso de Transición al GPS/LAAS                  | 130  |
| 4.3.10.8 Implementación del sistema WAAS de la señal GPS  | 133  |
| 4.3.10.9 Capacidades de Navegación                        | 133  |
| 5. CONCLUSIONES                                           | 135  |
| 6. RECOMENDACIONES                                        | 136  |
| BIBLIOGRAFÍA                                              | 137  |
| ANEXOS                                                    | 139  |

## LISTA DE ANEXOS

Pág.

|          |                                             |
|----------|---------------------------------------------|
| Anexo A. | Equipo para mantenimiento de un sistema ILS |
| 140      |                                             |

## **LISTA DE TABLAS**

|                                                                                   | <b>Pág.</b> |
|-----------------------------------------------------------------------------------|-------------|
| <b>Tabla 1.     Diseño arreglo de antenas de 12 elementos para un localizador</b> | <b>52</b>   |
| <b>Tabla 2.     Diseño arreglo de antenas de 24 elementos para un localizador</b> | <b>55</b>   |
| <b>Tabla 3.     Guía Marco Técnico-Legal de una Modificación</b>                  | <b>74</b>   |
| <b>Tabla 4.     Consideraciones regulatorias</b>                                  | <b>91</b>   |
| <b>Tabla 5.     Algunos tipos de RNP</b>                                          | <b>121</b>  |
| <b>Tabla 6.     LAAS –Objetivos y Requerimientos</b>                              | <b>30</b>   |

## LISTA DE FIGURAS

|                                                                           | Pág. |
|---------------------------------------------------------------------------|------|
| Figura 1. Onda radiada - campos eléctricos y magnéticos                   | 9    |
| Figura 2. Disposición de dos antenas                                      | 10   |
| Figura 3. Disposición de dos antenas en campo lejano                      | 10   |
| Figura 4. Intensidad relativa de campo                                    | 11   |
| Figura 5. Radiación combinada de dos o más pares de antenas               | 14   |
| Figura 6. Teoría de imagen                                                | 16   |
| Figura 7. Suma de señales                                                 | 16   |
| Figura 8. Fase de los diagramas de radiación corrientes en fase           | 17   |
| Figura 9. Fase de los diagramas de radiación corrientes fuera de fase     | 18   |
| Figura 10. Efectos de proximidad                                          | 18   |
| Figura 11. Efectos de proximidad                                          | 19   |
| Figura 12. Distribución y monitoreo del EFGS                              | 20   |
| Figura 13. Adaptadores de impedancia                                      | 20   |
| Figura 14. Adaptación por medio de un stub                                | 21   |
| Figura 15. Señal portadora                                                | 21   |
| Figura 16. Señal modulada                                                 | 22   |
| Figura 17. Señal modulada en amplitud                                     | 22   |
| Figura 18. Señal AM observada en un analizador de espectro                | 23   |
| Figura 18.1. Componentes en frecuencia de una señal AM                    | 24   |
| Figura 19. Conformación de una señal AM por medio de osciladores          | 24   |
| Figura 20. Conformación de una señal AM por medio de desfasadores         | 25   |
| Figura 21. Representación vectorial de una señal AM en fase               | 26   |
| Figura 22. Representación vectorial de una señal AM desfasada 90°         | 27   |
| Figura 23. Circuito para retardar una señal con respecto a una referencia | 28   |
| Figura 24. Modulador Híbrido                                              | 28   |
| Figura 25. Espectro AM de una onda CSB en un sistema ILS                  | 29   |
| Figura 26. Espectro de una transmisión Doble Banda Lateral                | 29   |
| Figura 28. Características de ubicación de un sistema (ILS)               | 32   |
| Figura 30. Documento OACI                                                 | 34   |
| Figura 31. Instrumento de visualización de un localizador                 | 34   |
| Figura 32. Instrumentos de visualización de una senda de planeo           | 35   |
| Figura 33. Patrones del localizador                                       | 42   |

|            |                                                                      |    |
|------------|----------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 34. | Diagrama DDM                                                         | 43 |
| Figura 35. | Diagrama relativo de fase RF                                         | 43 |
| Figura 36. | Cobertura                                                            | 44 |
| Figura 37. | Sistema Localizador                                                  | 44 |
| Figura 38. | Ejemplo de un Transmisor del localizador                             | 45 |
| Figura 39. | Funciones principales del transmisor                                 | 45 |
| Figura 40. | Distribución de potencias                                            | 49 |
| Figura 41. | Unidades DDM                                                         | 50 |
| Figura 42. | Unidades DDM cuando no están en fase CSB y SBO                       | 51 |
| Figura 43. | Sistema de frecuencia simple                                         | 52 |
| Figura 44. | Patrón de radiación del arreglo de antenas de un localizador         | 53 |
| Figura 45. | Sistema de frecuencia dual                                           | 54 |
| Figura 46. | Patrones de radiación de transmisores “clearance y directivo”        | 56 |
| Figura 47  | Normarc 3525 Composite Course/Clearance DDM and SDM patterns         | 57 |
| Figura 48. | Reflexiones no deseadas                                              | 58 |
| Figura 49. | Plano Vertical                                                       | 59 |
| Figura 50. | Modelo de sistemas de antenas                                        | 60 |
| Figura 51. | Montaje de altura y patrones de radiación                            | 60 |
| Figura 52. | Cobertura del G/S                                                    | 61 |
| Figura 53. | Diagrama en bloques de la unidad de distribución                     | 64 |
| Figura 54. | Configuración y alimentación de la Antena Null Reference             | 66 |
| Figura 55. | Ángulo de trayectoria $\theta$                                       | 66 |
| Figura 56. | Patrones de radiación CSB y SBO de Null Referente                    | 66 |
| Figura 57. | Configuración y alimentación de la Sideband Referente                | 67 |
| Figura 58. | Patrones de radiación CSB y SBO de Sideband Referente                | 68 |
| Figura 59. | Configuración y alimentación de Efecto Captura                       | 69 |
| Figura 60. | Patrones de radiación CSB y SBO de Sideband Referente                | 70 |
| Figura 61. | Patrones de radiación CSB y SBO de Arreglo-M                         | 71 |
| Figura 62. | Requerimientos de ubicación de los terrenos                          | 73 |
| Figura 63. | Mark 10 localizer group                                              | 75 |
| Figura 64. | Marco técnico-legal de una modificación                              | 80 |
| Figura 65. | Implementación de sistema de aproximación de precisión               | 91 |
| Figura 66. | Opción 1, Receptor GPS/LAAS, bajo costo, en proceso de certificación | 92 |
| Figura 67. | Opción 2, Receptor multimodal (MMR), mayor costo, certificado TSO    | 93 |
| Figura 68. | Configuración original de la aeronave                                | 94 |
| Figura 69. | Localización antenas MD-80                                           | 95 |
| Figura 70. | Configuración opción 2 utilizando sistema receptor multimodal        | 96 |

|            |                                             |     |
|------------|---------------------------------------------|-----|
| Figura 71. | Localización antenas de la aeronave         | 97  |
| Figura 72. | Ruta habitual vs. Ruta directa              | 103 |
| Figura 73. | FMS para operación de 3 dimensiones         | 110 |
| Figura 74. | Retiro gradual del sistema VOR/ME           | 128 |
| Figura 75. | Retiro gradual del sistema ILS              | 131 |
| Figura 76. | Configuración sistema WASS en Latinoamérica | 132 |

.

**Nota de aceptación:**

---

---

---

---

---

---

---

**Firma del presidente del jurado**

---

**Firma del jurado**

---

**Firma del jurado**

Bogotá, D.C. Octubre de 2008

***Víctor Hugo Alomía Díaz***





## **AGRADECIMIENTOS**

Los autores expresan su agradecimiento a: a los ingenieros Oswaldo Hernández y, Alejandro García Director del programa de ing. Aeronáutica por su apoyo en el desarrollo de este evento que indudablemente va a tener repercusiones tanto en el entorno académico como en la industria aeronáutica y al profesor Jaime Ramírez por su aporte en lo académico y en el desarrollo de este trabajo.

## **TÍTULO DEL PROYECTO**

Elaboración del manual de aplicación para los equipos que conforman los sistemas de navegación aérea en aproximación de precisión por instrumentos.

## INTRODUCCIÓN

Teniendo en cuenta que los procesos de instalación, mantenimiento y calibración de los equipos que conforman los sistemas de navegación aérea para la aproximación de precisión por instrumentos en Colombia, ha sido implementada y puesta en servicio principalmente por el personal técnico extranjero proveniente de las empresas fabricantes de los equipos y que la transferencia de tecnología la ha recibido solo un pequeño grupo de Ingenieros y Técnicos nacionales, se hace necesario difundir este conocimiento al personal de Ingenieros y técnicos colombianos, a través de la presente guía técnica.

De otra parte, para mejorar la calidad e idoneidad del personal técnico con que cuentan las empresas aéreas y entidades aeronáuticas de educación dedicadas a esta especialidad, se requiere crear un documento de consulta que abarque el conocimiento sobre los equipos de navegación en tierra y abordó, que conforman los sistemas de aproximación de precisión por instrumentos. Este documento permitirá divulgar el conocimiento, presentar la teoría de funcionamiento, detallar los componentes principales y suministrar un marco de referencia adecuado al personal local.

En los procesos de desarrollo de los proyectos de esta especialidad se debe adquirir la capacidad para instalar, mantener y calibrar cada uno de los equipos electrónicos que lo componen, de acuerdo con las actuales normas de la UAEAC y las recomendaciones de la OACI y la FAA.

Este proyecto busca recopilar toda la información pertinente al desarrollo de las tecnologías involucradas en los procesos de aproximación de precisión a un aeropuerto y adaptarla a las condiciones de nuestro país, esto para que los nuevos ingenieros puedan iniciarse en estas áreas. Se incluyen los actuales sistemas ILS instalados en tierra y a bordo de las aeronaves y los nuevos proyectos de aproximación basados en la información de la redes satelitales.

## **1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**

### **1.1 ANTECEDENTES**

El crecimiento de tráfico aéreo a nivel global y la utilización de rutas de navegación convencionales punto a punto basadas en radioayuda han llevado a la industria aeronáutica y entes reguladores a enfrentarse a la problemática de la saturación de espacio aéreo con la consecuente problemática de congestión aérea, demoras en los vuelos, desgaste de recursos físicos y humanos en tratar de optimizar un modelo de espacio aéreo que ya se vislumbra llegando a la saturación en un corto plazo.

Ante esta situación la OACI y diferentes grupos de trabajo en América, Asia y Europa conformados por instituciones gubernamentales y asociaciones de aerolíneas han buscado métodos alternativos de optimizar el espacio aéreo y los sistemas de radioayuda y sistemas de aproximación por instrumentos, en esta último tema han existido iniciativas tales como la implementación de sistemas de aproximación adecuados al clima adverso tales como sistemas de aproximación CAT II, CAT III que permitan el uso de la infraestructura aeroportuaria de forma segura aún en situaciones meteorológicas extremas.

Otra iniciativa fue el desarrollo de nuevos sistemas de aproximación por instrumentos ILS diferentes al sistema convencional (LOC/GS) que produjo una solución denominada sistema de aproximación por microondas MLS que supera ampliamente las deficiencias del sistema ILS convencional pero que no ha llegado a ser popular por los costos de implementación tanto de tierra como abordo y se ha visto enfrentado al potencial de los sistemas de aproximación basados en sistemas satelitales que hoy día han dejado de ser temas lejanos para convertirse en una realidad reconocida por OACI y las diferentes naciones desarrolladas como la solución ha ser implementada para superar los problemas derivados del creciente aumento de tráfico aéreo.

Ante la realidad que es la implementación de sistemas de navegación y aproximación de precisión basada en sistemas satelitales y su coexistencia con los sistemas convencionales que nuestro país deberá mantener durante el periodo de transición entre la tecnología convencional y la tecnología futura es necesario conocer detalladamente los sistemas de aproximación de precisión, objeto del presente documento.

Presentamos a continuación los antecedentes de los sistemas ILS como medio introductorio para que el lector pueda asimilar los conceptos e información del presente documento.

## Sistema ILS convencional

Este sistema empezó a ser desarrollado desde 1929, aproximaciones experimentales satisfactorias a nivel de aerolínea comercial en 1938 y aprobación por la Administración Civil de Aviación de los estados en 1941.

Este sistema convencional utiliza señales de radio frecuencia VHF y UHF usando el concepto de profundidad de modulación de dos tonos de audio para brindar a la aeronave una señal de guía en el plano vertical y otra señal de guía en el plano horizontal, las instalaciones de tierra requiriendo unos arreglos de antena y transmisores altamente complejos para la época que facilitaron la instalación a bordo de la aeronave.

Este concepto ha sido ampliamente utilizado por mas de 60 años pero la tecnología actual y el afán de optimizar recursos lo deja hoy día como un sistema obsoleto con intentos de ser reemplazado por sistemas más eficientes como el sistema de aproximación por microondas MLS, utilizado principalmente en países Europeos como el reino Unido y en algunas aplicaciones militares pero que no llegó a ser popular dado su enfrentamiento con los sistemas de navegación y aproximación satelitales.

Los sistemas satelitales para navegación aérea ya son sistemas maduros, plenamente operativos y probados tanto para uso civil como militar, el planteamiento de la dependencia sobre el sistema GPS de los Estados Unidos ha sido superado pues hoy se cuenta también con el sistema soviético GLONASS, el sistema Europeo Galileo y versiones asiáticas tanto japonesas como próximamente China, para Latinoamérica aunque no existe un sistema de satélites propio de la región si se tiene la proyección de establecer un sistema de navegación satelital aumentado como lo plantea la OACI, en su proyecto RLA/03/902 SACCSA, suscrito por varias naciones latinoamericanas entre ellas Colombia de la siguiente manera:

- |      |                                                                                                                                                                                                                                                                  |
|------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1980 | La OACI reconoce las limitaciones de los sistemas actuales de navegación aérea, y la necesidad de mejorarlos para cubrir las necesidades de la aviación en el siglo XXI.                                                                                         |
| 1983 | La OACI establece un comité especial denominado <i>FANS</i> (future air navigation system) para estudiar, identificar y fijar nuevos conceptos y tecnologías que permita una evolución coordinada de los sistemas de navegación aérea en los siguientes 25 años. |

Limitaciones de los sistemas actuales y necesidad de introducir mejoras para poder satisfacer la demanda creciente de tráfico aéreo:

Aprobación a nivel mundial del concepto CNS/ATM en la 10ª conferencia de navegación aérea de la OACI (Montreal, 1991) con el respaldo de las compañías aéreas (IATA).

Recomendación principal: necesidad de la implantación progresiva a nivel mundial de un nuevo concepto de sistema CNS/ATM basado principalmente en satélites bajo la siguiente recomendación.

| Tipo de operación                                      | Precisión lateral 95% | Precisión vertical 95% | Integridad                                 | Tiempo de alarma | Continuidad                               | Disponibilidad  | Tipo de RNP Asociado |
|--------------------------------------------------------|-----------------------|------------------------|--------------------------------------------|------------------|-------------------------------------------|-----------------|----------------------|
| En ruta                                                | 2.0 NM (6)            | N/A                    | $1 \cdot 10^{-7}/h$                        | 5 min.           | $1 \cdot 10^{-4}/h$ a $1 \cdot 10^{-8}/h$ | 0.99 a 0.99999  | 20 a 10              |
| En ruta, Terminal                                      | 0.4 NM                | N/A                    | $1 \cdot 10^{-7}/h$                        | 15 s             | $1 \cdot 10^{-4}/h$ a $1 \cdot 10^{-8}/h$ | 0.999 a 0.99999 | 5 a 1                |
| Aproximación inicial, NPA, Salida                      | 220 m                 | N/A                    | $1 \cdot 10^{-7}/h$                        | 10 s             | $1 \cdot 10^{-4}/h$ a $1 \cdot 10^{-8}/h$ | 0.99 a 0.99999  | 0.5 a 0.3            |
| Aproximación Instrumental con Guiado Vertical (IPV I)  | 220 m                 | 20 m                   | $2 \cdot 10^{-7}$ por aproximación         | 10 sg            | $1 \cdot 8 \cdot 10^{-6}$ en 15 s         | 0.99 a 0.99999  | 0.3/125              |
| Aproximación Instrumental con Guiado Vertical (IPV II) | 16 m                  | 8 m                    | $1 \cdot 2 \cdot 10^{-7}$ por aproximación | 6 s              | $1 \cdot 8 \cdot 10^{-6}$ en 15 s         | 0.99 a 0.99999  | 0.3/50               |
| Aproximación de precisión CAT I                        | 16.0 m                | 6 m a 4.0 m            | $1 \cdot 2 \cdot 10^{-7}$ por aproximación | 6 s              | $1 \cdot 8 \cdot 10^{-6}$ en 15 s         | 0.99 a 0.99999  | 0.02/40              |

## 1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

**Bajo los antecedentes presentados y la realidad de implementar un sistema de navegación satelital nos vemos enfrentados a que no se cuenta actualmente con un documento guía para la puesta en servicio, adquisición, instalación, mantenimiento y calibración de un sistema de aproximación de precisión por instrumentos, siendo este uno de los sistemas críticos para la navegación aérea moderna, teniendo que depender de la asesoría y altos costos de mano de obra extranjera**

Es conveniente tener un documento que responda a las siguientes inquietudes:

- ¿Que características técnicas y funcionales deben tener los equipos que conforman los sistemas de navegación aérea requeridos en una aproximación de precisión?
- ¿Cuales deben ser los procesos de adquisición, instalación y calibración de los equipos constituyentes de estos sistemas?
- ¿Cómo debe ser la formación del personal técnico requerido para la operación de estos sistemas?
- ¿Cuales deben ser los procesos requeridos para que las autoridades rectoras de la navegación aérea avalen la operación del sistema y el personal que lo interviene?

## 1.3 JUSTIFICACIÓN

Este proyecto es importante para que el país pueda seguir desarrollando la industria aeronautica tanto en términos de seguridad aérea como en los costos de los servicios.

Una buena formación del personal técnico aeronautica es vital en el desarrollo de la industria aeronáutica por lo tanto una guía, objeto del presente trabajo, sería necesaria para que exista una sólida transferencia tecnológica.

Los participantes del presente proyecto tenemos una amplia experiencia en diferentes áreas de la industria aeronáutica es vital empezar a coordinar efectivamente estos trabajos, mediante este tipo de documentos, para una optimización de los servicios de transporte aéreo e ir vinculando experiencias de otro personal técnico.

Proveer una fuente de conocimientos técnicos, que apoye la toma de de decisiones y cubra las necesidades presentes y futuras en la implementación de un proceso de aproximación de precisión.

## **1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN**

### **1.4.1 Objetivo General.**

compilar y estructurar de manera detallada las teorías y prácticas implementadas en la industria aeronáutica nacional, un documento práctico que sirva como guía al personal de Ingenieros y Técnicos para explicar los procesos de adquisición, instalación y calibración de los equipos constituyentes de un sistema instrumental de aproximación de precisión tanto en tierra como abordó.

### **1.4.2 Objetivos Específicos**

- Analizar y clasificar la información sobre las tecnologías, requeridas en los procedimientos de aproximación de precisión a un aeropuerto. pasadas, presentes y futuras, implementadas en el mundo y en particular en Colombia.
- Determinar las condiciones de sostenibilidad de la actual estructura aeronautica y proyectarla hacia el futuro, incluyendo la navegación basada en la información satelital.
- Optimizar el uso de recursos técnicos y económicos de las empresas tanto privadas como estatales, requeridos en la implementación de estos sistemas, dando a conocer las diferentes tecnologías existentes mediante este documento.

## **1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO**

En el presente trabajo no se trata de diseñar nuevos sistemas de precisión para aproximación por instrumentos, sino de crear un manual práctico que sirva como guía al personal de Ingenieros y Técnicos y adquirir el conocimiento necesario de cada uno de los sub-sistemas que conforman un sistema de instrumentos de aproximación.

Con el presente manual se suplirá la necesidad para la actualización de los conocimientos del personal técnico, dedicado a la instalación y calibración de los instrumentos descritos en cada subsistema.

## **2. MARCO DE REFERENCIA**

### **2.1 MARCO TEÓRICO – CONCEPTUAL**

La Modulación de Amplitud Espacial (AM), es la base teórica de funcionamiento de los actuales sistemas de Radioayudas y en especial de los de Aproximación de Precisión, tanto en tierra como a bordo de las aeronaves, por este motivo se ha hecho énfasis en una presentación detallada de esta modalidad de transmisión.

La radionavegación por satélite, se basa en el cálculo de una posición midiendo las distancias de mínimo cuatro satélites, cuya posición es conocida, todo para determinar la exactitud de la ubicación final de las aeronaves. Mediante el tiempo de retardo en la llegada a una aeronave de una señal electrónica de sincronización que contienen el tiempo exacto en que fueron emitidas por un satélite, se puede determinar la distancia entre el satélite y la aeronave. La exactitud de esta información, permite ser utilizada en una aproximación de precisión a un aeropuerto. Estos conceptos se detallan en el presente documento.

En el mercado existen suficientes libros y documentos técnicos que nos pueden complementar este trabajo y tratarlos en forma resumida. (Véase bibliografía). Además, el desarrollo de la ingeniería electrónica a nivel Nacional, es bueno, como también la libertad de mercado existente, con suficientes libros y documentos técnicos que nos pueden ilustrar al respecto, ya que para este proyecto no se requieren muchos recursos económicos dado que la mayoría de los sistemas están instalados en el país y se cuenta con la disponibilidad para abordar éste conocimiento sin necesidad de una nueva adquisición.

### **2.2 MARCO LEGAL O NORMATIVO**

Este trabajo esta ajustado a las disposiciones de tipo legal establecidas por entidades internacionales como OACI, FAA, ICONTEC, RAC.

### **3. METODOLOGÍA**

El Trabajo de Investigación estuvo dividido en tres partes:

- Sistema de instrumentos abordo.
- Sistema de instrumentos en tierra.
- Nuevas tecnologías con enlaces satelitales.
- 

Estas partes se desarrollo con base en los manuales teóricos y prácticos de los diferentes equipos instalados actualmente, extrayendo la información concreta y precisa.

#### **3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN**

A continuación se define el enfoque que se empleo en la investigación, de acuerdo con las políticas que para ésta clase de trabajos han sido establecidas por la Universidad San Buenaventura y que comprenden:

· Empírico-analítico:

· Porque el trabajo está orientado como medio didáctico, ya que nuestro interés es el desarrollo del conocimiento técnico basado en el análisis e interpretación de los instrumentos abordo y en tierra, desde el punto de vista de su operación, mantenimiento e instalación.

#### **3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA**

Nodo aeronáutico, campo de investigación aviónica, sub líneas instrumentación y control de procesos, línea institucional y tecnología.

#### **3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN**

Las técnicas de recolección de información se basarán en los siguientes recursos apoyados por la disponibilidad de manuales de instalación, operación y de mantenimiento de los diferentes sistemas instrumentales:

Bases de datos, software para visualización, generación y ensamblaje de secuencias, programas para análisis de secuencias, Software para análisis e investigación, bases de datos locales o accesibles mediante redes de comunicaciones, literatura técnica y analítica, redes de comunicaciones.

### **3.4 HIPOTESIS.**

Con la elaboración de este documento todas las empresas vinculadas al área aeronautica se beneficiaran con la información sobre las características técnicas de los sistemas que soportan una aproximación de precisión.

Actualmente hay información dispersa sobre el funcionamiento, operación y normatividad en la instalación de los diferentes sistemas de aproximación de precisión. Unificando todos estos parámetros en un solo documento es un paso hacia delante en la asimilación de toda esta tecnología y simplifica la formación del recurso humano, parte vital en la seguridad aérea.

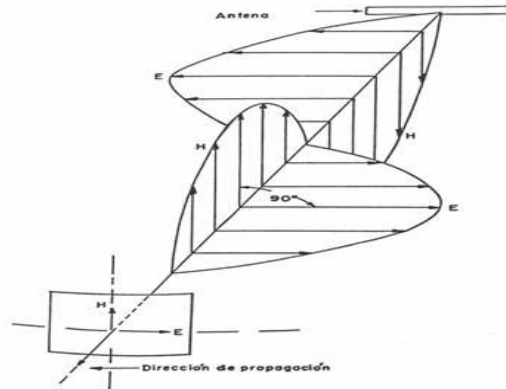
## 4. DESARROLLO INGENIERIL

### 4.1 SISTEMAS DE APROXIMACIÓN DE PRECISIÓN ILS

**4.1.1 Fundamentos:** en los sistemas ILS se involucran teorías de diferentes áreas de la Electrónica.

**4.1.1.1 Radio propagación:** la radiación de los diferentes equipos que conforman un sistema ILS es del tipo electromagnético con polarización horizontal. En la gráfica se puede visualizar el prototipo de transmisión.

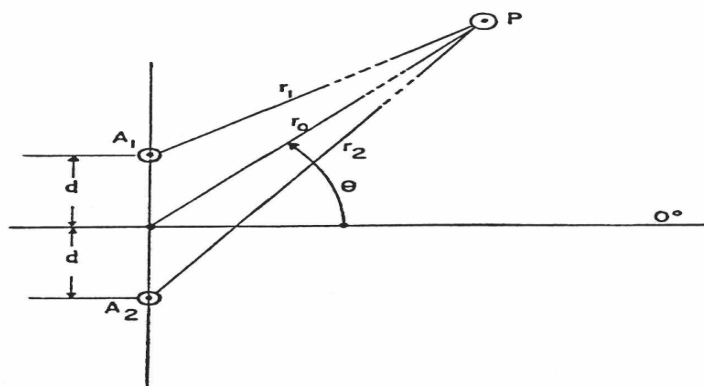
**Figura 1. Onda radiada - campos eléctricos y magnéticos**



Fuente: NERI VELA, Rodolfo. Líneas de Transmisión. Mc. Graw Hill Antenas y diagramas de Irradiación.

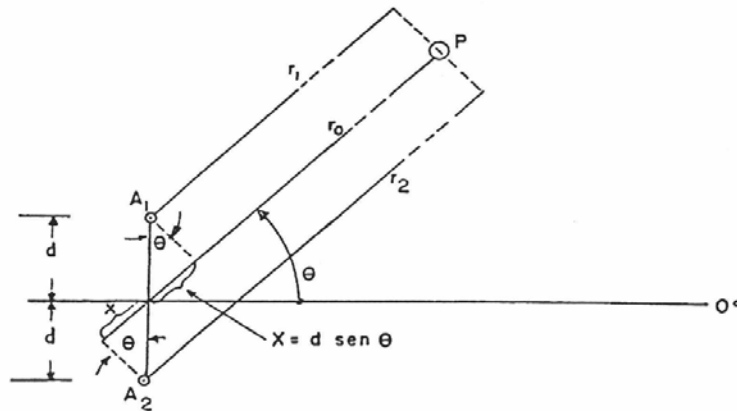
**4.1.1.2 Antenas:** generalmente en los sistemas de aproximación ILS se utilizan arreglos de antenas, el más elemental es el de dos componentes, como se ilustran en las figuras siguientes:

**Figura 2. Disposición de dos antenas**

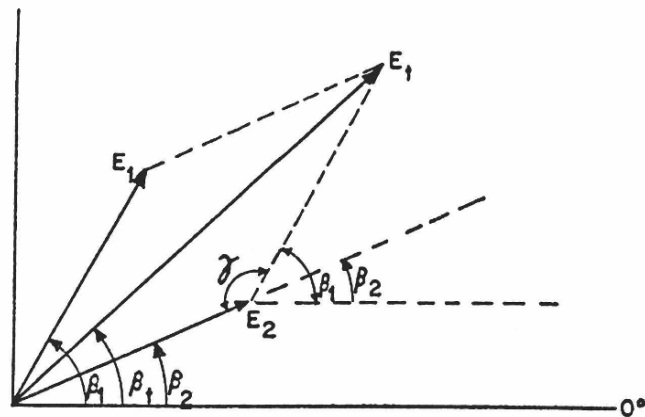


Fuente: Manual mantenimiento FAA.

**Figura 3. Disposición de dos antenas en campo lejano**



**Figura 4. Intensidad relativa de campo**



La primera figura corresponde a un tipo de radiación de campo cercano en donde aparecen dos antenas con radiación omnidireccional; en la segunda figura aparece las mismas dos antenas y en donde ya los rayos radiados se pueden afirmar que son paralelos esto para campo lejano; en la figura tres aparece la suma de los dos campos de las antenas en el espacio.

En la figura 4 se observa lo siguiente:

$$X = d \sin \theta$$

$$r_1 = r_0 - X = r_0 - d \sin \theta$$

$$r_2 = r_0 + X = r_0 + d \sin \theta$$

En donde d se expresa en grados eléctricos

· **Campo total radiado en cualquier punto del espacio:** los campos de un par, tiene la misma frecuencia y sus vectores representativos pueden sumarse para cualquier punto y así hallar el campo total, para esto:

$$E_t = E_1 + E_2 = E_1 / b_1 + E_2 / b_2 = E_t / b_t$$

Puede considerarse que la intensidad del campo radiado desde una antena es directamente proporcional a la magnitud de la corriente que le suministrara la antena, teniendo en cuenta que los valores son relativos, entonces.

$$E_1 \text{ relativa} = I_1 \text{ y } E_2 \text{ relativa} = I_2$$

Como la fase del campo radiado sufre un atraso de  $360^\circ$ , para cada longitud de onda que viaja, entonces se puede obtener la fase del campo en cualquier punto. Volviendo a la Figura 4, la distancia  $r_1$  es menor que  $r_0$ , y  $r_2$  es mayor que  $r_0$  en una cantidad igual ( $d \sin(\theta)$ ). En P los dos campos llevan atraso de fase debido a las distancias, por lo tanto se debe restar este atraso de la fase de las corrientes de antena correspondientes, por lo tanto:

$$\begin{aligned}\beta_1 &= \phi - (r_0 - a \sin \theta) \\ \beta_2 &= \phi - (r_0 + a \sin \theta)\end{aligned}$$

Donde  $\phi$  es la fase inicial de las corrientes de la antena, que para este caso particular son iguales, en algunos eventos pueden estar en contrafase.

Como  $r_0$  es igual, puede ignorarse, por lo tanto la fase relativa será:

$$\begin{aligned}\beta_{1 \text{ relativa}} &= \phi + a \sin \theta \\ \beta_{2 \text{ relativa}} &= \phi - a \sin \theta\end{aligned}$$

Con las ecuaciones anteriores, obtenemos:

$$\begin{aligned}E_1 &= I_1 / \phi_1 + a \sin \theta \\ E_2 &= I_2 / \phi_2 - a \sin \theta\end{aligned}$$

- **Intensidad relativa de campo:** la Figura 4 representa  $E_t$  si se obtiene por adición geométrica de  $E_1$  y  $E_2$  por el método del paralelogramo, usando el teorema del coseno:

$$E_t = \sqrt{E_1^2 + E_2^2 - 2E_1E_2 \cos \gamma} \quad \text{pero como}$$

$\gamma = 180^\circ - (\beta_1 - \beta_2)$ , entonces

$$E_t = \sqrt{E_1^2 + E_2^2 - 2E_1E_2 \cos 180^\circ - (\beta_1 - \beta_2)}$$

Como  $\cos(180^\circ - \theta) = -\cos \theta$ , se tiene

$$E_t = \sqrt{E_1^2 + E_2^2 + 2E_1E_2 \cos(\beta_1 - \beta_2)}$$

Se puede hallar de manera similar la ecuación para la fase relativa del campo combinado:

$$\beta_t = \arctan \frac{E_1 \sin \beta_1 + E_2 \sin \beta_2}{E_1 \cos \beta_1 + E_2 \cos \beta_2}$$

Desde un par de antenas existen dos ondas electromagnéticas que se propagan en el espacio hacia el punto de recepción. En este punto, la tensión total es la suma vectorial de las tensiones de las dos ondas.

La ganancia de un arreglo ( $G_{\text{arreglo}}$ ) es el producto de la ganancia de una antena como la LPDA ( $G_{\text{LPDA}}$ ) comúnmente usada y la ganancia del arreglo con antenas isotrópicas ( $G_a$ ) modificada por la ganancia del lóbulo principal ( $G_r$ ):

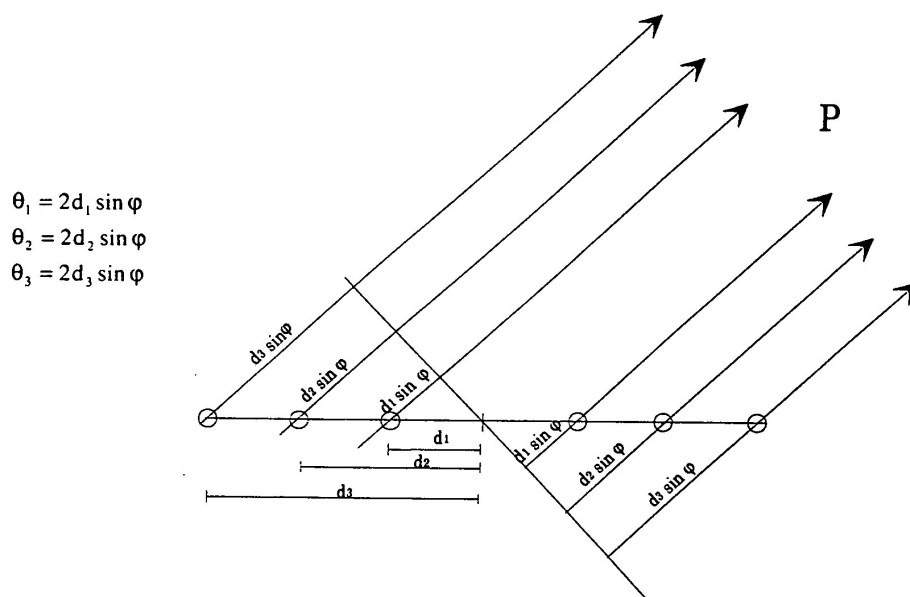
- **Arreglo múltiple de antenas:** el análisis de un arreglo de antenas de más de dos elementos se basa en la superposición de los patrones de radiación de cada par de antenas. Para simplificar la expresión el punto de referencia de fase es tomado en el centro del arreglo de antenas.
- **Radiación combinada de dos o más pares de antenas:** todos los sistemas de antenas de la radioayuda ILS consisten de varias combinaciones de pares en fase y pares fuera de fase. Las propiedades básicas de los sistemas de antenas del localizador, trayectoria de planeo están en términos de dos pares con un centro común y que son alimentados con corrientes que están:
  1. en fase en ambos pares,
  2. fuera de fase en ambos pares,
  3. en fase un par o fuera de fase en el otro par.

En 1 y 2, los campos combinados de los pares estarán en fase o fuera de fase en todas las direcciones. El campo total se puede hallar sumando algebraicamente las magnitudes de las intensidades de campo.

En 3, si un sistema consiste de un par en fase y de un par fuera de fase, existen condiciones especiales para poder sumar los campos algebraicamente. Como para el par en fase  $\beta_t = \phi$  o  $\phi + 180^\circ$ , para el par fuera de fase  $\beta_t = \phi \pm 90^\circ$ , se puede sumar algebraicamente los dos campos combinados de los dos pares, si las corrientes en un par están en cuadratura con las corrientes del otro par. Esto es utilizado por el sistema del localizador del ILS, en el cual los pares de antenas de bandas laterales tienen corrientes con un ángulo de fase relativo  $0^\circ$  y  $180^\circ$ , y el par de antenas de la portadora tiene corrientes con un ángulo de fase relativo de  $90^\circ$ , por lo tanto la radiación efectiva en cualquier dirección es igual a la suma algebraica de los campos combinados individuales.

Para demostrar el funcionamiento teórico de estos arreglos se tomará como ejemplo un arreglo de seis antenas isotrópicas ubicadas simétricamente alrededor de un centro 0, como es mostrado en la Figura 5.

**Figura 5. Radiación combinada de dos o más pares de antenas**

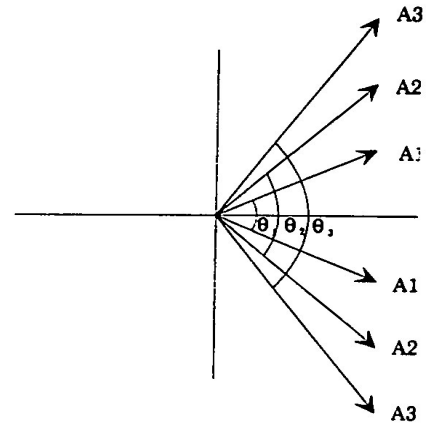


Fuente: Manual ILS Normarc.

$$E_1 = 2A_1 \cos\left(\frac{\theta_1}{2}\right)$$

$$E_2 = 2A_2 \cos\left(\frac{\theta_2}{2}\right)$$

$$E_3 = 2A_3 \cos\left(\frac{\theta_3}{2}\right)$$



Con referencia de la radiación desde una antena en el origen, la fase de radiación desde las tres antenas de la izquierda del origen está atrasada, y la fase de radiación desde las antenas en la derecha está avanzada.

La radiación total desde las seis antenas es:

$$\begin{aligned} E_a(\varphi) &= 2A_1 \cos(kd_1 \sin\varphi) + 2A_2 \cos(kd_2 \sin\varphi) + 2A_3 \cos(kd_3 \sin\varphi) \\ &= \sum_{n=1}^3 A_n \cos(kd_n \sin\varphi) \end{aligned}$$

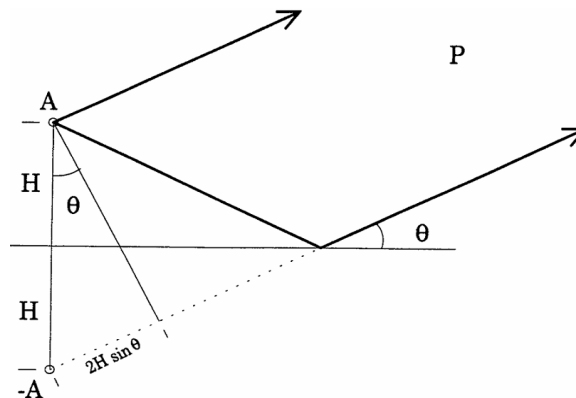
Para las antenas diferentes a las isotrópicas, el patrón total de radiación debe incluir el patrón de la antena,  $E_e(\varphi)$ .

$$E_{\text{total}}(\varphi) = E_e(\varphi) \cdot E_a(\varphi)$$

**Teoría de imagen:** considerando una antena polarizada horizontalmente (A) sobre un terreno plano Figura 6. En el campo lejano los rayos desde estas antenas consisten de dos componentes, la señal radiada directamente y la señal reflejada por el terreno. Ambas señales pueden considerarse en paralelo una de la otra.

La radiación de la señal reflejada puede estar representada por una antena imagen (-A) localizada a una distancia (H) debajo de la tierra.

**Figura 6. Teoría de imagen**



Fuente: Manual ILS Normarc

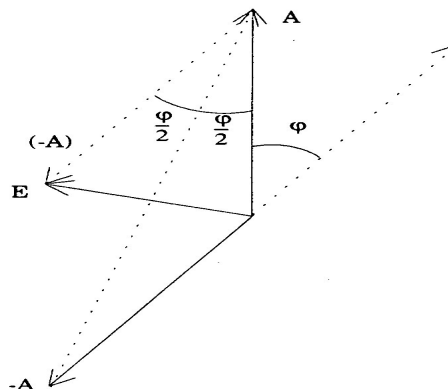
**$2H \sin\theta$**  es la longitud adicional del patrón de la señal de la antena imagen. La señal reflejada será cambiada  $180^\circ$  de fase en el punto de reflexión; en adición el retraso de fase será igual a  **$2H \sin\theta$**  y será sumada a la señal reflejada como se ve en el punto P.  $\phi$  es el equivalente a la fuerza de la señal eléctrica.

$$\phi = \frac{2\pi}{\lambda} 2H \sin\theta$$

$$\frac{\phi}{2} = \frac{2\pi}{\lambda} 2H \sin\theta$$

La figura 6 muestra los vectores de la señal directa (A), la señal reflejada (-A) y la suma de las señales (E) en el punto P.

**Figura 7. Suma de señales**



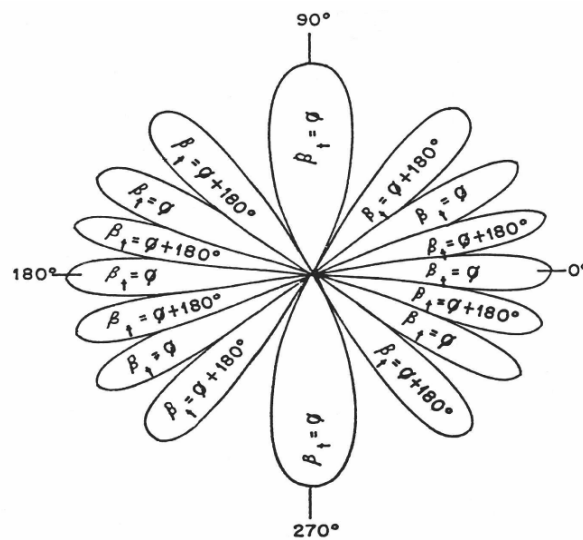
Fuente: Manual ILS Normarc.

$$E = 2A \sin \frac{\phi}{2}$$

$$E = 2A \sin \left( \frac{2\pi}{\lambda} H \sin \theta \right)$$

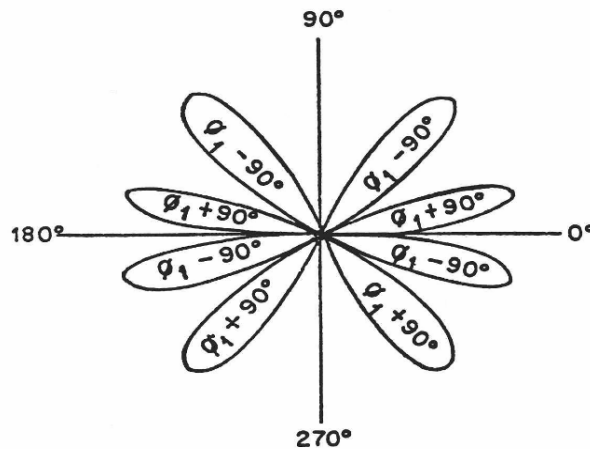
En las figuras 8 y 9, se pueden observar dos ejemplos típicos de patrones de radiación cuando las corrientes están en fase y en contrafase respectivamente.

**Figura 8. Fase de los diagramas de radiación corrientes en fase**



Fuente: Manual mantenimiento FAA.

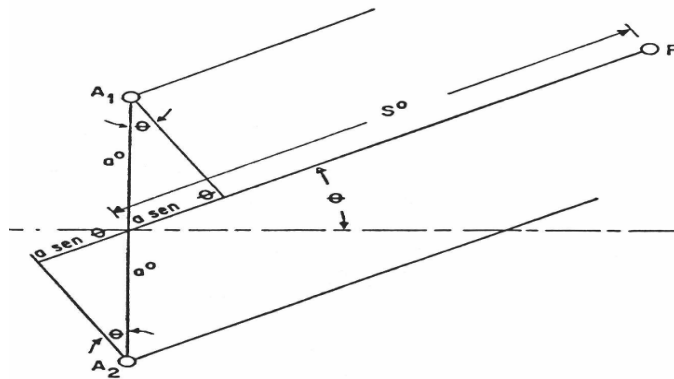
**Figura 9. Fase de los diagramas de radiación corrientes fuera de fase**



Fuente: Manual mantenimiento FAA.

- **Efectos de proximidad:** anteriormente se había considerado que la distancia entre el sistema de antenas y punto de recepción era demasiado grande en comparación a la separación entre antenas.

**Figura 10. Efectos de proximidad 1**



Fuente: Manual mantenimiento FAA.

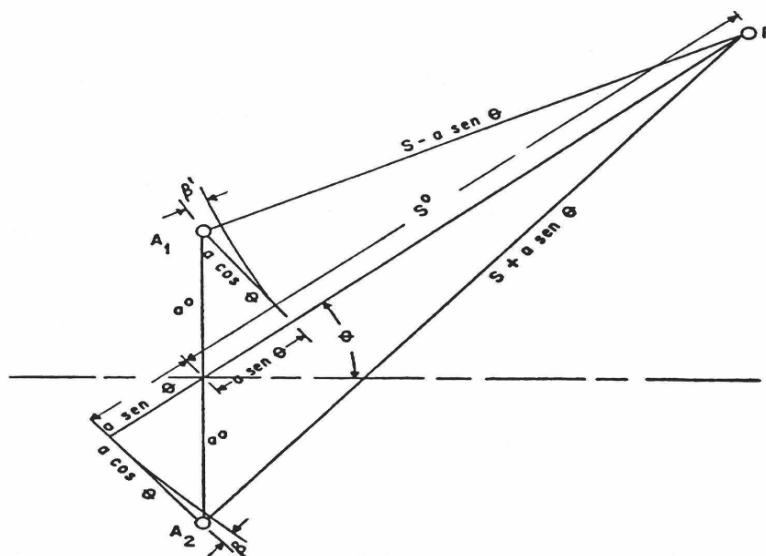
La suposición de líneas paralelas puede producir errores considerables. En la Figura 10, el avance de fase de las señales provenientes de la antena  $A_1$  es exactamente igual al atraso de fase de las señales de la antena  $A_2$ . Como las señales radiadas desde las antenas tienen igual magnitud, la resultante, en un punto tendrá una fase que parecerá que la señal proviene del centro del sistema.

En cercanías, la radiación de cada antena tendrá que recorrer caminos más largos que si proviniera del centro del sistema. La longitud de los caminos aumenta  $\beta'$  y  $\beta''$ . La radiación de la antena  $A_1$  atrasa con respecto a la distancia de referencia en el ángulo  $\beta'$ , y la radiación de la antena  $A_2$  atrasa con respecto a la distancia de referencia en el ángulo  $\beta''$ .

$\beta'$  y  $\beta''$  no tienen magnitudes exactamente iguales, porque son derivados de arcos de diferente radio desde P.  $\beta''$  es levemente menor que  $\beta'$ . Como las radiaciones de  $A_1$  y  $A_2$  son de igual magnitud, el ángulo  $\beta$  (atraso de fase de la señal resultante recibida cerca del sistema con respecto a la señal resultante recibida en el campo alejado), puede expresarse como:

$$\beta = -\frac{\beta' + \beta''}{2}$$

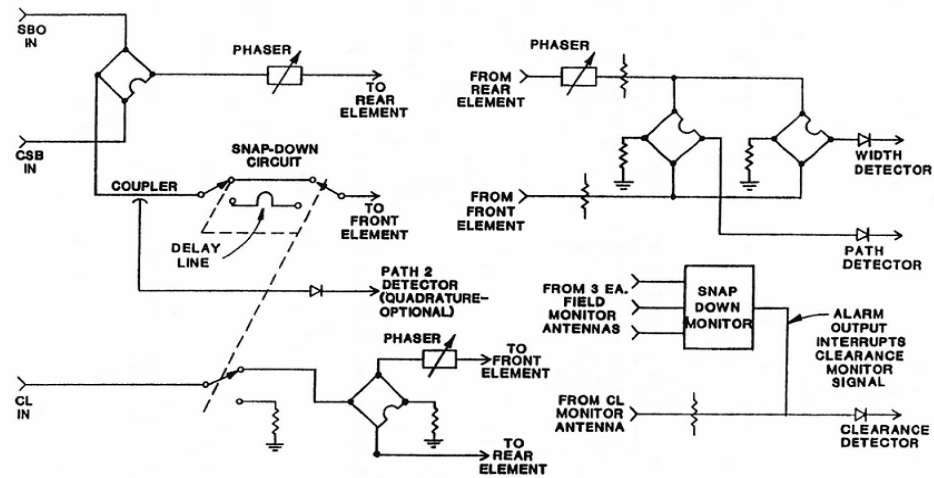
**Figura 11. Efectos de proximidad 3**



Fuente: Manual mantenimiento FAA.

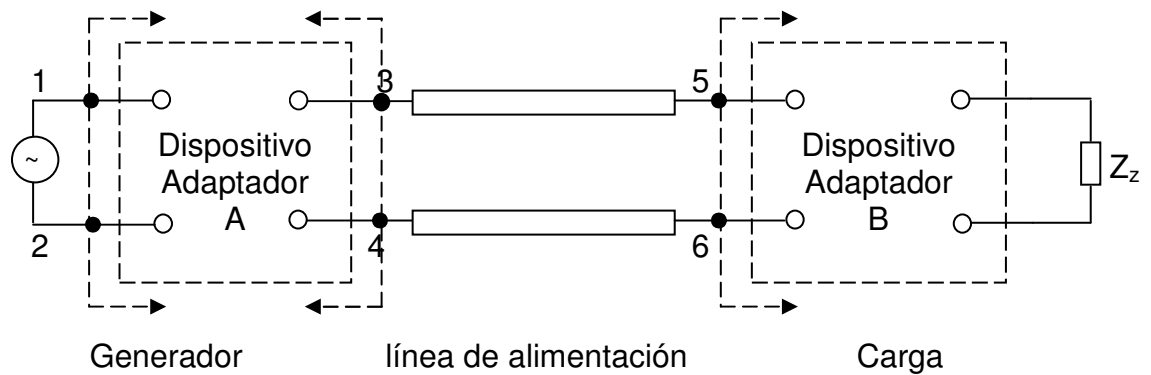
**4.1.1.3 Líneas de transmisión:** el uso más común de la línea de transmisión en un sistema ILS es retardar una señal con respecto a una referencia para hacerlas coincidir generalmente en el espacio. El control PHASER hace esta función. Notamos que los otros conceptos como acople de impedancias etc., también son utilizados en toda su magnitud.

**Figura 12. Distribución y monitoreo del EFGS**



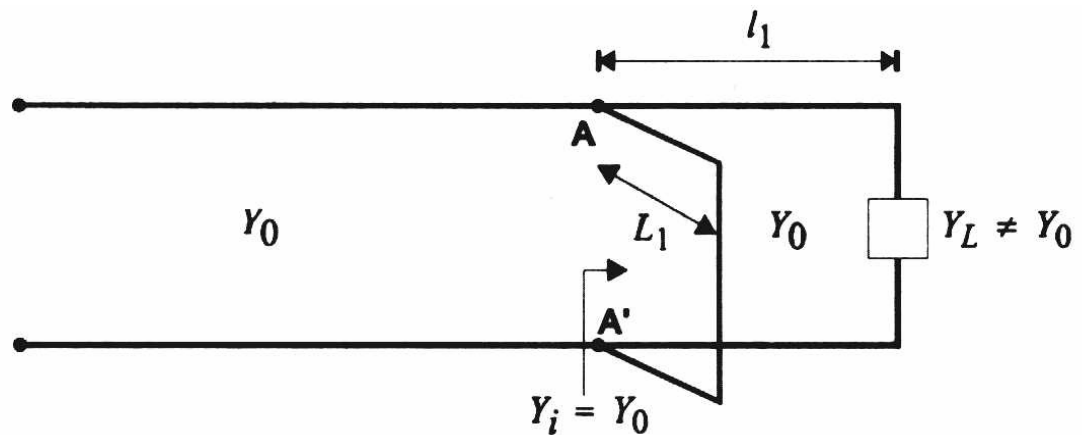
Fuente: Manual ILS Normarc.

**Figura 13. Adaptadores de impedancia**



Fuente: NERI VELA, Rodolfo. Líneas de Transmisión.

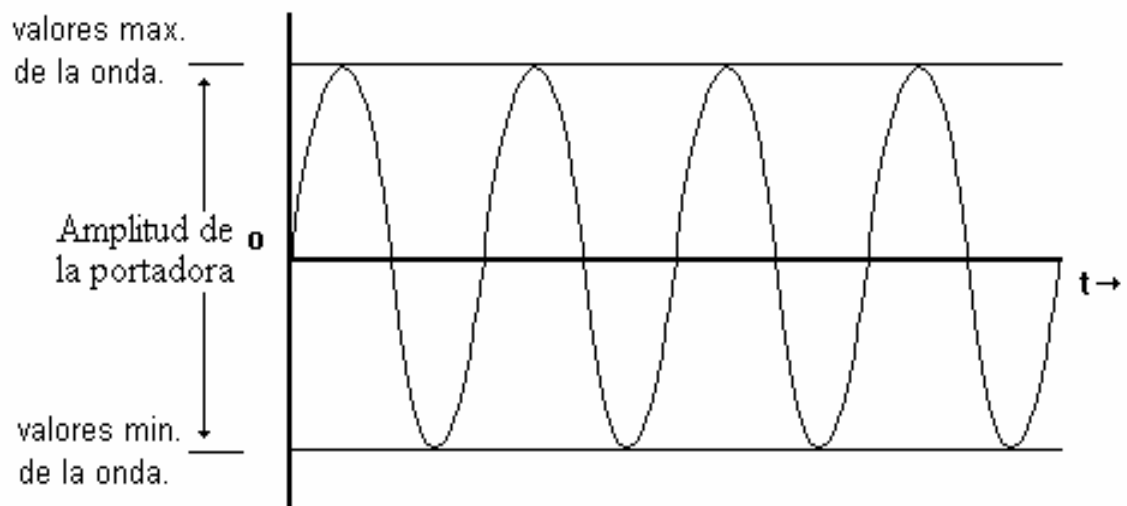
**Figura 14. Adaptación por medio de un stub**



Fuente: NERI VELA, Rodolfo. Líneas de Transmisión.

**4.1.1.4 Conceptos de modulación espacial:** portadora, es una señal de radio frecuencia RF, de amplitud, frecuencia y fase constante

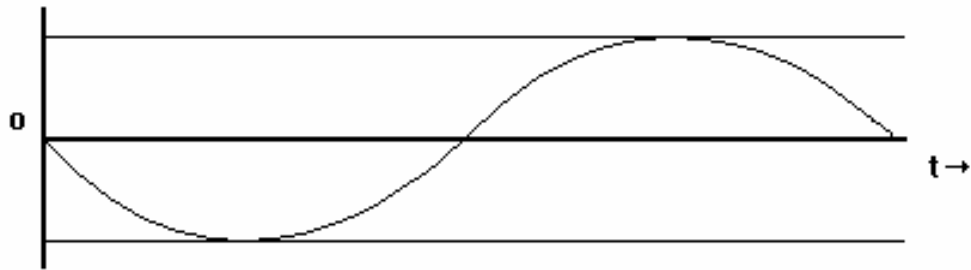
**Figura 15. Señal portadora:**  $e_c(t) = E_c \text{ Sen}(2\pi fct)$



Fuente: Manual instrucción Aerocivil.

Moduladora, generalmente es una onda de baja frecuencia, de amplitud frecuencia y fase constante.

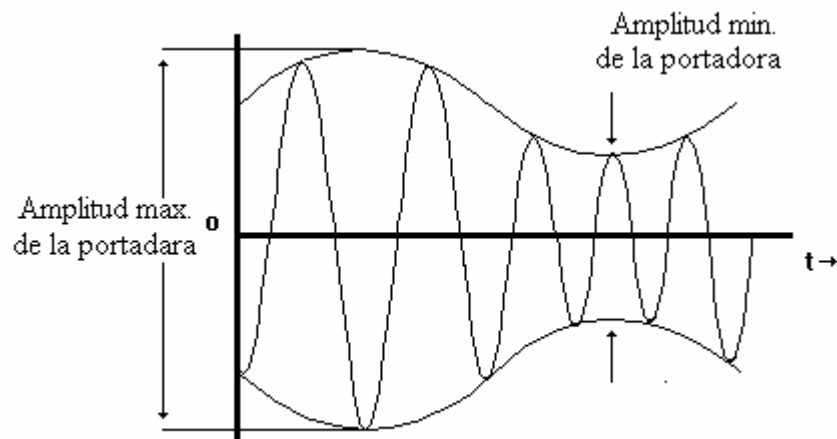
**Figura 16. Señal modulada:**  $e_m(t) = Em \text{ Sen } (2\pi f_m t)$



Fuente: Manual instrucción Aerocivil.

Amplitud modulada, mediante circuitos electrónicos o sumándose en el espacio se puede lograr una señal AM.

**Figura 17. Señal modulada en amplitud**



$$e_{am}(t) = (A_c + A_m \text{ Sen}(2\pi \cdot f_m \cdot t)) \cdot \text{Sen}(2\pi \cdot f_c \cdot t)$$

$$e_{am}(t) = A_c \left(1 + \frac{A_m}{A_c} \cdot \text{Sen}(2\pi f_m \cdot t)\right) \cdot \text{Sen}(2\pi f_c \cdot t)$$

$$e_{am}(t) = A_c (1 + m \cdot \text{Sen}(2\pi f_m \cdot t)) \cdot \text{Sen}(2\pi f_c \cdot t)$$

Fuente: Manual instrucción Aerocivil

Donde el porcentaje de modulación  $M$  se define como:

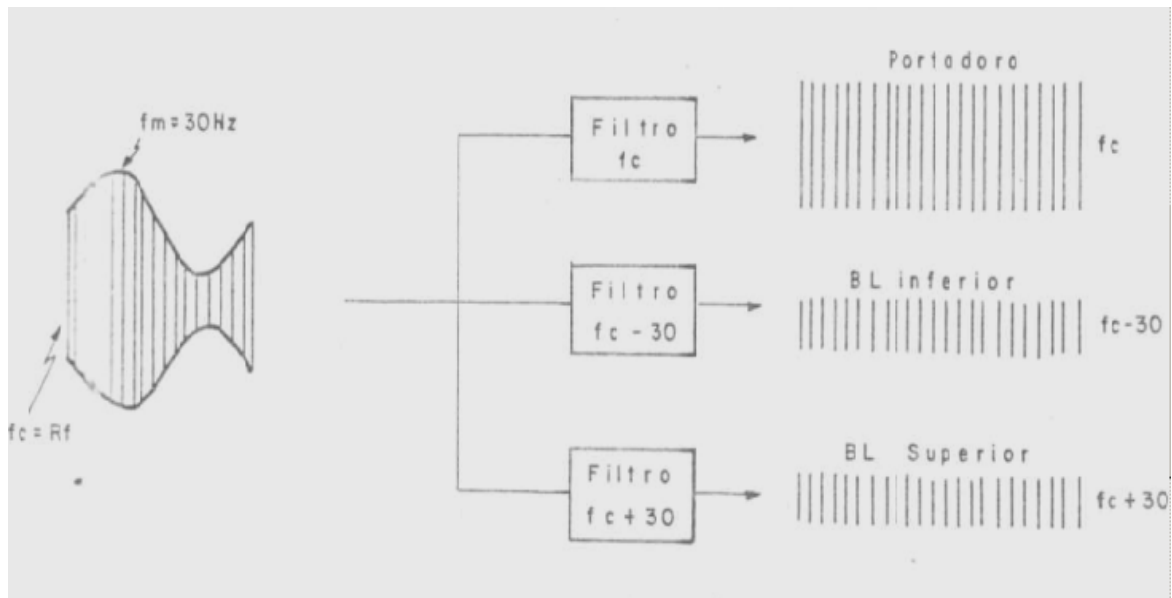
$$m = \frac{A_m}{A_c}$$

Entonces al reemplazar, se obtiene:

$$e_{am}(t) = A_c \text{Sen}(2\pi f_c t) - \frac{mA_c}{2} \text{Cos} 2\pi(f_c + f_m)t + \frac{mA_c}{2} \text{Cos} 2\pi(f_c - f_m)t$$

Como se observa, dentro del espectro en frecuencia, hay tres señales sinusoidales una portadora y dos bandas laterales (superior e inferior).

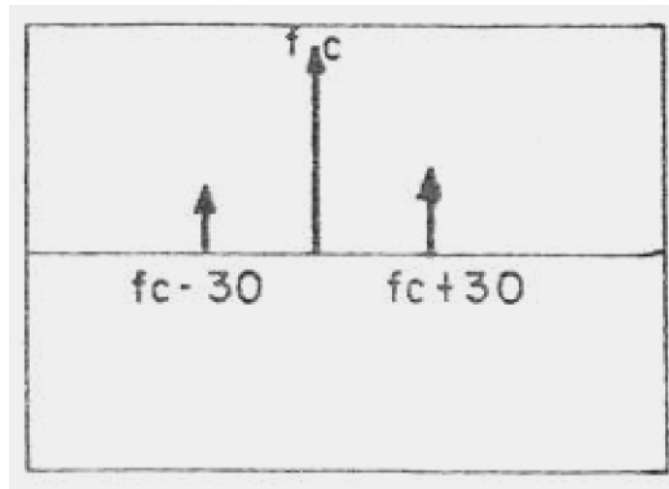
**Figura 18. Señal AM observada en un analizador de espectro**



Fuente: Manual instrucción Aerocivil

De observarse esta señal en un analizador de espectro, se obtendría lo siguiente:

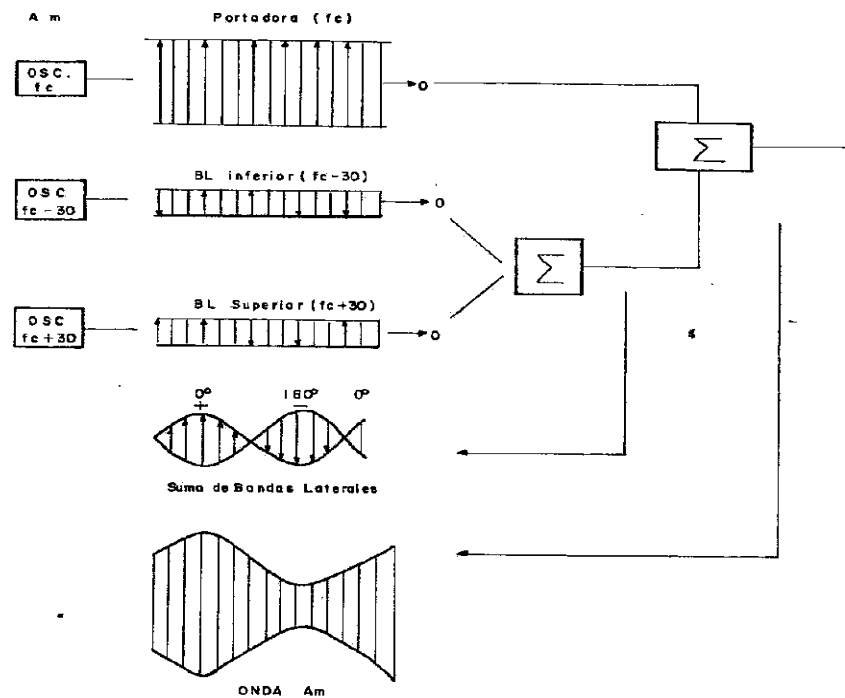
**Figura 18.1. Componentes en frecuencia de una señal AM**



Fuente: Manual instrucción Aerocivil.

**Figura 19. Conformación de una señal AM por medio de osciladores**

Acorde con este criterio, una señal AM se puede conformar de la siguiente manera



Fuente: Manual instrucción Aerocivil

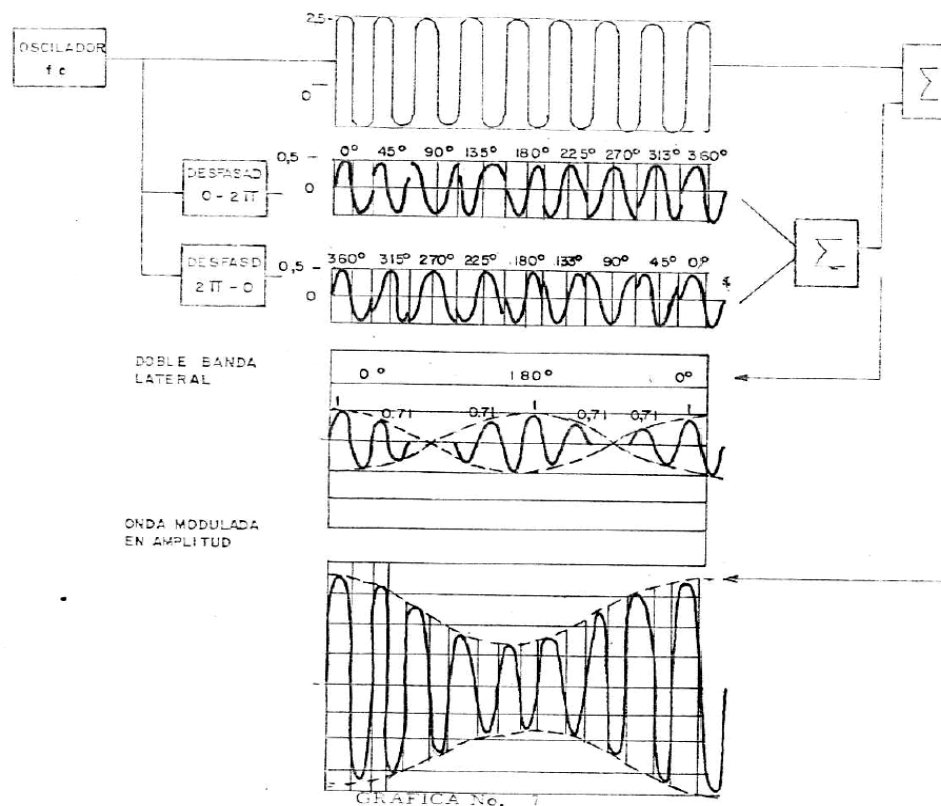
Las ondas relacionadas se pueden sumar circuitalmente o espacialmente.

Los sistemas VOR convencional, LOCALIZADOR y SENDA DE PLANEEO (Glide Slope) transmiten al espacio, por medio de un arreglo de antenas las bandas laterales y por otro la portadora, sumándose para conformar la señal ESPACIAL AM.

En el sistema VOR Doppler se transmiten independientemente la banda lateral inferior, la banda lateral superior y la portadora al espacio conformándose así la modulación ESPACIAL AM.

Otra forma de conformar una señal AM es utilizando desfases numéricos, ya que un corrimiento en frecuencias  $b \cong \frac{MA_c}{2} \text{Sen} 2\pi(f_c + f_m)t$  también se puede representar como uno de fase  $b \cong \frac{MA_c}{2} \text{Sen} 2\pi(f_c t + f_m t)$  como se observa en la siguiente figura:

**Figura 20. Conformación de una señal AM por medio de desfases**

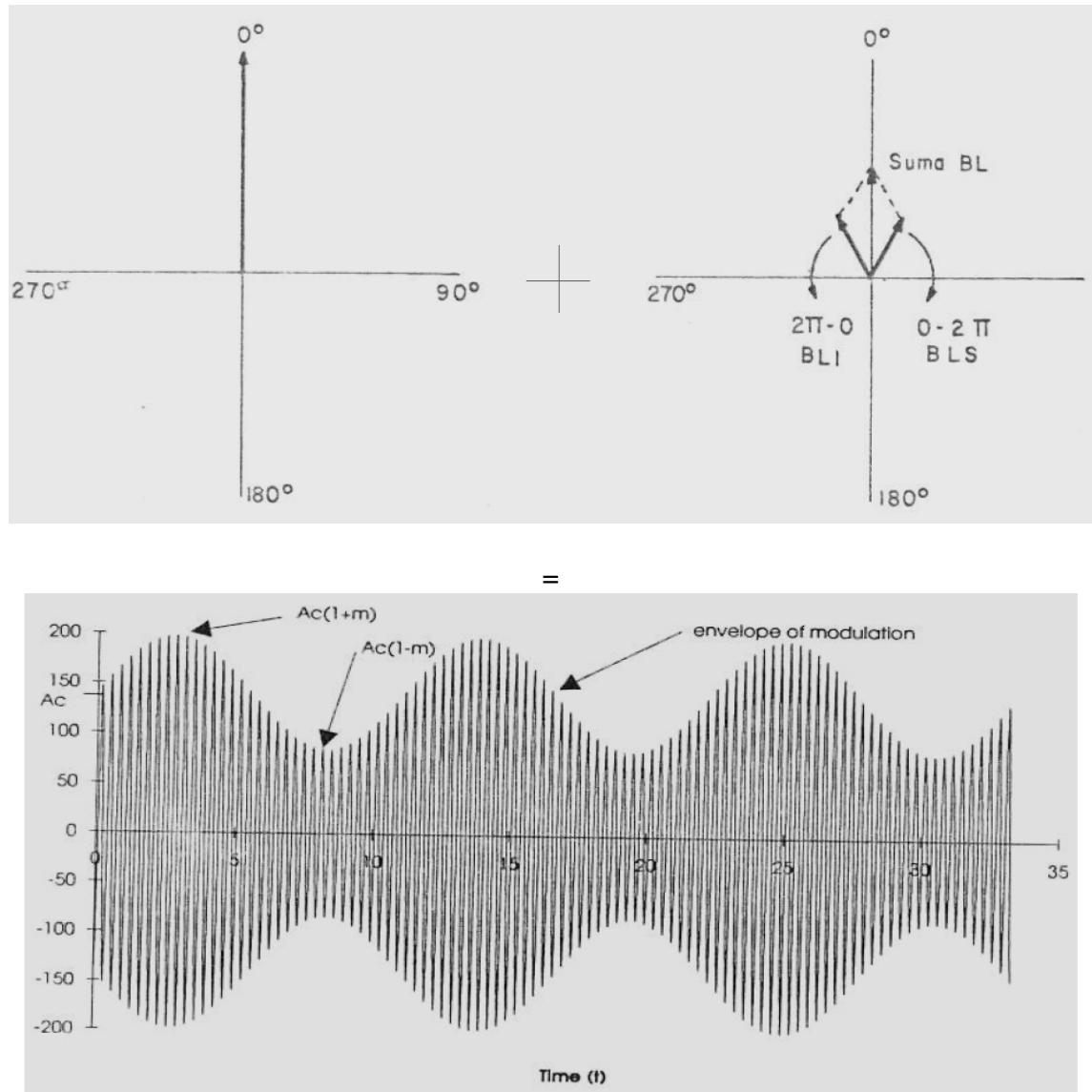


Fuente: Manual instrucción Aerocivil

Se puede hacer una representación vectorial de la anterior figura, y se puede presentar dos casos extremos, A ó B:

Caso A)

**Figura 21. Representación vectorial de una señal AM en fase**

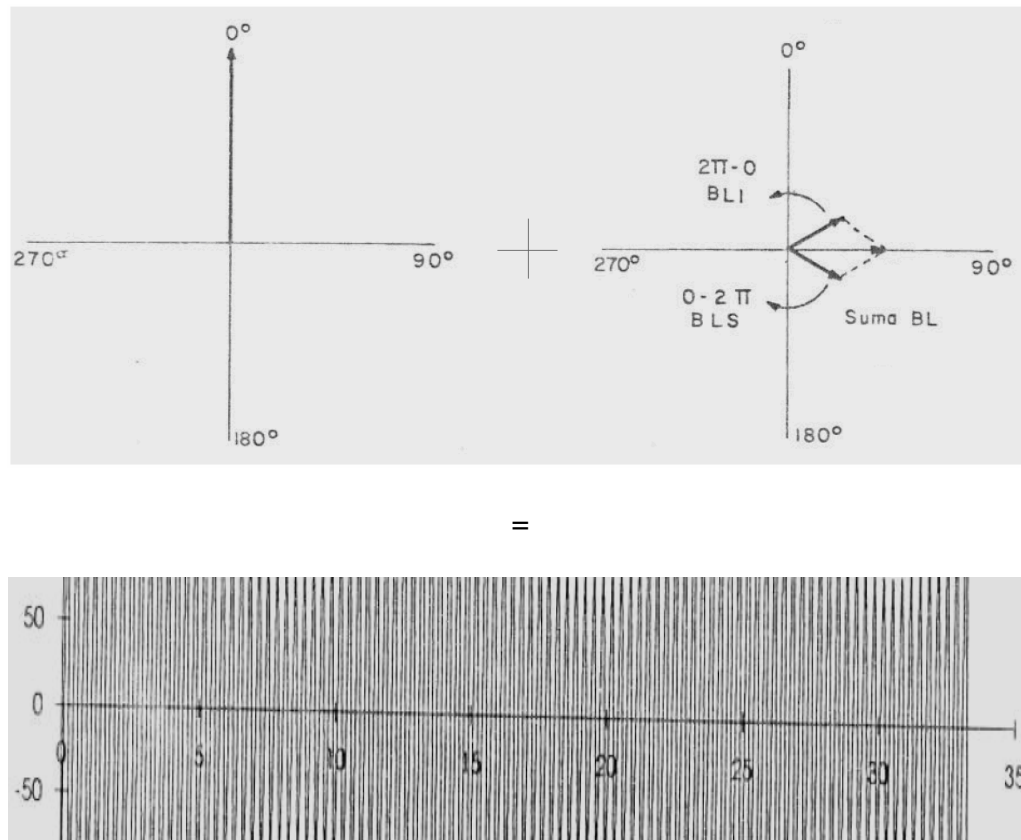


Fuente: Manual instrucción Aerocivil.

Cuando la portadora y el resultado de la suma vectorial de las dos bandas laterales, están en fase, se presenta el máximo porcentaje de modulación.

Caso B)

**Figura 22. Representación vectorial de una señal AM desfasada  $90^\circ$**

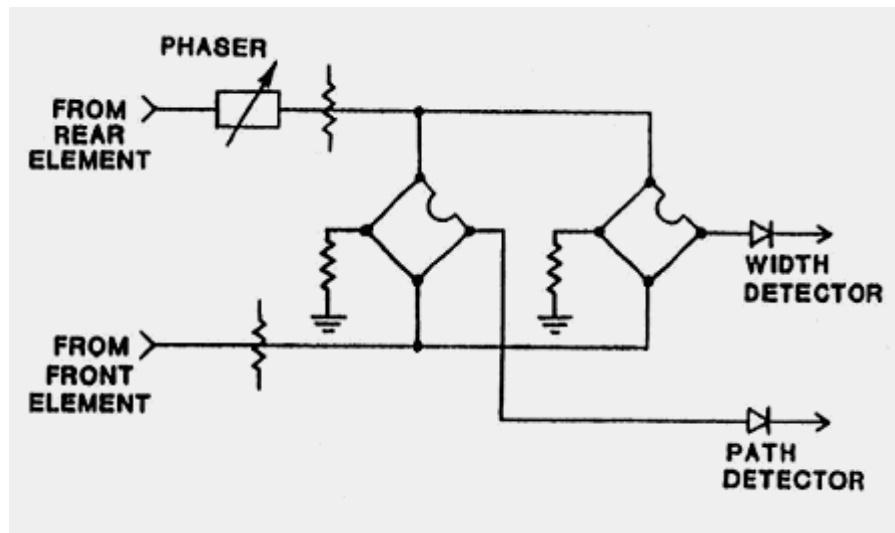


Fuente: Manual instrucción Aerocivil

Cuando la portadora y el resultado de la suma vectorial de las dos bandas laterales están desfasados  $90^\circ$  en la práctica se asume que no hay modulación. Debido a la modalidad de transmisión, donde la onda AM se conforma en el espacio se debe el nombre de MODULACIÓN ESPACIAL.

Circuito típico en donde se aprecia un elemento llamado faseador, cuya función es atrasar una señal con respecto a otra para ponerlas en fase o en contrafase o posiciones intermedias.

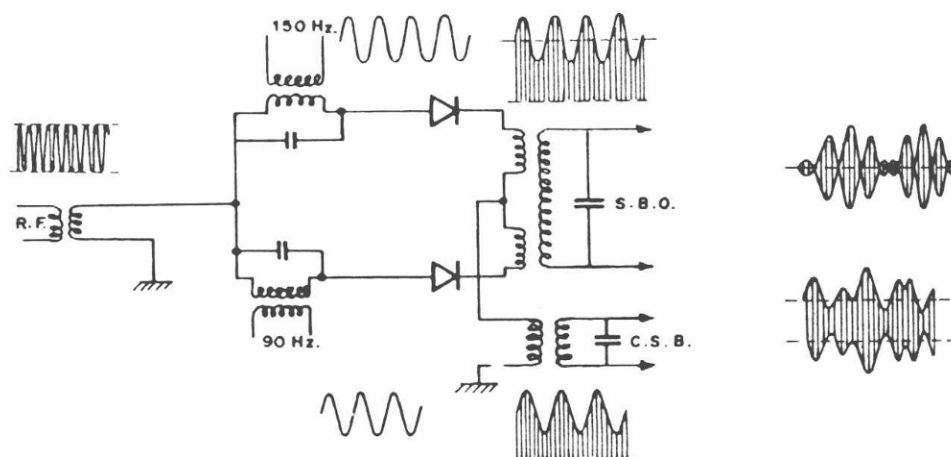
**Figura 23. Circuito para retardar una señal con respecto a una referencia**



Fuente: Manual ILS Normarc.

Prototipo de circuito (Figura 23), en donde se observa una señal AM modulada por dos tonos de 90 + 150 Hertz (CSB) y una doble banda lateral con los tonos 90 -150 Hertz (SBO)

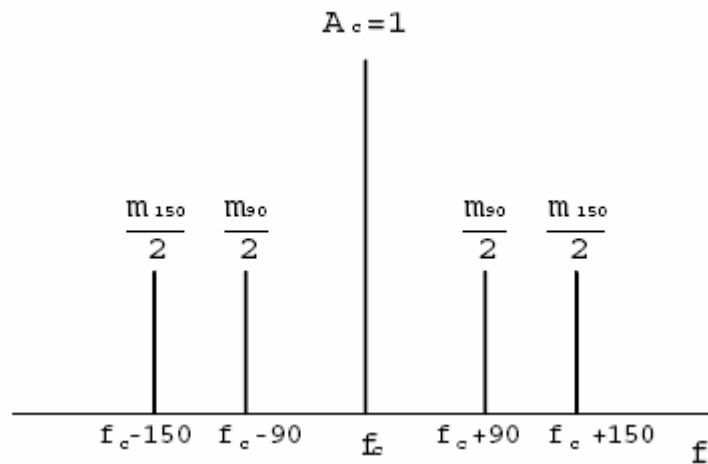
**Figura 24. Modulador Híbrido**



Fuente: Manual ILS Normarc

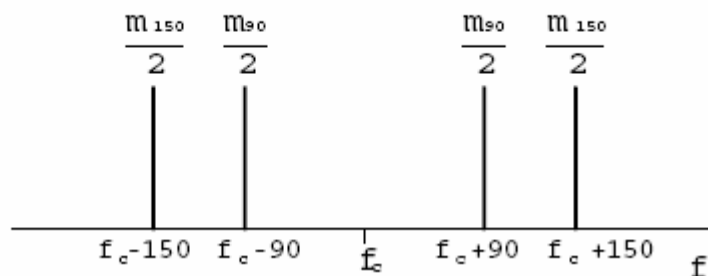
En las siguientes figuras se puede observar los espectros en frecuencia.

**Figura 25. Espectro AM de una onda CSB en un sistema ILS**



Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 26. Espectro de una transmisión Doble Banda Lateral**



Fuente: Manual ILS Normarc

**4.1.2 Sistema de aproximación por instrumentos (Ils Instrument Landing System):** el sistema ILS (Instrument Landing System), es un sistema que provee información a las aeronaves de tal forma que puedan efectuar una aproximación de precisión a un Aeropuerto. En la figura 27 se pueden visualizar los diferentes equipos que la conforman y algunas características técnicas y de ubicación, como también los puntos virtuales A, B, C, umbral de pista y otros, que según la calidad de la información en zonas determinadas por estos puntos determinan la categoría de la información.

#### **4.1.2.1 Sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS)**

- **INFORMACIÓN GENERAL**

El sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS) es un sistema estándar internacional de guía para la aproximación y el aterrizaje. Estos sistemas permiten aproximaciones a las pistas de aterrizaje en condiciones meteorológicas adversas y alcance de visibilidad horizontal y vertical mínimas o nulas. El ILS fue adoptado por la OACI en 1947 y hasta el momento sigue en servicio. Este sistema debe tener requerimientos mínimos para su correcto funcionamiento según normas OACI.

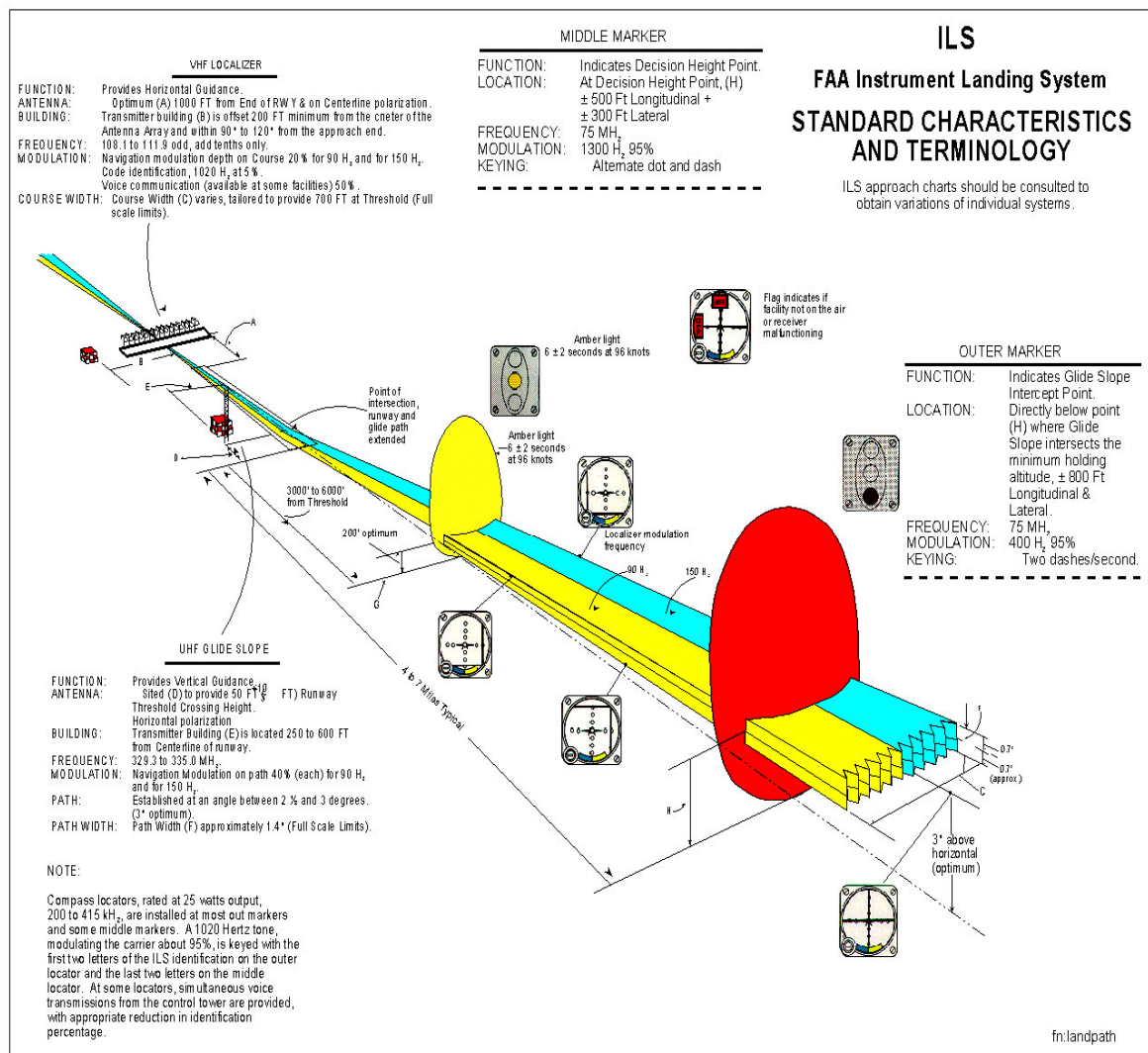
Todos los elementos del ILS son cuidadosamente monitoreados y cualquier causa de mal funcionamiento genera señales de alerta y precaución en los controles de tierra, el ILS es apagado automáticamente si el sistema no funciona correctamente cuando empieza a operar el equipo de apoyo.

**Requisitos básicos:** el ILS constará de los elementos esenciales siguientes:

- a) Equipo localizador VHF para la guía de alineamiento de la pista, con su sistema monitor correspondiente, y el equipo de mando a distancia y el indicador;
- b) Equipo UHF de trayectoria de planeo para la guía de elevación, con el sistema monitor correspondiente, y el equipo de telemando y el indicador;
- c) Radiobalizas VHF (Marcadores) que indican puntos de control a lo largo de la aproximación, con los sistemas monitores correspondientes, y el equipo de telemando y el indicador.
- d) En algunos aeropuertos los radiofaros marcadores, son reemplazados por el DME (equipo de medición de distancia) que provee una lectura continua de la distancia.

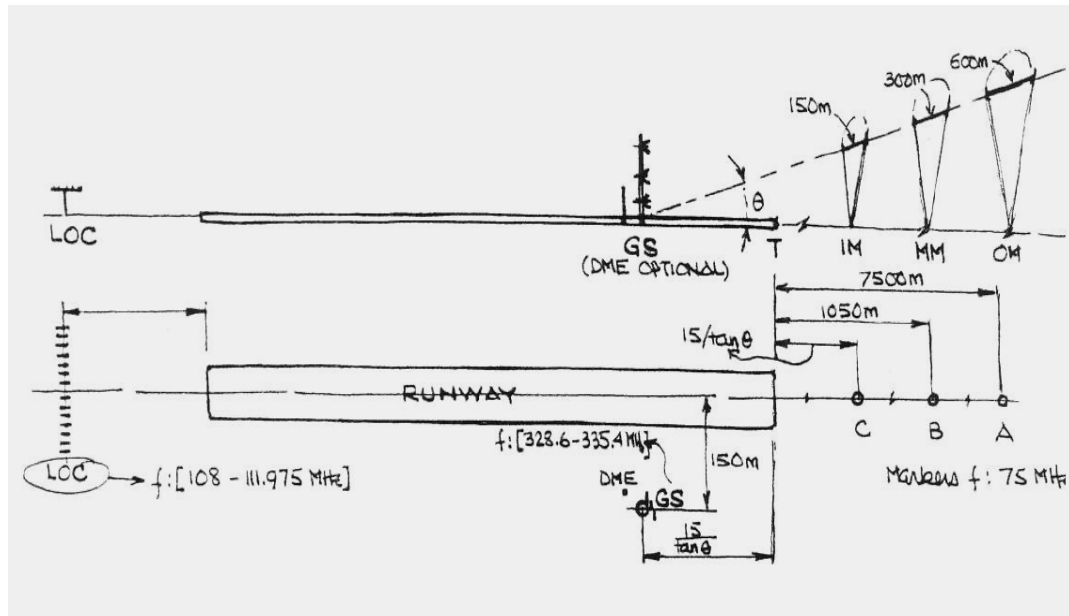
El equipo opera en una frecuencia VHF entre 108,10 y 111,975 MHz y la emisión del localizador es polarizada horizontalmente

**Figura 27. Sistema de aproximación de precisión (ILS)**



Fuente: Manual ILS Normarc.

**Figura 28. Características de ubicación de un sistema (ILS)**



Fuente: Manual instrucción Aerocivil

**Categorías ILS:** existen tres categorías de ILS, categoría I, categoría II y categoría III. Los sistemas ILS dependen tanto de los equipos de las aeronaves como de las ayudas de tierra de los aeropuertos.

La categoría I permite descenso con toda seguridad hasta 60 metros medidos sobre la elevación de la cabecera de la pista. Esta altitud mínima se denomina altitud de decisión (DH), en esta altitud de decisión debe existir una visibilidad horizontal mínima no menor de 800 metros.

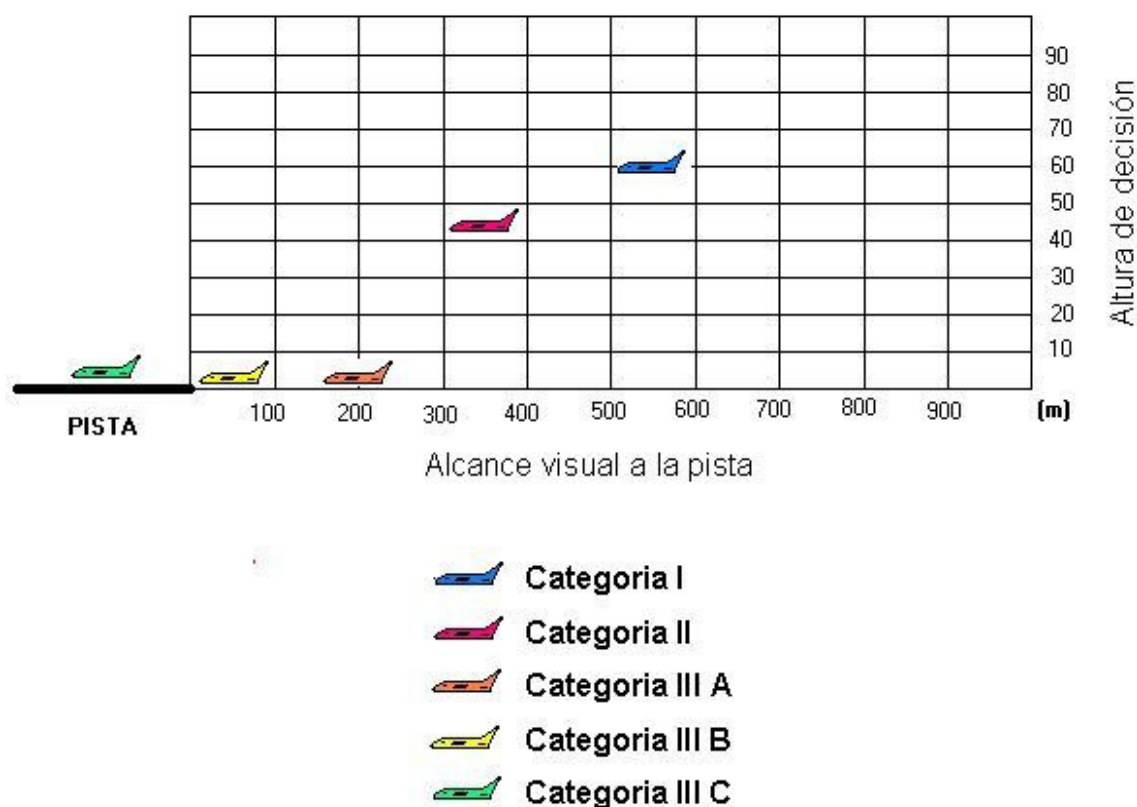
En la categoría II, se permite un mayor descenso, hasta una altura de decisión de 30 metros, y una visibilidad horizontal no menor de 350 metros.

La categoría III, permite al avión no solamente aproximarse a la pista, sino aterrizar en ella y en algunos casos guiarle a lo largo del eje de la misma durante la carrera de aterrizaje. Esta categoría a su vez se puede subdividir en 3 categorías:

- Categoría III A: Hasta una altura de decisión inferior a 30 m (100 ft), o sin altura de decisión y con un alcance visual en la pista no inferior a 200 m.

- Categoría III B: Hasta una altura de decisión inferior a 15 m (50 ft), o sin altura de decisión y con un alcance visual en la pista inferior a 200 m, pero no inferior a 50 m.
- Categoría III C: Sin limitaciones de altura de decisión ni de alcance visual en la pista.

**Figura 29. Categorías de aproximación**



Fuente: Manual ILS Normarc

Documento de OACI en donde se relacionan los límites de operación:

## Figura 30. Documento OACI

The ICAO requirements concern the facility performance category of the ILS. The operational performance category used depends on several factors, such as traffic density, weather conditions and obstructions. A higher category allows operations down to lower minimum as given in Table 0-1.

**Table 0-1 Operation Performance Categories**

| Category                     | Non-precision approach guide | I             | II            | IIIA         | IIIB        | IIIC |
|------------------------------|------------------------------|---------------|---------------|--------------|-------------|------|
| Minimum desc. Altitude (MDA) | 300 m (1000')                | 60 m (200')   | 30 m (100')   | 0            | 0           | 0    |
| Runway visual range          | 5 km (16000')                | 800 m (2600') | 400 m (1200') | 200 m (700') | 50 m (150') | 0    |

The decision height or minima for a specific approach procedure is often higher than that for a category in the table due to obstructions or other limiting factor near the airport.

The facility performance category I-ILS should provide guidance information down to 30 m. The facility performance category II-ILS shall provide guidance information down to 15 m (the threshold crossing height), and category III-ILS shall give guidance down to and along the runway centreline.

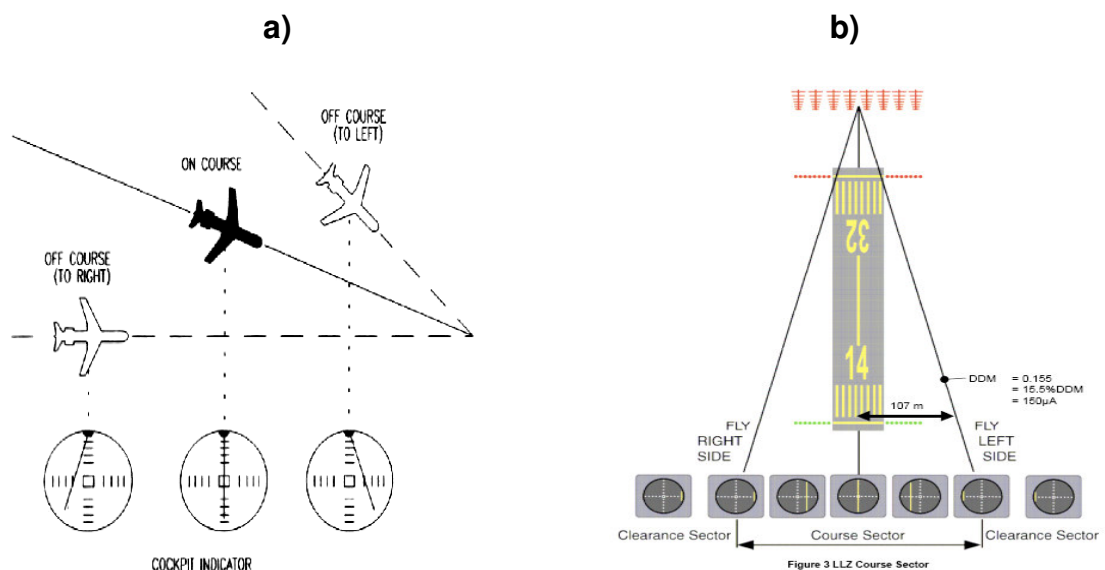
A CAT III ILS requires more sophisticated equipment than a CAT I ILS. A CAT III ILS could include "hot" stand-by transmitters and an advances monitor system. A CAT I ILS does not need a stand-by transmitter, and the monitor system may be in a single or dual configuration.

Fuente: Documento OACI

### 4.1.2.2 Componentes del Sistema

- **Localizador:** este equipo da información del eje de pista y de su prolongación. La figura 31 a y b permiten observar instrumentos que visualizan esta información:

## Figura 31. Instrumento de visualización de un localizador



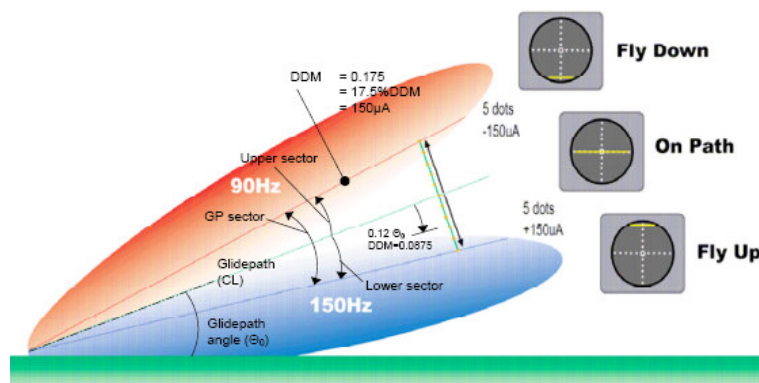
Fuente: Manual ILS Normarc

En la figura 31 a), el instrumento de medida ubicado a la izquierda, indica que el avión esta a la derecha de la prolongación del eje de pista, el de la mitad que esta sobre la prolongación del eje de pista y en el de la derecha que el avión esta a la izquierda del eje de pista. Cada línea equivale a  $30 \mu A$ , cuando se desplaza totalmente a la izquierda o a la derecha corresponde a un desplazamiento de  $150 \mu A$ , equivalentes a 0.155DDM, (diferencia de profundidad de modulación), unidad que veremos posteriormente.

En la figura 31 b), se definen dos sectores el del ANCHO DE CURSO limitados por  $150 \mu A$  a ambos lados de la trayectoria y el sector del CLEARANCE en donde se debe dar información que mantenga el instrumento en los extremos, el limite son  $35^\circ$  (grados) a ambos lados de la trayectoria.

- **Senda de planeo (Glide Slope):** este equipo da información del ángulo de aproximación de una aeronave a una pista de aterrizaje y generalmente son  $3^\circ$  (tres grados) cuando la pendiente de la pista es  $0^\circ$  (cero grados). En las siguientes figuras se puede observar un instrumento que permite visualizar esta información:

**Figura 32. Instrumentos de visualización de una senda de planeo**



Fuente: Manual ILS Normarc

El indicador superior indica que el avión debe bajar para encontrar el ángulo de aproximación, el de la mitad que esta por el ángulo correcto y el inferior que debe subir para encontrarlo. Cada línea equivale a  $30 \mu A$ , cuando se

desplaza totalmente a la izquierda o a la derecha corresponde a un desplazamiento de  $150^{\mu}$  A, equivalentes a 0.175DDM, (diferencia de profundidad de modulación), unidad que veremos posteriormente. Después de este sector de ANCHO DE CURSO igual que en el Localizador se define una región del CLEARANCE cuya información debe mantener el indicador en los extremos.

- **Equipo medidor de distancia:** el DME es un sistema que combina equipos en tierra y a bordo de las aeronaves para medir la distancia del avión a la instalación en tierra. El DME es usado para fijar posición, dar separaciones de rutas, realizar aproximaciones a un aeropuerto, mantener o dar una posición o indicar velocidad terrestre y en algunos eventos reemplaza los equipos de control MARCADORES.

El equipo de DME abordo consiste en un transmisor-receptor, una unidad de control, un indicador de distancia y una antena. El equipo en tierra consiste en transmisor-receptor y una antena.

La instalación en tierra es capaz de manejar aproximadamente 200 aeronaves al mismo tiempo, si hay más de 200, la estación en tierra limita la sensibilidad y responde solamente a las más fuertes.

Para medir la distancia entre la instalación y el DME abordo se realiza por medio de la siguiente formula:

$$\text{Distancia} = \frac{t - 50\mu s}{12.359\mu s / NM}$$

Donde t es el tiempo en que demora en ir y regresar el par de pulsos.

50 $\mu$ s es el tiempo que se demora la instalación en tierra para responder al par de pulsos de interrogación.

12.359 $\mu$ s/NM es el tiempo requerido para que una onda de radio viaje una milla náutica (NM) y regrese.

La frecuencia de transmisión del equipo en tierra a las aeronaves esta entre 962 y 1213 MHz.

Para poder utilizar el DME como reemplazo de las radiobalizas se debe tener en cuenta las normas propuestas por la OACI en el anexo 10 de la Parte I que corresponde a los siguientes párrafos:

- Utilización del DME en sustitución de las radiobalizas del ILS.
- Cuando se utilice el DME en sustitución de las radiobalizas del ILS, el DME debería emplazarse en el aeropuerto de manera que la indicación de distancia cero corresponda a un punto próximo a la pista.
- A fin de reducir el error de triangulación, el DME debería emplazarse de manera que sea pequeño (es decir, inferior a 20°) el ángulo entre la trayectoria de aproximación y la dirección hacia el DME en los puntos en que la indicación de distancia se necesite.
- La utilización del DME en sustitución de la radiobaliza intermedia supone que la precisión del sistema DME es por lo menos de 0,37 km (0,2 NM), que el poder de resolución de la indicación de los instrumentos de abordó permita obtener esta precisión.
- **Marcadores:** los sistemas de radiofaros marcadores (MB) están comprendidos por dos o tres radiofaros, con patrones de radiación vertical llamados "Fan-shaped". La función del **MARCADOR EXTERNO OM** localizado entre 4 y 7 millas náuticas desde el umbral de la pista es normalmente dar una señal para comenzar el descenso. El patrón de radiación vertical como se muestra en la figura 21 y 22, se conforma por medio de un transmisor que emite una portadora a 75 Mhz, modulada por un tono de 400 hz y transmite en código Morse una información correspondiente a dos rayas y una antena directiva. En la aeronave se enciende una luz color púrpura en el panel de instrumentos.
- **El marcador medio MM:** esta normalmente localizado a 1050 m del umbral de la pista, alerta al piloto que va a alcanzar la altura de decisión (en equipos ILS de Categoría I) y a diferencia del OM, la portadora RF de 75 Mhz esta modulada con un tono de 1300 Hz y provee una información en código Morse correspondiente una raya y un punto. En la aeronave se enciende una luz ámbar en el panel de instrumentos.

- **El marcador interior IM:** es usado para dar la señal de altura de decisión en ILS de categoría II. y a diferencia del OM, la portadora RF de 75 Mhz esta modulada con un tono de 3000 Hz y provee una información en código Morse correspondiente un punto y punto. En la aeronave se enciende una luz blanca en el panel de instrumentos.

Ya que la ubicación del marcador más lejano del umbral de la pista debe estar a 7 millas náuticas, si no hay la posibilidad de su instalación por las características geográficas del terreno del aeropuerto, para resolver este problema se utiliza un sistema DME como reemplazo.

- **Radio faros de localización:** son sistemas suplementarios que generalmente están ubicados en los mismos sitios donde están los marcadores OM y MM, su radiación es omnidireccional con características de transmisión similares al de un radiofaro de ruta y las aeronaves lo utilizan para interceptar la trayectoria de planeo cuando están fuera de ella.

**4.1.3 Análisis detallado de un sistema ILS:** el objetivo principal de este documento es detallar el funcionamiento de los equipos principales componentes del sistema ILS como son el Localizador y la Senda de Planeo (Glide Slope).

- **Análisis funcional de aproximación y aterrizaje por instrumentos ILS:** el procedimiento de ILS comienza con la transición de la ruta de vuelo a la aproximación. Esto puede ser realizado partiendo desde la última estación de navegación VOR de la ruta de vuelo en el radial que interceptará el curso del localizador aproximadamente entre 10 Y 25 millas náuticas de la pista.

El avión intercepta el curso del localizador en un nivel de vuelo (especificado por la carta de aproximación del manual de vuelo del piloto) y distancia del punto del avión por debajo de la senda de planeo. Esto permite al piloto estabilizar en el curso del localizador antes de empezar el descenso.

El piloto continua su nivel de vuelo aunque en el indicador de la senda de planeo se lea "Fly up". Cuando el avión intercepte la senda de planeo el indicador empezará a centrarse solo, y luego el piloto ajustara la potencia y los mando de control como alerones y flaps para mantener una relación de descenso constante con respecto al ángulo de la senda de planeo. Cuando la

aeronave alcanza el centro de la senda de planeo, el recibe una señal auditiva y un destello visual de el marcador externo de 75 Hz. La carta de aproximación indica la altitud apropiada con que la senda de planeo intercepta el marcador externo de las ayudas que comienzan a ser utilizadas.

En los casos en que se reemplazan los marcadores por un sistema DME, el piloto debe tener una carta de aproximación que muestre a que distancia de la pista y en que radial de un VOR o NDB se empezará a recibir la señal del localizador, y que altura se debe llevar hasta interceptar la señal emitida por el equipo G/S.

Si el piloto nota una desviación significativa del valor dado, antes de empezar el descenso, él debe determinar si las discrepancias son causadas por ajustes inapropiados del altímetro ó el mal funcionamiento de alguna parte del sistema. Con una intercepción normal el esta seguro en este punto que los elementos están trabajando apropiadamente y el puede iniciar un descenso seguro. Un punto importante a tener en cuenta en esta etapa o incluso antes, es la identificación correcta del localizador escuchando la identificación transmitida en código Morse.

El descenso desde el marcador externo involucra mantener los indicadores del localizador y la senda de planeo centrados, esto haciendo pequeños ajustes en el rumbo y en la relación de descenso. Las ráfagas de viento y las turbulencias durante el descenso pueden causar desviaciones que deben ser corregidas.

Si la aproximación se realiza con un ILS de categoría I con condiciones climáticas mínimas (que pueden ser menos de 200 pies sobre el nivel del aeropuerto y 2600 pies de rango visual de la pista cuando el aeropuerto esta completamente equipado), el piloto debe tener en el campo de visión los elementos de luces de aproximación, luces de pista o marcadores en el momento en que alcanza la altitud de descenso mínima. Si el piloto alcanza la altura de decisión y no tiene una referencia visual adecuada, debe abortar la aproximación y ejecutar un procedimiento de aproximación fallida. Esto usualmente involucra un ascenso de salida a un punto de navegación donde el Control de Trafico Aéreo (ATC) pueda dar instrucciones.

Con tierra a la vista, el piloto continua con una relación de descenso hasta avanzar a una altura de 60 pies sobre la elevación de la pista, el luego retarda su proporción de descenso disminuye la rata de descenso, entonces el se aproxima a la pista de aterrizaje con un patrón de vuelo exponencial.

El aterrizaje puede ser cerca de la línea central de la pista y a una distancia longitudinal conveniente más allá del punto donde la senda de planeo intercepta con la pista. Esta distancia varía con las características de rendimiento de la aeronave.

La parte final del aterrizaje comienza con el contacto de la aeronave con la pista y termina con la desaceleración de la aeronave a una velocidad de taxeo, o cuando el avión deja la pista para entrar a la vía de taxeo. La aeronave puede ser guiada durante el taxeo cuando opera en condiciones de poca visibilidad (Categoría III). La guía también podrá estar disponible bajo estas condiciones en orden para que la aeronave despeje rápidamente la pista para el aterrizaje de la próxima aeronave.

Los procedimientos de la aproximación y el aterrizaje automáticos de un ILS son esencialmente iguales que para los vuelos manuales. Algunos sistemas automáticos son limitados en lo concerniente al ángulo de intercepción con el localizador, y esto debe tenerse en cuenta en el procedimiento. Los sistemas automáticos también tienen limitaciones en la cantidad de ráfagas de viento aceptadas. La mayor diferencia entre el aterrizaje automático y el manual ocurre después de alcanzar la altura de decisión. El sistema automático continúa en los patrones del localizador y la senda de planeo bajo una altura predeterminada cerca de los 60 pies que es señalada por el radio altímetro.

El sistema luego empieza a generar señales luminosas programadas justo hasta el aterrizaje, de nuevo una señal luminosa proveniente desde el radio altímetro, el rumbo del avión es automáticamente guiado hacia el alineamiento de la pista. En el aterrizaje existe una transición de control aerodinámico al control de las ruedas de dirección, y la aeronave es mantenida en el centro de la pista por estas.

**4.1.3.1 Principios de operación localizador:** el arreglo de antenas del localizador genera dos patrones de campo compuestos, el patrón de la Portadora – Banda lateral (CSB +Sidebands), y el patrón de solo Banda lateral (Sidebands SBO). Mostrado en la figura 31.

El localizador (LLZ) que provee la guía lateral Figura 33, produce un curso formado por la intersección de dos patrones de radiación de uno o más pares de antenas de igual amplitud. Un patrón es modulado por un tono de 90 Hz y el otro de 150 Hz, dado como norma general de la OACI. “El curso” es el plano vertical donde las modulaciones de 90 y 150 Hz son iguales.

Las señales recibidas por el receptor abordo producirán una indicación “Fly right” para el piloto cuando el avión esta muy a la izquierda del curso en la región predominada por los 90 Hz. Igualmente la indicación “Fly left” se producirá cuando el piloto este en el lado opuesto del curso, predominado por la región de 150 Hz, la profundidad de modulación nominal de cada tono es del 20%.

Para una aeronave que se esta aproximando en dirección a la pista, la profundidad de modulación del tono de 90 Hz predominara a la izquierda de la pista y la profundidad de modulación del tono de 150 Hz predominara a la derecha de la pista. El centro de la pista es definido como el punto donde las dos amplitudes de modulación son iguales.

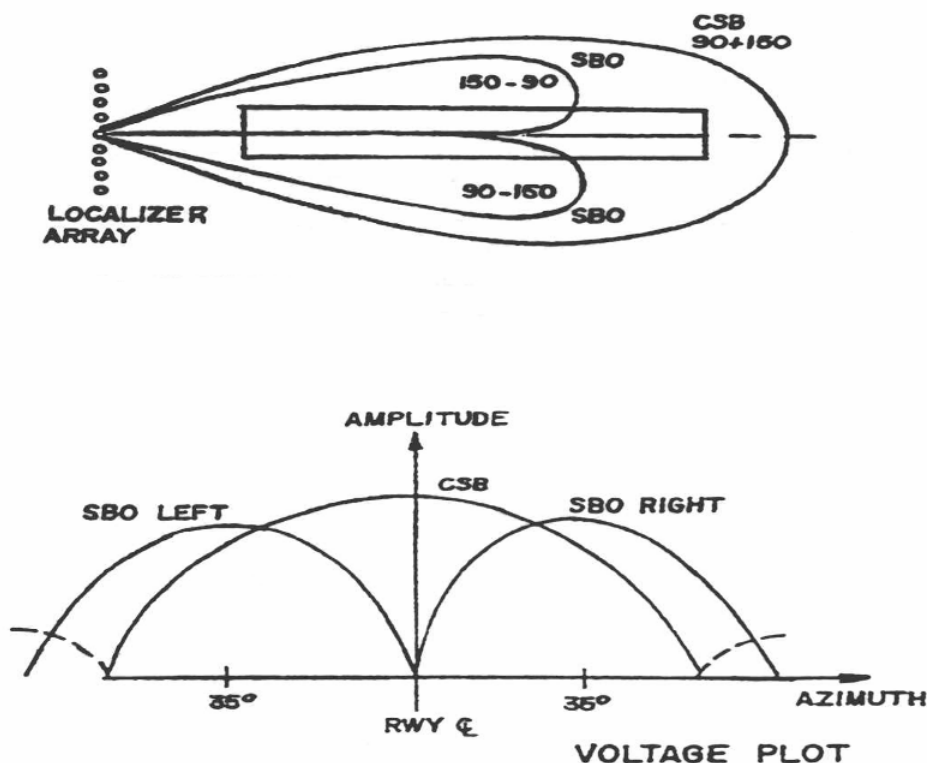
Abordo de la aeronave son instalados unos receptores que después de detectar y amplificar, rectifican los dos componentes de frecuencia de audio. Estos componentes son separados por medio de un par de filtros pasa banda y luego son comparadas en un indicador centro-cero balanceado. La deflexión del punto sobre el medidor, es proporcional a la diferencia de profundidades de modulación (DDM). Cuando el avión vuela sobre el centro de la pista el indicador señala cero y las profundidades de modulación son iguales. La profundidad de modulación nominal de cada tono es del 20%.

La máxima deflexión del puntero hacia la derecha o izquierda del punto central del indicador corresponde a una corriente DC de 150  $\mu$ A que corresponde a un DDM de 15,5% (0,155).

- **Patrón CSB:** El patrón CSB es un patrón de forma sinusoidal, usualmente formado por la alimentación de dos o mas antenas con señales RF en fase. Este arreglo es de señales de amplitud modulada excitado por dos tonos (90 y 150 Hz), estos arreglos generalmente no proveen cobertura útil más allá de los 40°, teniendo como referencia el centro de las antenas y el eje de la pista.
- **Patrón SBO:** El patrón SBO es un patrón diferencia, formado por uno o mas pares de antenas alimentados son señales RF en contrafase. Este arreglo de doble banda lateral y con señal portadora suprimida, es alimentado por dos tonos, uno de estos tonos (generalmente el tono de 150 Hz) esta en contrafase con el tono de la misma frecuencia de la señal CSB.

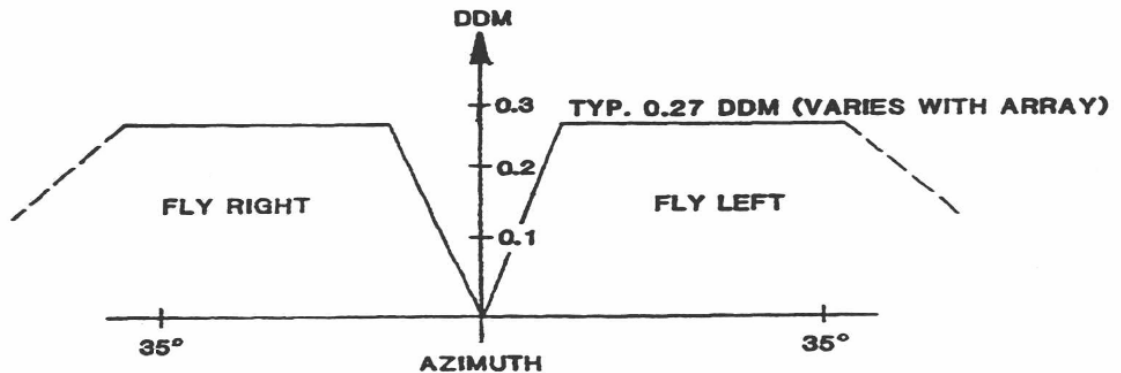
Los patrones de CSB y SBO poseen amplitudes características y también características de fase de señales de RF ideales (Figura 33). La señal CSB tiene la misma fase en todos los ángulos de azimut, mientras que la señal SBO tiene fases diferentes a cada lado del eje de la pista separados por un nulo que atraviesa el eje de la pista. Esto significa que si el piloto va al lado derecho de la pista, el tono de 150 Hz de la señal CSB es sumado al tono de 150 Hz de la señal SBO, mientras que el tono de 90 Hz es restado, y el tono de 150 Hz detectado predomina sobre el de 90 Hz en este lado de la pista. La aguja del indicador estará al lado izquierdo del mismo y su nivel de desplazamiento es proporcional a la diferencia de modulaciones **DDM**.

**Figura 33. Patrones del localizador**



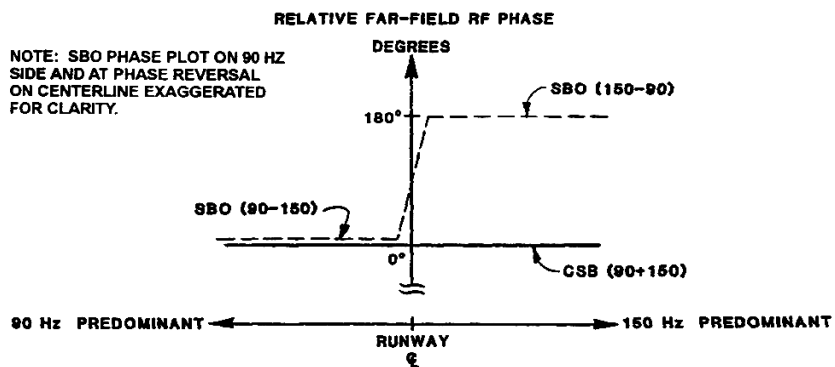
Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 34. Diagrama DDM**



Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 35. Diagrama relativo de fase RF**



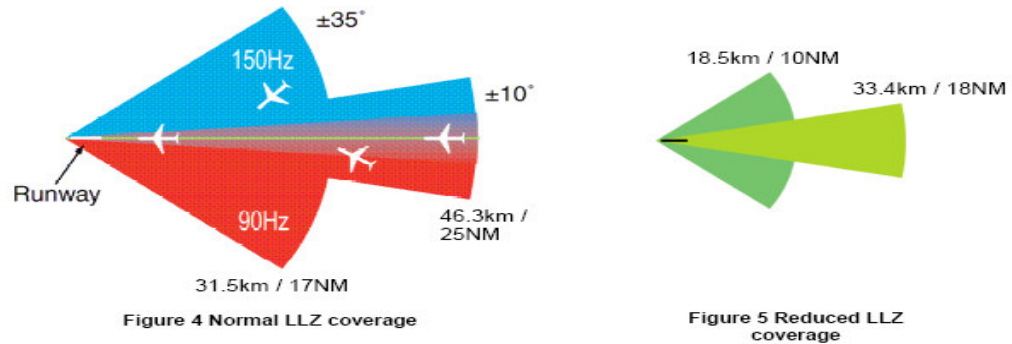
Fuente: Manual Mantenimiento FAA

- **Cobertura (Sector Clearance):** el sector angular entre el ancho de la mitad del curso y un ángulo de 35° de cada lado del eje de la pista es llamado sector Clearance. Esta es un área donde la aguja del indicador (CDI) permanece completamente reflectada, con más de 150 microamperios de corriente en el medidor en los sectores donde predominan los tonos de 90 o 150 Hz.

La fuerza del campo radiado por las señales del localizador normalmente son suficientes para proveer una cobertura útil de 25 NM (46.3 Km) o más a

10° a cada lado del eje de la pista, Figura 36. La cobertura es verificada por medio de la operación de la instalación a potencias reducidas de RF (Ajustado por medio de vuelos de inspección y monitores de referencia de potencia de RF).

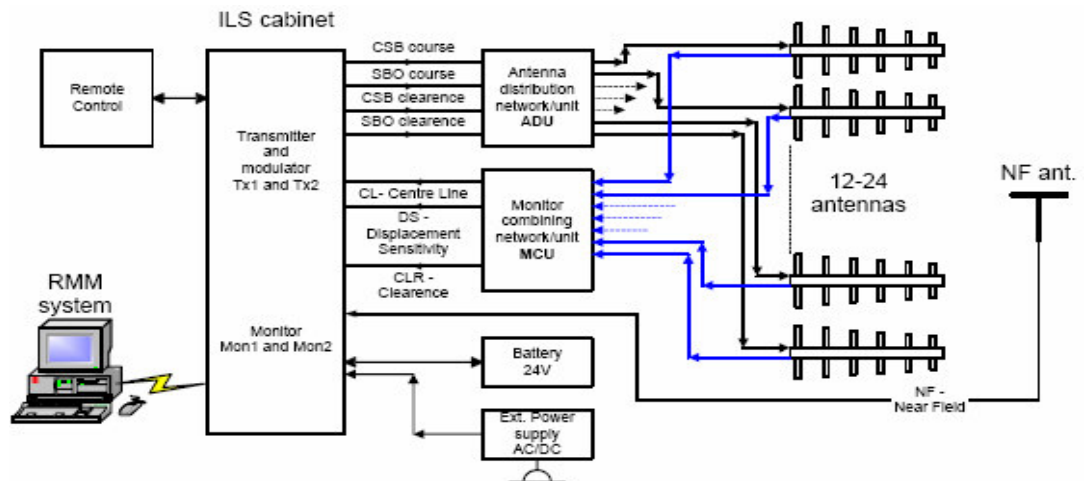
**Figura 36. Cobertura**



Fuente: Manual ILS Normarc

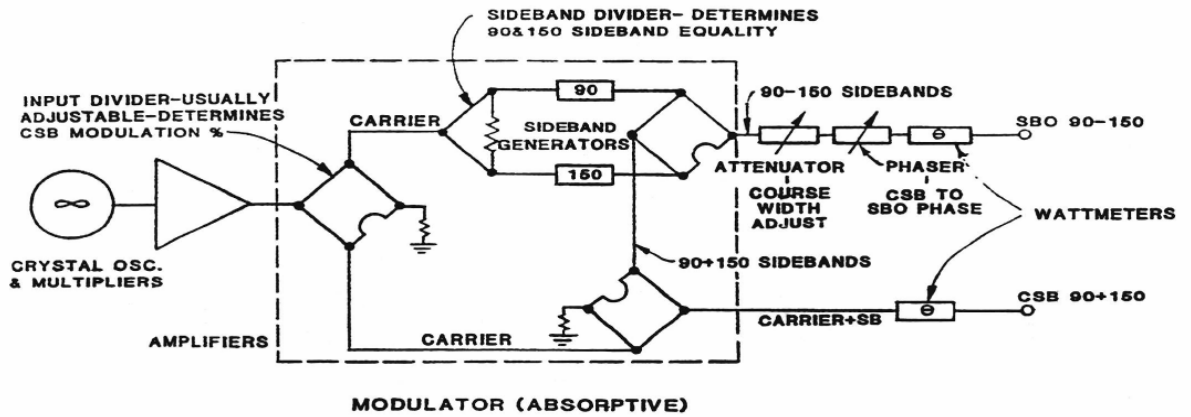
- **Diagrama en bloques de un sistema Localizador:** básicamente esta conformado por un Transmisor principal y uno de reserva, una unidad de distribución que es la que reparte las señales para el arreglo de antenas, una unidad de recombinación que es la que conforma una señal como la observada abordo de las aeronaves para efectos de monitorearse, una unidad de mantenimiento y monitoreo remoto para chequeo de operación del equipo, suministro de energía y sistema de antenas.

**Figura 37. Sistema Localizador**



Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 38. Ejemplo de un Transmisor del localizador**

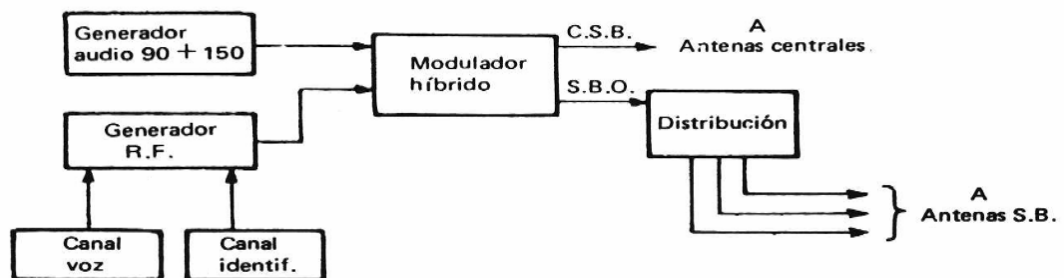


Fuente: Manual ILS Normarc

Según figura 38, las funciones principales del transmisor son:

- Generar la onda portadora de radiofrecuencia (RF).
- Amplificar la onda portadora de radiofrecuencia (RF).
- Modular la onda portadora de radiofrecuencia (RF).
- Amplificar la onda de radiofrecuencia modulada.
- Acoplar el amplificador de potencia con la antena.
- Radiar al espacio la información por medio de la antena.
- Generar y transmitir la identificación de la estación en código Morse y en algunos eventos Voz

**Figura 39. Funciones principales del transmisor**



Maintenance of Instrument Landing System (ILS) Facilities

Fuente: Manual ILS Normarc

- **Altura de la Antena o arreglo del localizador sobre el terreno:** el arreglo de antenas del localizador es localizado sobre un terreno plano que creará una antena imagen. El patrón de radiación resultante en el plano vertical se determina por el patrón del espacio libre en el plano horizontal, el ángulo de trayectoria (Glide Slope) y las propiedades de reflexión del terreno.

Como los ángulos de interés están por debajo de  $7^\circ$ , en un plano de reflexión perfecto, la amplitud de la señal reflejada puede ser descrita por el coeficiente de reflexión, llamado **Coeficiente de Reflexión de Fresnel  $R(\theta)$**  ( $R(\theta) = 1$ ). Usando la ecuación para el patrón de radiación de una antena sobre el terreno se tiene:

$$E = 2A \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda} h \sin\theta\right) \cdot R_{(\theta)}$$

Donde:

$E$  = Amplitud relativa sobre el plano vertical con respecto al plano horizontal.

$A$  = Amplitud relativa en el plano horizontal

$h$  = Altura de la antena o del arreglo sobre el terreno.

$\theta$  = Angulo de trayectoria sobre el plano vertical deseado.

- **Ganancia de un arreglo de antenas (Antenas LPDA (Log-Periodic Dipole Antenna)):** las antenas periódicas logarítmicas son las que generalmente se utilizan en los sistemas de arreglos de antenas del localizador, ya que tienen una ganancia y directividad elevada con respecto a otros arreglos.

Es una antena de elementos múltiples, alimentados todos en oposición de fase por una línea cruzada. Su nombre se debe a que sus elementos tienen longitudes que aumentan en progresión geométrica y por ello esta antena puede funcionar en una gama de frecuencias considerable.

Las LPDA pertenecen a la clase de antenas con propiedades de banda ancha, estas antenas en teoría tienen un ancho de banda infinito si sus dimensiones son ilimitadas. El término **Log-Periodic** se refiere a las

propiedades de variación periódica logarítmica de la frecuencia de la antena. Las antenas LPDA generalmente consisten de 7 dipolos. Los elementos (dipolos) resuenan en frecuencias cada vez más bajas cuando se va desde el elemento más corto hacia el más largo. Si uno de los elementos entra en resonancia en una cierta frecuencia, los que le preceden hacen el oficio de directores y los que le siguen hacen el oficio de reflectores.

Cuando la frecuencia de resonancia interesa al elemento central hay tantos directores como reflectores; para frecuencias superiores, el número de directores disminuye en beneficio del de reflectores; en las frecuencias más bajas ocurre lo contrario.

- **La ganancia de un arreglo (Garreglo):** es el producto de la ganancia de una antena generalmente LPDA ( $G_{LPDA}$ ) y la ganancia del arreglo con antenas isotrópicas ( $G_a$ ) modificada por la ganancia del lóbulo principal ( $G_r$ ):

$$G_{arreglo} = G_a \cdot G_{LPDA} \cdot G_r$$

$$G_a = \frac{(\sum A_n)^2}{\sum A_n^2}$$

$A_n$  = amplitud de alimentación de las n antenas

$(\sum A_n)^2$  es densidad de potencia máxima

$\sum A_n^2$  es potencia total radiada

$$G_r = 2 \sin \left( \frac{2\pi}{\lambda} h \sin \theta \right)$$

h = altura de la antena en metros

$\theta$  = ángulo de elevación de interés para ( $G_{arreglo}$ )

- **Tipos de antenas de localizador:** los tipos de antenas que se presentaran a continuación están dados en orden cronológico de implementación.

1. MRN-7 Arreglo de antenas Militar: este arreglo usa 12 antenas para dar un curso de apertura ancha con una pantalla de reflexión y un arreglo de 3 antenas dipolo para radiar la señal clearance.

2. Arreglo de antenas Eight-Loop y Guía de onda. Adicionado a una estructura de guía de onda de VHF con 18 ranuras radiadoras para operaciones de frecuencia dual, efecto captura y apertura ancha.
3. Arreglo de antenas V-Ring. Usa 14 o 15 antenas de apertura ancha para frecuencia simple; usado generalmente con los equipos Mark 1.
4. Arreglo de antenas parabólicas pequeñas. Usa un arreglo de tres antenas para proveer el curso cerca del punto focal de la pantalla reflectora de apertura ancha y un arreglo de 5 antenas para radiar la señal clearance, usado principalmente con sistemas para categoría II Air Force.
5. Arreglo de antenas parabólicas grandes. Usa un arreglo de tres antenas para proveer el curso cerca del punto focal de la pantalla reflectora de apertura muy ancha y un arreglo de 4 antenas para radiar la señal clearance. La energía clearance es usada para excitar ambos arreglos; usado en algunos equipos de categoría III donde se dificulta la ubicación de los equipos y las antenas.
6. Arreglo de antenas de Onda viajera (TWA). Usa antenas Alford O-Ring configuradas en un arreglo de 14 antenas para la señal de curso y un arreglo de 6 antenas para la señal clearance. El primer arreglo usa antenas no resonantes para lograr un acople mutuo muy bajo; es usado en ILS de categoría II.
7. Arreglo de 8 antenas V-Ring. Usado para proveer el back course manejado por un circuito de distribución Mark 1 de última generación, de frecuencia simple y apertura estrecha.
8. Arreglo de antenas periódicas logarítmicas (LPDA). Estas antenas son instaladas en configuraciones de 8 o 14 antenas para operación en frecuencia simple. Para operación en frecuencia dual pueden ser usados varios arreglos como 14/6, 14/10, 20/10, etc. El primer número indica la cantidad de antenas y el segundo indica la cantidad de antenas alimentadas con la señal clearance.

- **Requerimientos de potencia SBO y CSB para un sistema de antenas:** la potencia relativa de salida de una antena  $A_n$  es

$$P_{CSB(A_n)} = E_{CSB(A_n)}^2 \left( 1 + \frac{m_{90}^2 + m_{150}^2}{2} \right)$$

$$P_{SBO(A_n)} = \frac{E_{SBO90(A_n)}^2 + E_{SBO150(A_n)}^2}{2}$$

$E_{CSB(A_n)}$  = Amplitud relativa de CSB de la antena  $A_n$   
 $E_{SBO90(A_n)}$  = Amplitud relativa de SBO<sub>90</sub> de la antena  $A_n$   
 $E_{SBO150(A_n)}$  = Amplitud relativa de SBO<sub>150</sub> de la antena  $A_n$

La potencia requerida SBO referenciada a la CSB para el sistema de antenas es la suma de la potencia SBO de cada antena dividida por la suma de la potencia CSB de cada antena.

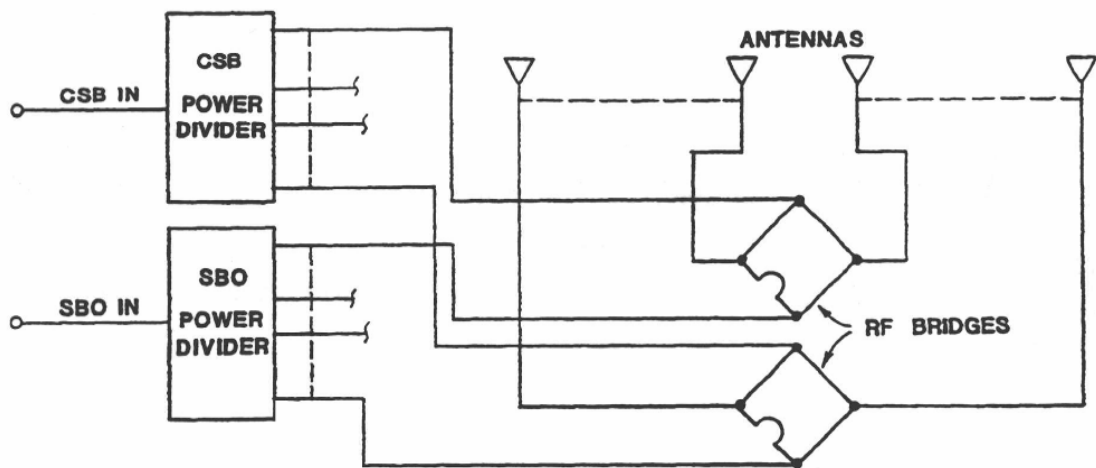
La profundidad de modulación por los tonos de 90 y 150 Hz es 0.2, por lo tanto:

$$P_{CSB(A_n)} = E_{CSB(A_n)}^2 \left( 1 + \frac{0,2^2 + 0,2^2}{2} \right) = E_{CSB(A_n)}^2 \cdot 1,04 .$$

La relación de potencia SBO/CSB es:

$$P_{(SBO/CSB)} = \frac{\sum P_{SBO(A_n)}}{\sum P_{CSB(A_n)}}$$

**Figura 40. Distribución de potencias**



Fuente: Manual ILS Normarc

- **Unidades de profundidad de modulación DDM:** la unidad típica DDM es la diferencia de profundidad de modulación entre los tonos de 90 Hz Y 150Hz y depende la ubicación de la aeronave, en el eje la diferencia es cero, los tonos de 90 y 150 son iguales. En forma lineal y al lado izquierdo de la trayectoria se refuerza el tono de 90 Hz y al lado derecho el tono de 150 Hz. como se muestra en la figura 41. En el evento de que las ondas no se sumen en fase hay que tener en cuenta el ángulo de diferencia como se muestra Figura 42.

**Figura 41. Unidades DDM**

#### 0.2.3.2 DDM and SDM definitions

DDM is defined as

$$\begin{aligned} \text{DDM} &= m_{150} - m_{90} && \text{for modulation level } < 2m \\ \text{DDM} &= 2m && \text{for modulation level } > 2m \end{aligned}$$

SDM is defined as

$$\begin{aligned} \text{SDM} &= m_{150} + m_{90} && \text{for modulation level } > 2m \\ \text{SDM} &= 2m && \text{for modulation level } < 2m \end{aligned}$$

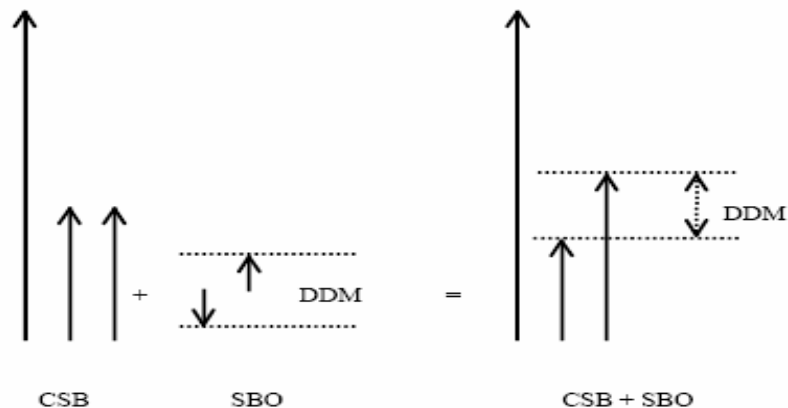


Figure 0-22 Combined CSB and SBO

When SBO amplitudes are less than the CSB modulation depth, DDM is equal to the magnitude of the SBO amplitudes 90 plus 150 in reference to the carrier amplitude.

By convention 90 Hz and 150 Hz SBO amplitudes are equal, consequently

$$\text{DDM} = \frac{2 \cdot \text{SBO}}{\text{CSB}}$$

Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 42. Unidades DDM cuando no están en fase CSB y SBO**

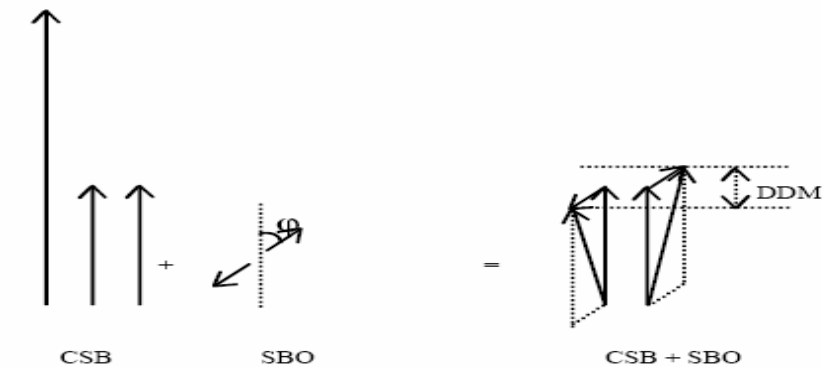


Figure 0-23 Phasing error between CSB and SBO. SBO is retarded by  $\phi$  degrees

DDM is proportional to the cosine of the phase angle between CSB and SBO. The complete formula for DDM including CSB/SBO phase relation is:

$$\text{DDM} = \frac{2 \cdot \text{SBO}}{\text{CSB}} \cos \phi$$

Any phase error  $\phi$  will reduce the DDM magnitude.

Example.

Given far field values for CSB and SBO:

CSB =  $100 \angle 0^\circ$

SBO =  $11.7 \angle -10^\circ$

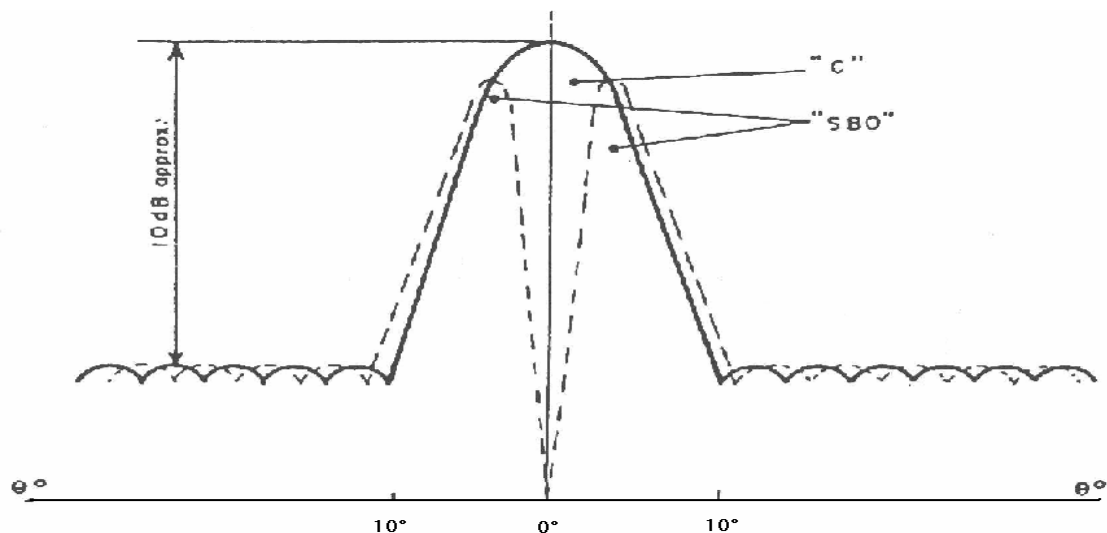
$$\text{DDM} = \frac{2 \cdot 11.7}{100} \cos(-10^\circ) = 0.23$$

DDM = 23%

Fuente: Manual ILS Normarc

- **Tipo de arreglos:** los sistemas de antenas del localizador están comprendidos por arreglos entre 12 y 24 antenas, dependiendo de la topografía del sitio, de la confiabilidad que deberá tener el equipo y las configuraciones que proporcionan las casas fabricantes de estos. Algunas de las casas fabricantes que proporcionan estos equipos de ILS son: Park Air System Normarc, Thales ATM, AMS, entre otras.
- **Monofrecuente:** solamente se transmite una sola frecuencia, el arreglo trata de cubrir toda el área requerida hasta los  $\pm 35^\circ$ .
- **Sistema ILS de frecuencia simple:** este patrón resulta de la combinación de los patrones de radiación del curso y de la señal clearance; el patrón de curso es obtenido con un arreglo de antenas que provee una ganancia de 10 dB sobre el usado para la radiación clearance, que minimiza reflexiones a lo largo de la línea central.

**Figura 43. Sistema de frecuencia simple**



Fuente: Manual ILS Normarc

**Tabla 1. Diseño arreglo de antenas de 12 elementos para un localizador**

The table below shows all design data for the antenna system. Amplitude values (A) are given in relative volts, phases (P) in electrical degrees. The relative SBO distribution is slightly different for Course Sectors less than 4.5° than for Course Sectors larger than 4.5°.

| Elem. no | Dist. From CL (m) | CSB Ampl. | CSB Ampl.* | CSB Phase (°) | SBO ampl CS=4° | SBO ampl CS=5° | SBO phase (°) |
|----------|-------------------|-----------|------------|---------------|----------------|----------------|---------------|
| 1        | -16.90            | 2.40      | 2.11       | 0             | 0.90           | 0.70           | -90           |
| 2        | -13.90            | 8.10      | 7.14       | 0             | 2.61           | 2.04           | -90           |
| 3        | -10.90            | 19.30     | 17.00      | 0             | 4.88           | 3.81           | -90           |
| 4        | -7.91             | 33.50     | 29.50      | 0             | 6.72           | 5.26           | -90           |
| 5        | -4.77             | 55.00     | 48.50      | 0             | 7.72           | 6.03           | -90           |
| 6        | -0.95             | 100.0     | 100.0      | 0             | 15.18          | 14.81          | -90           |
| 7        | 0.95              | 100.0     | 100.0      | 0             | 15.18          | 14.81          | 90            |
| 8        | 4.77              | 55.00     | 48.50      | 0             | 7.72           | 6.03           | 90            |
| 9        | 7.91              | 33.50     | 29.50      | 0             | 6.72           | 5.26           | 90            |
| 10       | 10.90             | 19.30     | 17.00      | 0             | 4.88           | 3.81           | 90            |
| 11       | 13.90             | 8.10      | 7.14       | 0             | 2.61           | 2.04           | 90            |
| 12       | 16.90             | 2.40      | 2.11       | 0             | 0.90           | 0.70           | 90            |

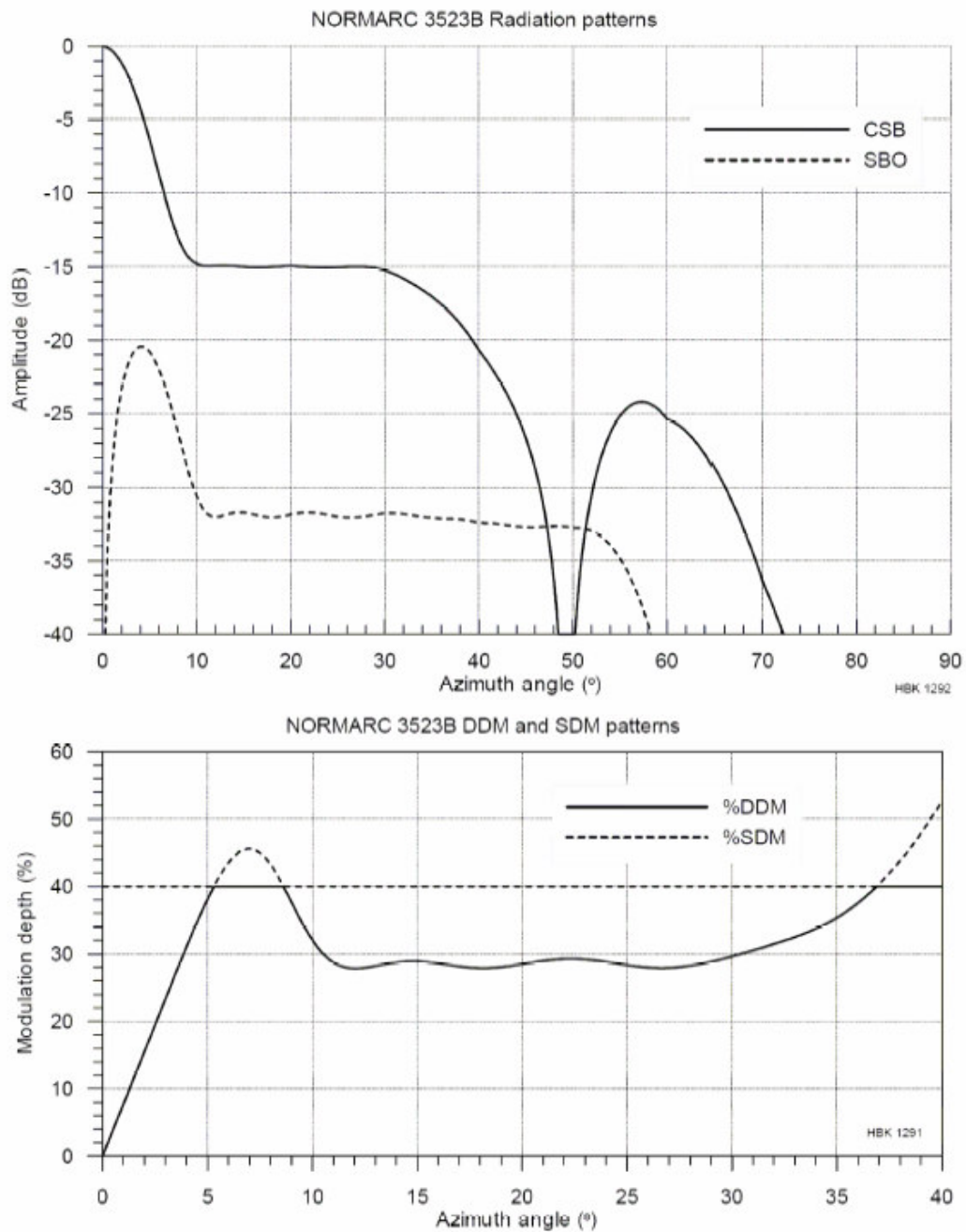
\*For Course Sector narrower than approx. 4.0°

An adjustable phaser with range  $\pm 10^\circ$  is fitted in the signal path for the most significant SBO antenna (A6) to provide a fine adjustment facility. (Typically  $\pm 2.5 \mu\text{A}$  of the course alignment (CL) for a 4-degree course sector width.

An SMA connector on the printed circuit board carries a low level test signal from antenna 6 coupled by a capacitor.

Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 44. Patrón de radiación del arreglo de antenas de un localizador**

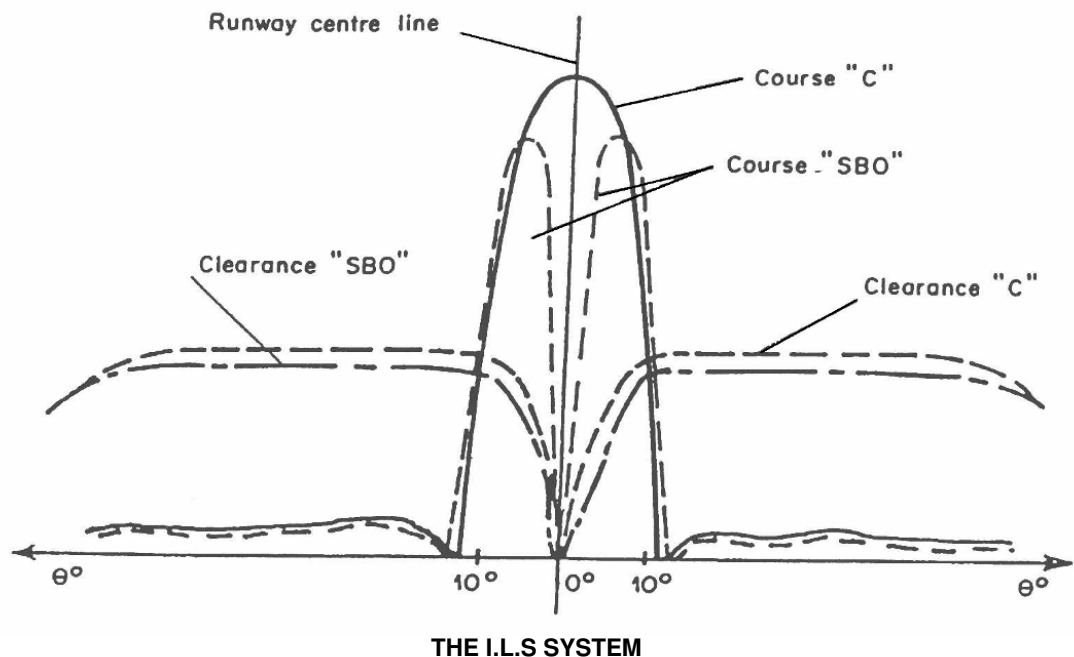


Fuente: Manual ILS Normarc

- **Bifrecuente (Sistema ILS de frecuencia dual):** este sistema es usado cuando la importancia de los objetos reflectores es grande para obtener campos de radiación con resultados apropiados y seguros, reducir las amplitudes de las oscilaciones en el indicador (Scalloping).

Esto se logra con un arreglo de antenas que radian un campo estrecho en la dirección de aproximación con un nivel muy bajo de lóbulos laterales, esto provee un patrón altamente direccional (ancho del lóbulo principal  $\leq 3^\circ$ ) con el fin de generar una protección apropiada contra reflexiones de obstáculos a los lados del curso. Un segundo arreglo radia el patrón de campo clearance a un nivel de 10 a 12 dB por debajo del nivel del patrón de campo de radiación del curso a una frecuencia ligeramente diferente. Esta separación de frecuencia entre las portadoras (8 kHz) es pequeña comparada con el ancho de banda del receptor del avión (15 kHz o mas). El sistema de antenas incluye una red de distribución de alimentación para las antenas con el fin de proporcionar a cada una amplitudes y fases apropiadas de las señales CSB y SBO.

**Figura 45. Sistema de frecuencia dual**



Fuente: Manual ILS Normarc

- **Arreglo de 24 elementos:** este arreglo es el más completo de todos, ya que combina máxima directividad en el arreglo principal del transmisor directivo y el cubrimiento lateral se hace a la otra frecuencia ya mencionada como es la del transmisor clearance.

**Tabla 2. Diseño arreglo de antenas de 24 elementos para un localizador**

The table below shows all design data for the antenna system. Amplitude values are given in relative volts.

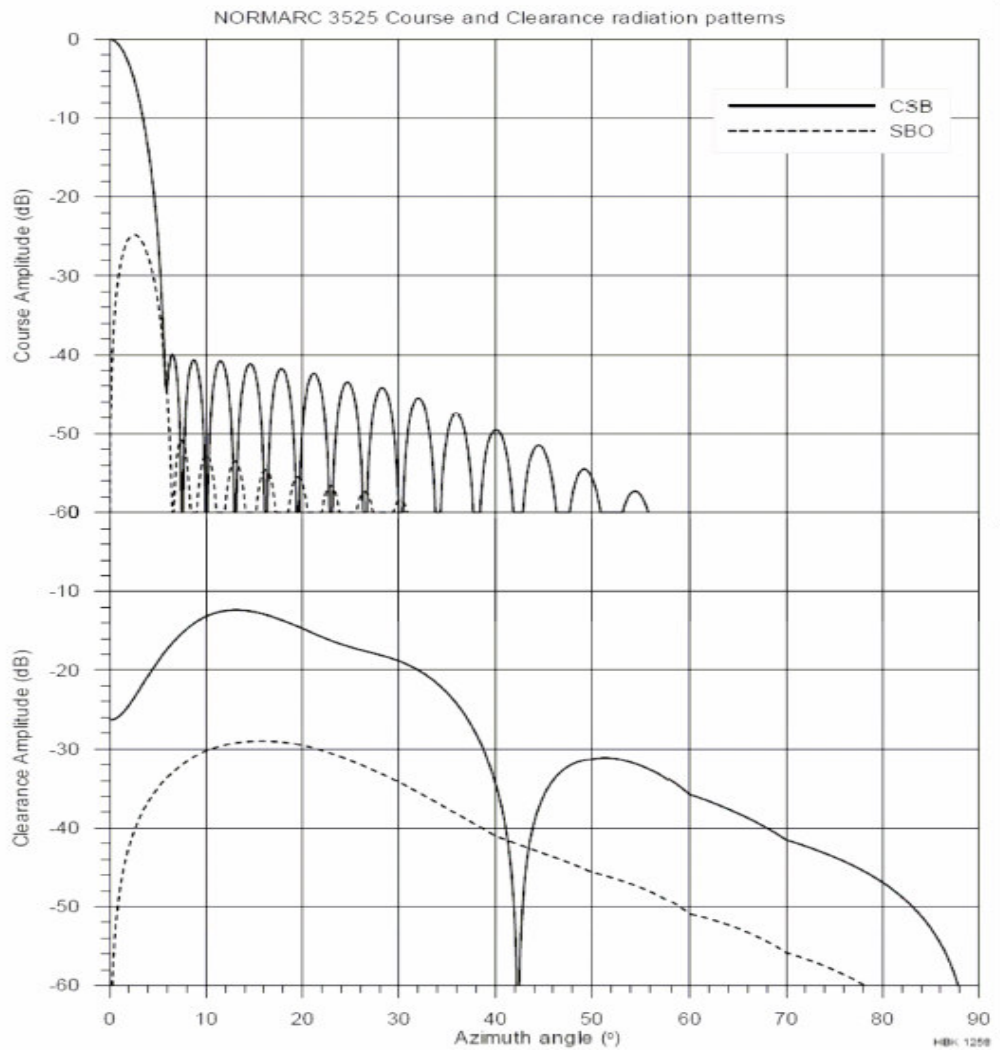
| Elem. no. | Dist. from CL (m) | Course SBO ampl. | Course SBO phase (°) | Course CSB ampl. | Course CSB phase (°) | CLR SBO ampl. | CLR SBO phase (°) | CLR CSB ampl. | CLR CSB phase (°) |
|-----------|-------------------|------------------|----------------------|------------------|----------------------|---------------|-------------------|---------------|-------------------|
| 1         | -23.46            | 2.5              | -90                  | 12.6             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 2         | -21.42            | 2.7              | -90                  | 14.8             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 3         | -19.38            | 3.7              | -90                  | 22.4             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 4         | -17.34            | 4.6              | -90                  | 31.4             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 5         | -15.30            | 5.4              | -90                  | 41.6             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 6         | -13.26            | 5.9              | -90                  | 52.6             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 7         | -11.22            | 6.1              | -90                  | 63.7             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 8         | -9.18             | 5.8              | -90                  | 74.3             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 9         | -7.14             | 5.1              | -90                  | 83.9             | 0                    | 0             | ---               | 33.12         | 180               |
| 10        | -5.10             | 4.0              | -90                  | 91.6             | 0                    | 0             | ---               | 16.56         | 180               |
| 11        | -3.06             | 2.5              | -90                  | 97.1             | 0                    | 11.59         | -90               | 82.79         | 180               |
| 12        | -1.02             | 0.9              | -90                  | 100.0            | 0                    | 29.80         | -90               | 165.58        | 0                 |
| 13        | 1.02              | 0.9              | +90                  | 100.0            | 0                    | 29.80         | +90               | 165.58        | 0                 |
| 14        | 3.06              | 2.5              | +90                  | 97.1             | 0                    | 11.59         | +90               | 82.79         | 180               |
| 15        | 5.10              | 4.0              | +90                  | 91.6             | 0                    | 0             | ---               | 16.56         | 180               |
| 16        | 7.14              | 5.1              | +90                  | 83.9             | 0                    | 0             | ---               | 33.12         | 180               |
| 17        | 9.18              | 5.8              | +90                  | 74.3             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 18        | 11.22             | 6.1              | +90                  | 63.7             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 19        | 13.26             | 5.9              | +90                  | 52.6             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 20        | 15.30             | 5.4              | +90                  | 41.6             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 21        | 17.34             | 4.6              | +90                  | 31.4             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 22        | 19.38             | 3.7              | +90                  | 22.4             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 23        | 21.42             | 2.7              | +90                  | 14.8             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |
| 24        | 23.46             | 2.5              | +90                  | 12.6             | 0                    | 0             | ---               | 0             | ---               |

An adjustable phaser with range  $\pm 10^\circ$  is fitted in the signal path for antenna 9 to provide a fine adjustment facility. (Typically  $\pm 2.5 \mu A$  of the course alignment (CL) for a 4-degree course sector width. A BNC connector (TP1) carries a low level test signal from antenna 16 coupled by a capacitor.

Fuente: Manual ILS Normarc

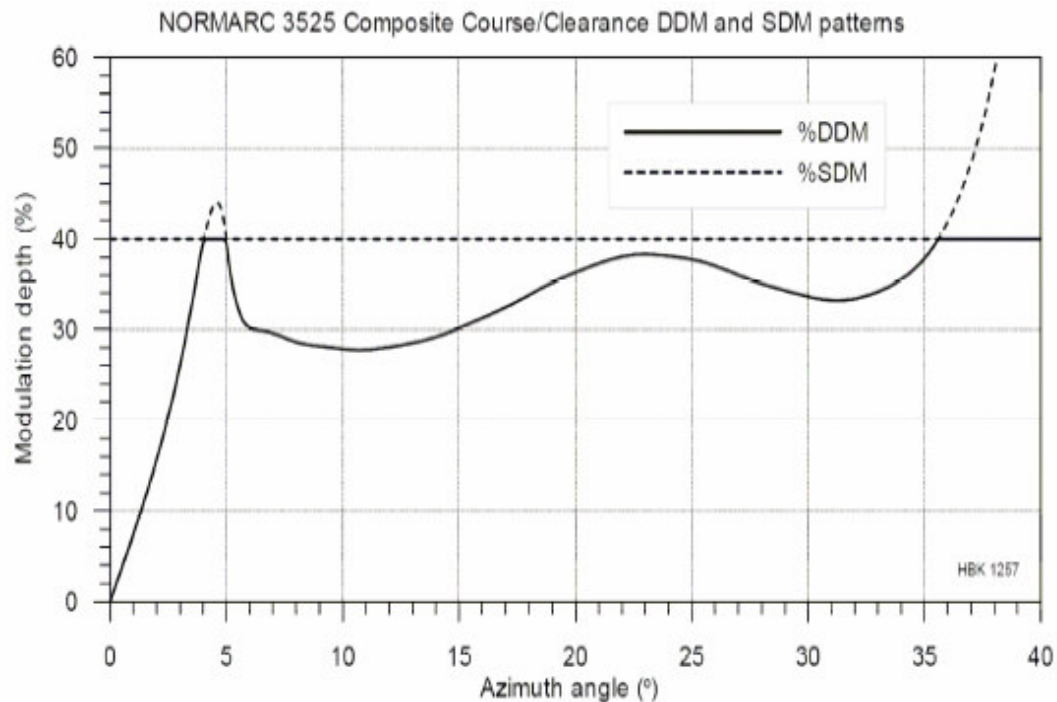
Como se observa en la figura 46 la radiación del transmisor Directivo es mucho menor, entre  $10^\circ$  y  $35^\circ$  a ambos lados de la trayectoria con respecto a otros arreglos. En este sector operaría el transmisor Clearance cuyas reflexiones no afectarían el sector de curso de una aeronave permitiéndose de esta forma construcciones más grandes alrededor de la estación.

**Figura 46. Patrones de radiación de transmisores “clearance y directivo”**



Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 47 Normarc 3525 Composite Course/Clearance DDM and SDM patterns**



Fuente: Manual ILS Normarc

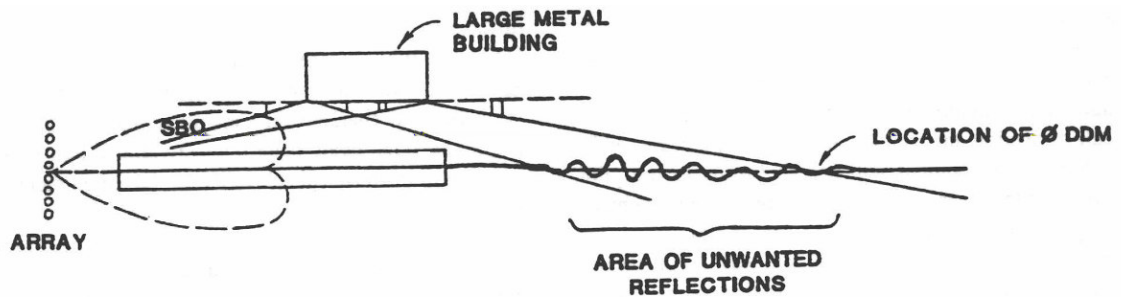
- **Potencial de desviación de las señales (BBP):** la degradación del rendimiento de la estructura del curso es determinada por la radiación de la señal SBO sobre los obstáculos que generan algún tipo de reflexión.

Se define el termino BBP (Beam Bend Potencial) como la máxima degradación del rendimiento sobre las señales de curso si todas las radiaciones incidentes sobre los obstáculos reflectores se dirigen hacia la dirección de aproximación de la aeronave.

El BBP es igual a la relación entre la señal SBO en la dirección de los objetos reflectores y la señal CSB radiada directamente.

$$BBP_{(\varphi)} = 2 \frac{E_{SBO}(\varphi)}{E_{CSB}(0^\circ)}$$

**Figura 48. Reflexiones no deseadas**



Fuente: Manual Mantenimiento FAA

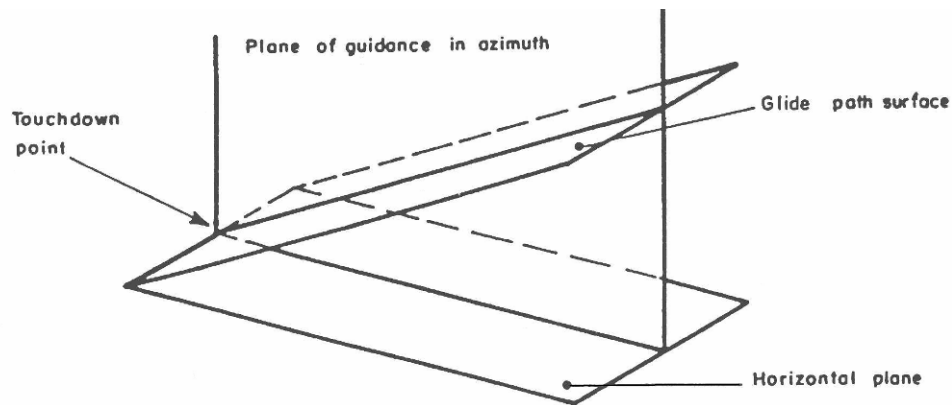
## **Monitoreo**

### **Monitoreo y Distribución del EFGS Distribución RF.**

**4.1.3.2 Principios de operación senda de planeo (Glide Slope):** el G/S del ILS proporciona guía vertical para aproximación de aeronaves a la pista. El G/S transmite en una porción del espectro electromagnético UHF de 328 a 336 MHz y usa modulación en amplitud con información codificada sobre una frecuencia de radio portadora. La guía desde el G/S es generada por la radiación de una combinación compleja de señales UHF, cada una modulada con dos tonos, 90 y 150 Hz (a excepción de la señal clearance desde el efecto de captura de la señal del G/S, que es modulado en un solo tono de 150 Hz).

La senda de planeo (G/S) produce dos patrones de radiación de amplitud modulada en un plano vertical que intercepta al ángulo de descenso, llamado ángulo de trayectoria de planeo. El patrón de descenso es definido entre dos modulaciones de 90 y 150 Hz con una profundidad de modulación nominal del 40%. Bajo el ángulo del patrón de planeo se produce una indicación de "Fly up" cuando se está en la región predominada por el tono de 150 Hz se, sobre el ángulo del patrón de planeo se produce una indicación "Fly down" cuando se está en la región predominada por el tono de 90 Hz. El G/S es ubicado generalmente entre 300 y 400 m detrás del umbral de la pista para dar de 15 a 18 m de altura de decisión y entre 120 y 150 metros desde la línea central de la pista, para ser mas precisos se ubica frente al punto de aterrizaje "Touch-Down Point" de la pista. El ángulo de la trayectoria de planeo es generalmente de 3°, según las recomendaciones dadas por la OACI en el anexo 10 Parte I, Capítulo 3, párrafos 3.1.5.1.2 y 3.1.5.1.2.1.

**Figura 49. Plano Vertical**



Fuente: Manual ILS Normarc

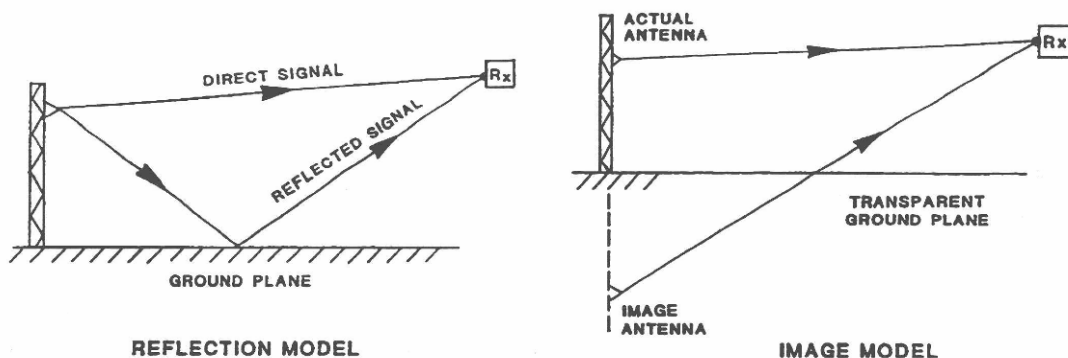
- **Equipo abordo:** el receptor a bordo mide la diferencia en profundidades de modulación y es equipado con un indicador similar al del localizador, pero difiere del indicador del localizador porque flexa a los lados de la horizontal. La máxima deflexión del indicador es obtenida por una corriente de  $150 \mu A$ , pero corresponde a un DDM igual a 17, 5% (0,175) en ambos lados del patrón de descenso.

En la aeronave el receptor estándar superheterodino detecta la señal UHF del G/S. Circuitos filtradores separan las señales de fly-up (150 Hz) y fly-down (90 Hz) y se dirigen a un medidor diferencial (punto de intersección centro cero). Una señal pequeña cerca del borde del indicador esta normalmente fuera de vista, pero aparecerá siempre que la señal radiada desde el G/S no se encuentre en los requerimientos mínimos o el receptor del avión este fallando.

- **Equipo en Tierra:** el G/S consiste en un equipo shelter, equipo transmisor, un sistema de antena polarizada horizontalmente, un equipo monitoreo, y el equipo de control. El sistema de antenas esta generalmente ubicado aproximadamente a 1000 ft (300 m) desde el umbral de la pista por donde se realiza la aproximación y de 250 a 650 ft (75 a 200 m) desde la línea central de la pista.
- **Patrones de radiación:** el equipo transmisor del G/S genera dos señales de amplitud modulada, una señal portadora mas bandas laterales (CSB) y una señal de solo bandas laterales (SBO). Cada una de las señales es modulada por dos tonos, 90 y 150 Hz. La fase de audio de la señal de 90

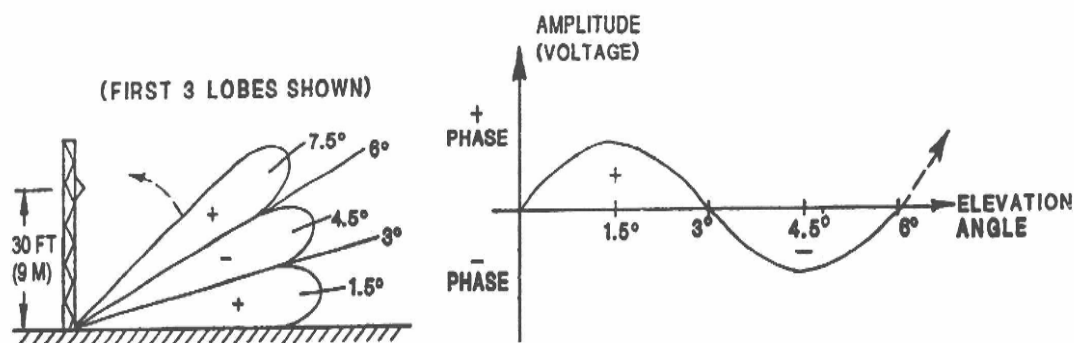
Hz es igual entre las señales CSB y SBO, mientras la fase de la señal de 150 Hz está opuesta. La igualdad de amplitud de los tonos sobre las señales es cuidadosamente controlada.

**Figura 50. Modelo de sistemas de antenas**



Fuente: Manual Mantenimiento FAA

**Figura 51. Montaje de altura y patrones de radiación**



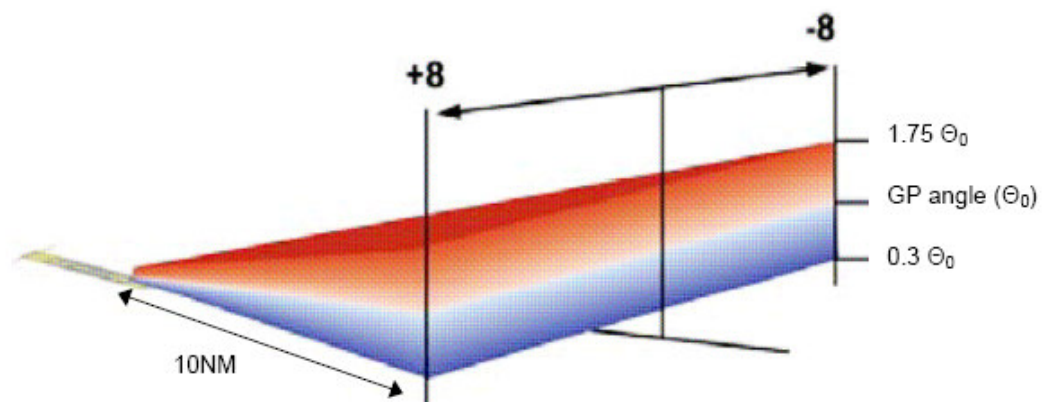
Fuente: Manual Mantenimiento FAA

- **Ángulo de trayectoria:** las señales del G/S desde el sistema antenas es conformada en el plano vertical, las amplitudes de los tonos detectados de 90 y 150 Hz son iguales en un ángulo sobre la horizontal llamado ángulo de trayectoria. Desde que los tonos son aplicados a un medidor o CDI diferencial de la cabina, una aguja es centrada en el indicador cuando esta en el ángulo de trayectoria  $\theta$ , normalmente  $3^\circ$ . La estabilidad, exactitud, y suavidad a lo largo del ángulo de trayectoria de aproximación son las principales características del G/S.

- **Anchura de la trayectoria:** cuando un avión desciende por debajo del ángulo de trayectoria, el indicador de la cabina debe incrementar suavemente, la señal fly-up (150 Hz) es proporcional a la desviación angular de la trayectoria, hasta la mitad del ángulo de apertura de la trayectoria. A ángulos sobre el ángulo de trayectoria, la cantidad de la señal fly-down (90Hz) debe aumentar proporcionalmente a la mitad del tope del ángulo de apertura de la trayectoria, o el borde de la cima de la trayectoria. La diferencia angular entre el tope superior e inferior de la trayectoria es llamada apertura de la trayectoria de descenso y es estandarizada en  $1.4^\circ$ . Así la escala completa de deflexiones de fly-up y fly-down del indicador de la cabina ocurre entre  $2.3^\circ$  y  $3.7^\circ$  para un ángulo de trayectoria de  $3^\circ$ . La apertura de trayectoria es una de las principales características de la señal de G/S.
- **Clearances:** a ángulos menores del tope inferior de la trayectoria, el indicador debe permanecer pegado para proporcionar una escala completa de la señal fly-up a cualquier altura de obstáculos. Este sector angular entre las obstrucciones y el borde inferior de la trayectoria es llamado área clearance, y se las señales fly-up es estas área son llamadas clearances. Las clearances del G/S son una de las principales características de la señal del G/S.

## Cobertura del G/S

Figura 52. Cobertura del G/S



Fuente: Manual ILS Normarc

Figuras de DDM ( diferencia de profundidad de modulación)

- **Altura Apropriada de la Antena:** las señales son aplicadas a un arreglo montado verticalmente con las antenas polarizadas horizontalmente. (Más de una antena puede usarse para generar las señales CSB o SBO en el espacio, dependiendo del tipo de arreglo de imagen usado). La altura del montaje de la antena horizontalmente polarizada sobre la superficie de reflexión determina los ángulos verticales donde la señal tendrá nulos y máximos. La fase de RF de la señal de un lado del nulo es opuesta, o 180 grados eléctricos diferente de la fase del otro lado del nulo. Como se observa en la figura 52 donde los símbolos más y menos representan las inversiones de fase RF de 180°.

La altura de la antena para un arreglo de imagen es escogida para que la resultante de la señal SBO en el espacio sea nula en el ángulo de descenso deseado del avión o el ángulo de trayectoria, mientras que la señal CSB tiene un máximo o un valor máximo cercano al ángulo de trayectoria. La igualdad de los tonos de 90 y 150 Hz es controlada cuidadosamente en la señal CSB, un receptor del avión cuya antena se posiciona en el nulo vertical de la señal SBO, detectara cantidades iguales de las señales de 90 y 150 Hz. (Esto dará como resultado un DDM igual a cero, o una diferencia cero en la profundidad de modulación). Como la antena del receptor se mueve sobre o por debajo del ángulo de trayectoria, la cantidad de señal SBO no será cero, y en adición recibirá la señal CSB. Sobre el ángulo de trayectoria, la relación de la fase audio de los tonos que modulan las señales CSB y SBO dará como resultado señales de 150 Hz más pequeñas que las de 90 Hz, y el indicador diferencial de la cabina mostrara una indicación de Fly-down. Debajo del ángulo de trayectoria la señal de 150 Hz predominará, causando una indicación Fly-up.

Para desplazamientos angulares pequeños del ángulo de trayectoria, la variación en el DDM o predominancia de los tonos de 90 o 150 Hz es lineal con respecto al desplazamiento angular.

- **Tipos generales de Antenas:** los sistemas de G/S se diferencian por los tipos de antenas que se utilizan en ellos, ya que los equipos transmisores son muy similares entre sí y sus principios de funcionamiento no varían. Por esto los sistemas de G/S pueden estar compuesto por dos tipos fundamentales de antenas: Tipo Imagen y Tipo sin imagen (END-FIRE).
- **Sistemas de antenas tipo imagen:** el sistema de antena de imagen del G/S genera un patrón de radiación vertical por señales de reflexión

cuidadosamente controladas y con un área de tierra preparada frente a las antenas. La señal reflejada es combinada con una señal radiada directamente dentro de las antenas usadas. La relación de fase y amplitud entre estas dos señales determinan la resultante vertical del patrón de radiación RF en el sistema de antenas. La información ILS fly-up y fly-down es obtenida desde diversas superposiciones de los patrones verticales.

Para propósito de análisis y ventaja matemática, este método de generación de señal es idéntico a uno en el que el plano de reflexión y las señales reflejadas son reemplazadas por un sistema de antenas imagen, simétricamente ubicadas por debajo del plano imaginario reflejado a la misma distancia que las antenas son ubicadas por encima de este. Ver figura 48.

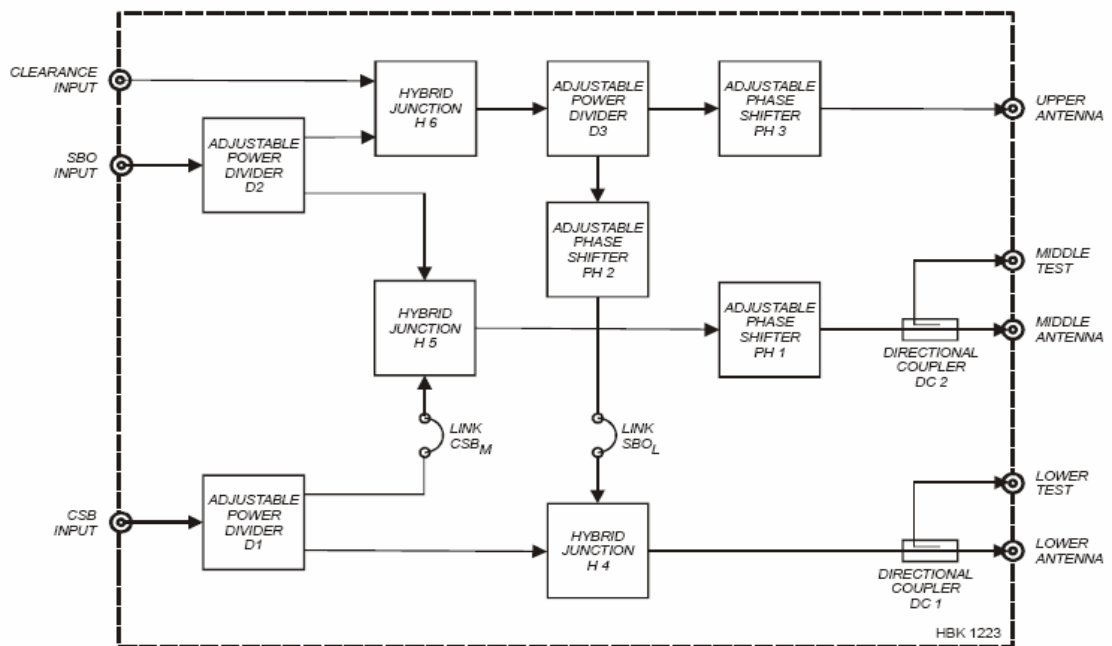
- **Sistemas de antenas sin imagen del G/S (END FIRE):** el sistema de antenas del G/S End-Fire, es un sistema cuya información de fly-up y fly-down es derivada solamente de la relación de la fase entre dos puntos de origen: los radiadores que están ubicados cerca de la tierra, en contraste con el sistema de imagen cuyas antenas están posicionadas en una torre. Para proporcionar un patrón horizontal útil, bastante ancho, se posicionan muchos puntos de origen a lo largo de una curva para que la relación de la fase entre las dos antenas quede independiente del acimut del avión para ángulos pequeños desde la línea central de la pista de aterrizaje. Figura 52 determina las indicaciones físicas, en el plano vertical, la diferencia de llegada de fase de las dos antenas End-Fire a una antena en el avión.

Las antenas End-Fire son montadas cerca de la tierra (es decir, típicamente entre 2 a 6 ft (0,6 a 1.8 m) de altura) y no requieren un gran plano de reflexión controlado. Y la proximidad de las antenas de radiación a elevaciones de tierra es sustancialmente mayor que en un sistema tipo imagen, esto no presenta un problema para la información de fly-up y fly-down por que esta información es determinada principalmente por la diferencia de fase relativa de las señales radiadas por las antenas principales frontales y traseras. En teoría, las señales recibidas no son afectadas por la naturaleza o la altura del terreno en la proximidad de los elementos de radiación. Sin embargo, en la práctica, la nieve y los montículos de hielo, en la proximidad de los elementos de radiación y antenas de monitoreo, tienen como resultado el cierre de la instalación y chequeos del vuelo poco satisfactorios. Como con los sistemas de imagen, el sistema de monitoreo de campo cercano (es decir, M1, M2 y M3) es más sensitivo a la nieve y a los montículos de hielo, que en el campo lejano, y es medido por un vuelo de inspección. Como pauta general, después de

aproximadamente seis o ocho pulgadas de nieve, en un área de diez a veinte pies alrededor de los elementos de monitoreo y radiación debe ser limpiado para prevenir problemas con el sistema.

**Diagrama en bloques:** Los transmisores CSB, SBO y Clearance son similares a los del Localizador, en las gráfica se observa la unidad de distribución:

**Figura 53. Diagrama en bloques de la unidad de distribución**



Fuente: Manual ILS Normarc

- **Tipo de arreglos:** existen varios tipos de arreglos acordes con los requerimientos de instalación:
- **Sistema Null Referente:** el sistema Null Reference consiste en obtener iguales profundidades de modulación por medio de la generación de nulos en los patrones de campo de las antenas.

Este resultado es obtenido por la radiación de dos patrones de campo. El primero es llamado Portadora, este patrón radia una portadora modulada

con tonos de 90 y 150 Hz con la misma profundidad de modulación. El segundo patrón de campo es llamado Sideband y radia las mismas bandas laterales que el patrón anterior, pero sin la portadora y en contrafase una con respecto a la otra. Este patrón es llamado tipo ODD que significa que el nulo se encuentra en el centro de la pista y los lóbulos radiados están en oposición de fase de RF.

El patrón de la CSB puede ser obtenido ubicando un par de antenas o más en el centro de la pista, perpendicular al eje de la misma, presentando la máxima ganancia a lo largo del centro de la pista. Este patrón contiene una portadora modulada a un 40% por un tono de 90 y 150 Hz.

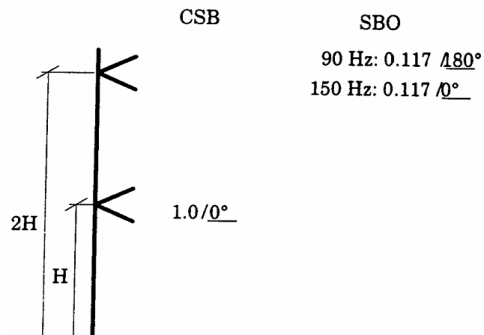
El sistema del G/S NULL REFERENCE es el glide slope de imagen más simple, usando solamente dos antenas, una donde es usada la señal de radiación SBO y la otra la CSB. Este sistema es usado en sitios con suficientes superficies planas reflectoras en los terrenos cercanos y lejanos. Las antenas son montadas en un mástil vertical con una relación de altura de 2:1.

Este arreglo de imagen requiere un gran plano de reflexión controlado enfrente de las antenas para garantizar un resultado aceptable. Cerca de 1200 ft (360 m) de superficie suave puede ser suficiente para que el sistema funcione bien.

La antena que se alimenta con la señal SBO es localizada generalmente a una altura de 30 ft sobre el mástil, esta antena genera un patrón de radiación donde el segundo nulo ocurre en el ángulo de descenso deseado.

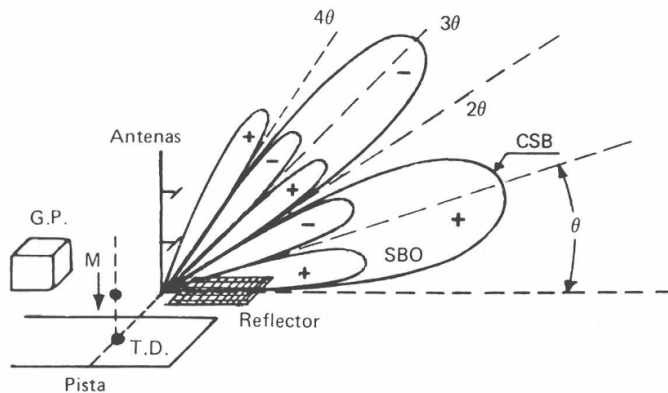
La otra antena es localizada en la altura media del mástil (15 ft) de la primera antena y es alimentado por la señal CSB. Ella produce un lóbulo primario donde su máximo se encuentra en el ángulo de descenso (ver Figura 52).

**Figura 54. Configuración y alimentación de la Antena Null Reference**



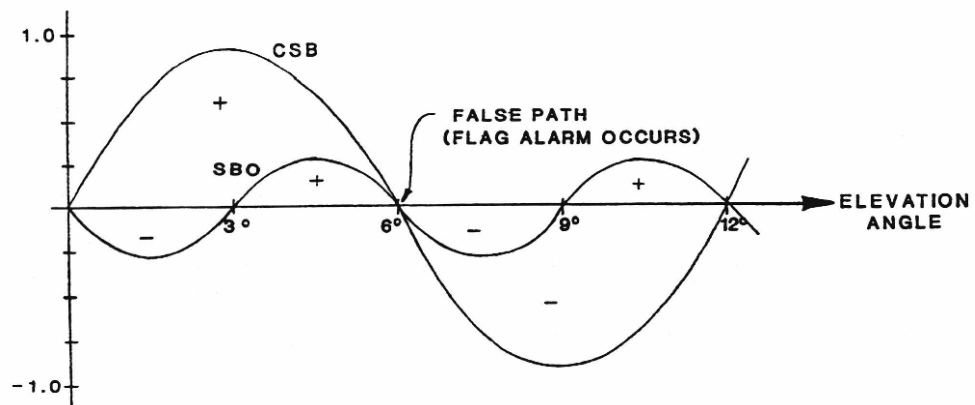
Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 55. Angulo de trayectoria  $\theta$**



Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 56. Patrones de radiación CSB y SBO de Null Referente**



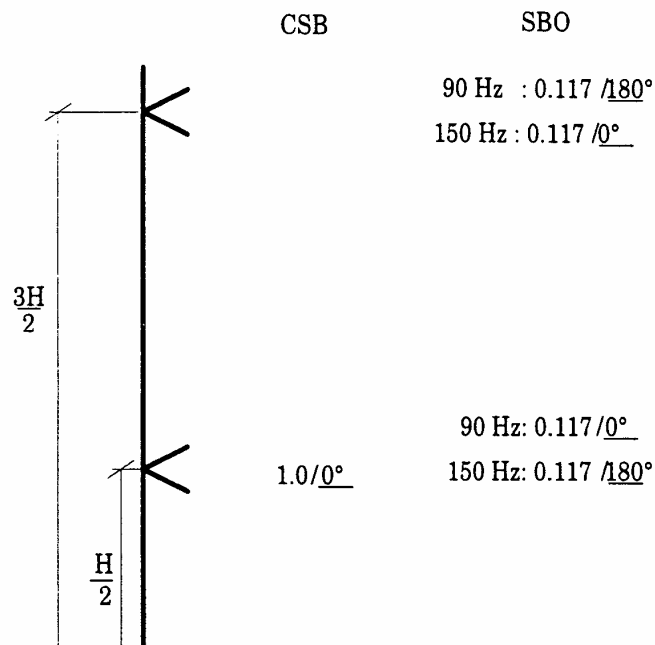
Fuente: Manual Mantenimiento FAA

- **Referencia de banda lateral ( side bands referente):** el G/S SIDEBAND-REFERENCE es usado en sitios con insuficiente terreno plano, también puede ser usado para lograr alguna mejora en el rendimiento de la estructura de la trayectoria en el campo lejano. Comparado con el sistema null reference este usa un arreglo de imagen de dos antenas de complejidad intermedia. Las antenas son montadas en un mástil vertical con una relación de altura de 3:1, Figura 57. En algunos sitios son instaladas con relaciones de 2:1, 2.5:1 y 4:1.

Solo la antena inferior radia la señal CSB, esta ubica generalmente a 7 ft de altura, en el ángulo de trayectoria de planeo, la radiación SBO se emite por las dos antenas con una amplitud idéntica, pero 180° fuera de fase. La antena superior generalmente esta ubicada a 21 ft de altura (ver figura 57).

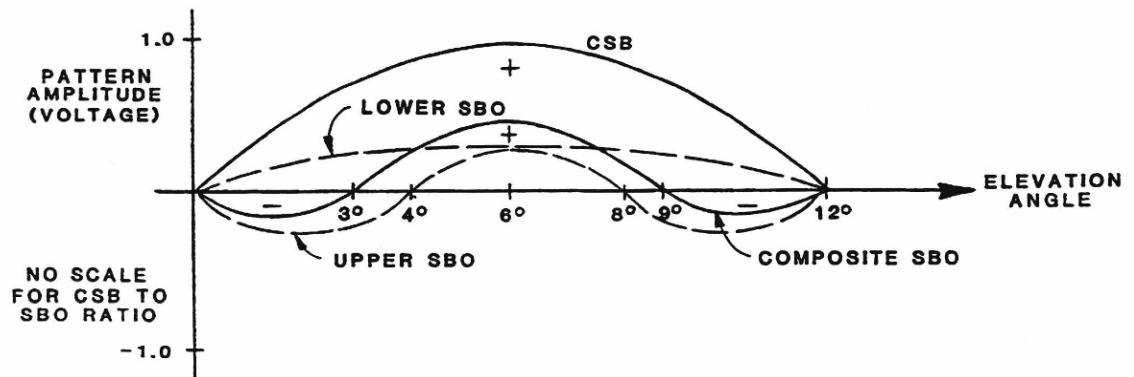
El patrón de radiación de la CSB tiene una señal máxima aproximadamente a 6° y el patrón de radiación SBO tiene su segundo nulo a 3°.

**Figura 57. Configuración y alimentación de la Sideband Referente**



Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 58. Patrones de radiación CSB y SBO de Sideband Referente**



Fuente: Manual Mantenimiento FAA

- **Arreglo M ( bi frecuente) Sistema de G/S de Efecto Captura (CE):** el G/S DE EFECTO CAPTURA (CE) es usado en sitios con terrenos lejanos altos. Su ventaja es dar un buen rendimiento en presencia de fuentes de reflexión verticales significantes. Este sistema se basa en un patrón SBO complejo que radia energía muy pequeña por debajo de 1° de elevación.

El sistema CEGS provee señales SBO pequeñas a ángulos bajos donde la información Fly-up es requerida, para solucionar este problema se transmite adicionalmente una señal llamada clearance, modulada solo con un tono de 150 Hz. El patrón de radiación de la señal clearance es altamente concentrado a ángulos bajos. Un transmisor adicional es requerido para generar esta señal, sin embargo el mismo arreglo de antenas es usado para transmitirla.

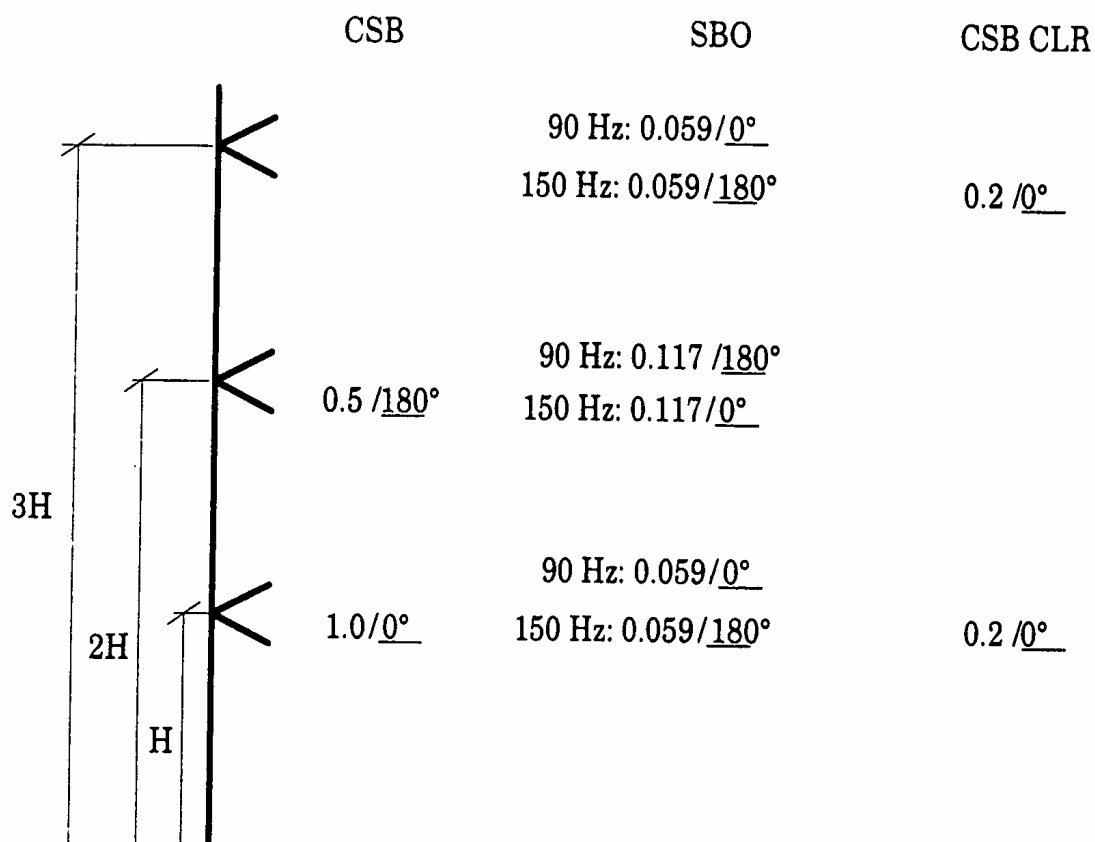
Este sistema se compone de 3 antenas, que son montadas en un mástil vertical con una relación de altura de 1:2:3, Figura 59. La antenna inferior esta normalmente montada a 15 ft y transmite las señales CSB, SBO y clearance.

La antenna del medio esta ubicada a 30 ft de altura y transmite las señales CSB y SBO en contrafase con las señales CSB y SBO de la antenna inferior respectivamente. La antenna superior esta ubicada a 45 ft de altura, transmitiendo las señales SBO y clearance que están en fase con respecto a la antenna inferior.

El sistema de ARREGLO-M utiliza tres antenas, su relación de altura es de 1:2:3. La señal CSB es transmitida por las antenas, inferior y media, la señal SBO es radiada por las tres antenas y la señal clearance es radiada por la inferior y la superior.

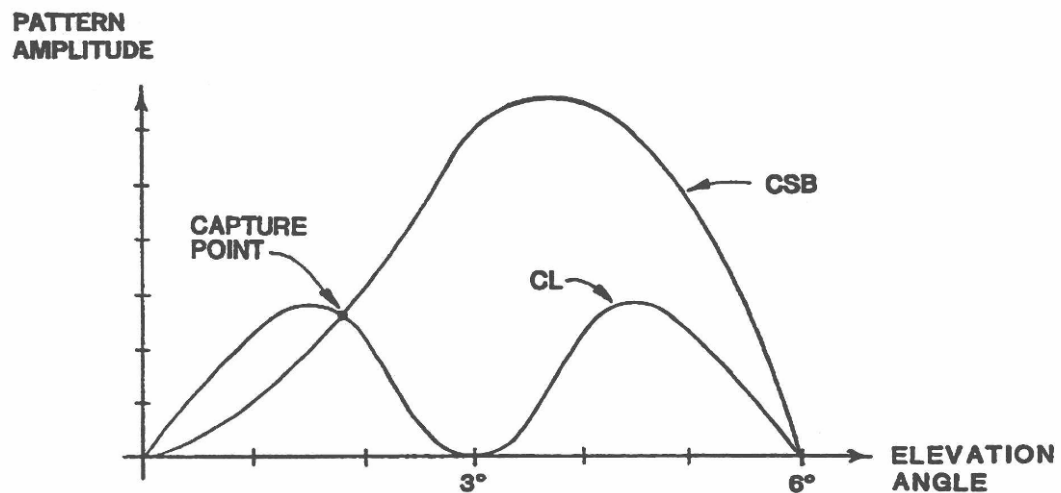
En el ángulo de trayectoria de planeo  $\theta_0$ , la radiación SBO desde la antena media es cero, y desde las antenas superior e inferior la radiación es de amplitud idéntica pero  $180^\circ$  fuera de fase dando un cero en la composición del patrón de radiación.

**Figura 59. Configuración y alimentación de Efecto Captura**

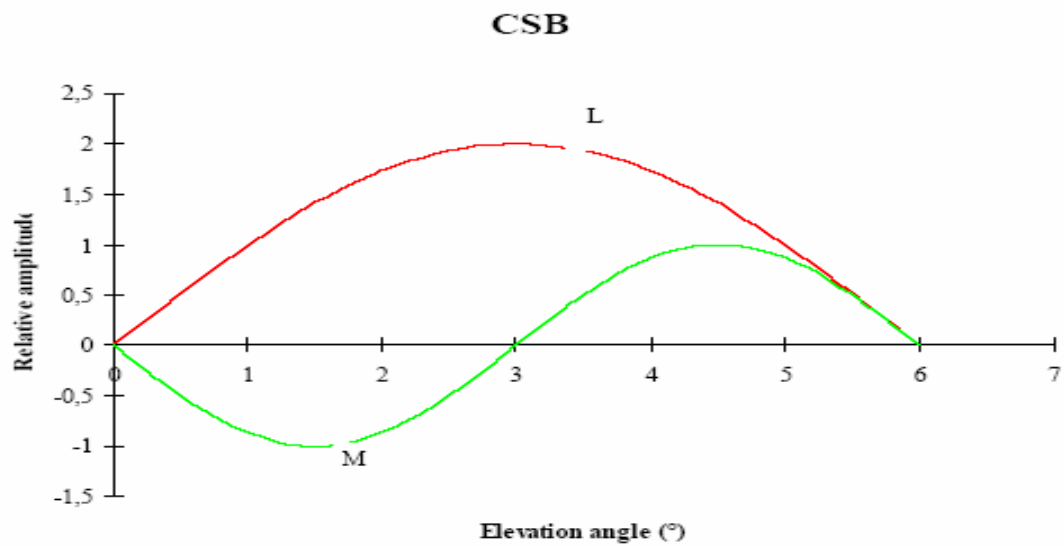


Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 60. Patrones de radiación CSB y SBO de Sideband Referente**



Fuente: Manual ILS Normarc



Fuente: Manual ILS Normarc

**Figura 61. Patrones de radiación CSB y SBO de Arreglo-M**

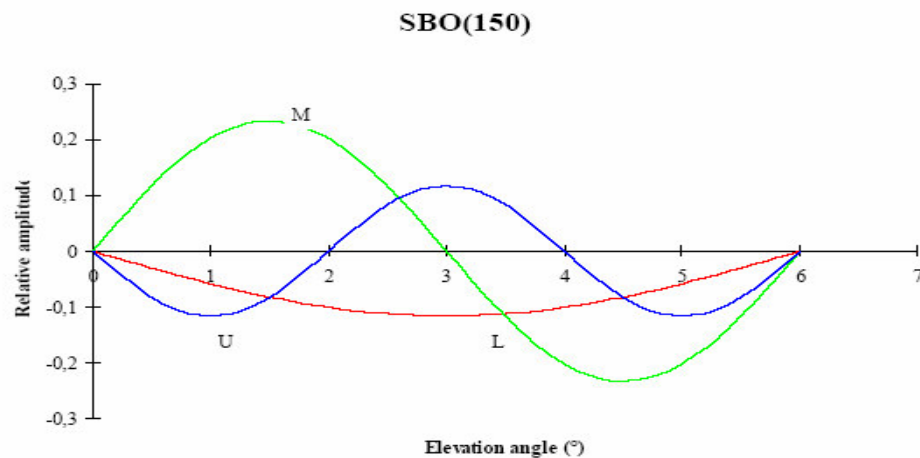
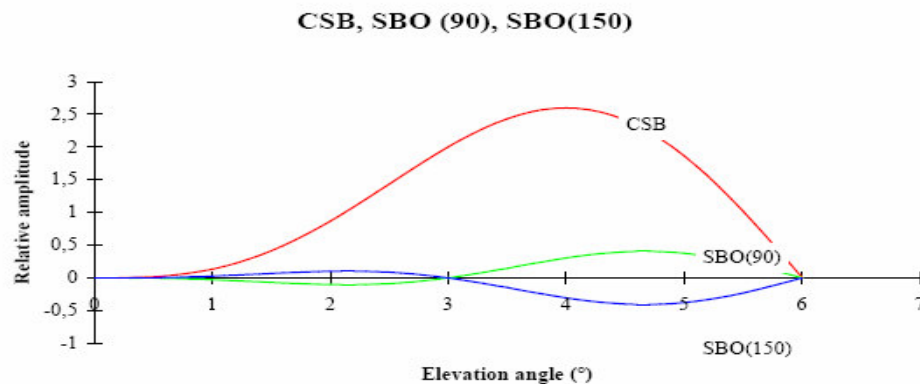


Figure 0-59 SBO pattern

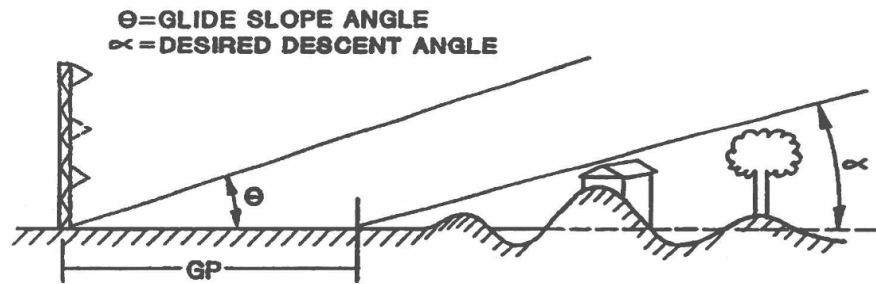


Fuente: Manual ILS Normarc

- **End fire:** el G/S tipo End-Fire (EFGS) usa un sistema de antenas que operan casi independientemente de una superficie de reflexión en frente a estas, y por consiguiente es llamado G/S sin imagen. Esta capacidad para operar en terrenos donde es difícil la utilización de arreglos de antenas de imagen depende de las características únicas que proporcionan las antenas Traveling-Wave y el hecho de que las cantidades variantes de señales Fly-down y Fly-up pueden ser generadas por las relaciones de fases entre las dos señales transmitidas. El arreglo de EFGS requiere una modificación del equipo de transmisión del G/S de efecto captura.

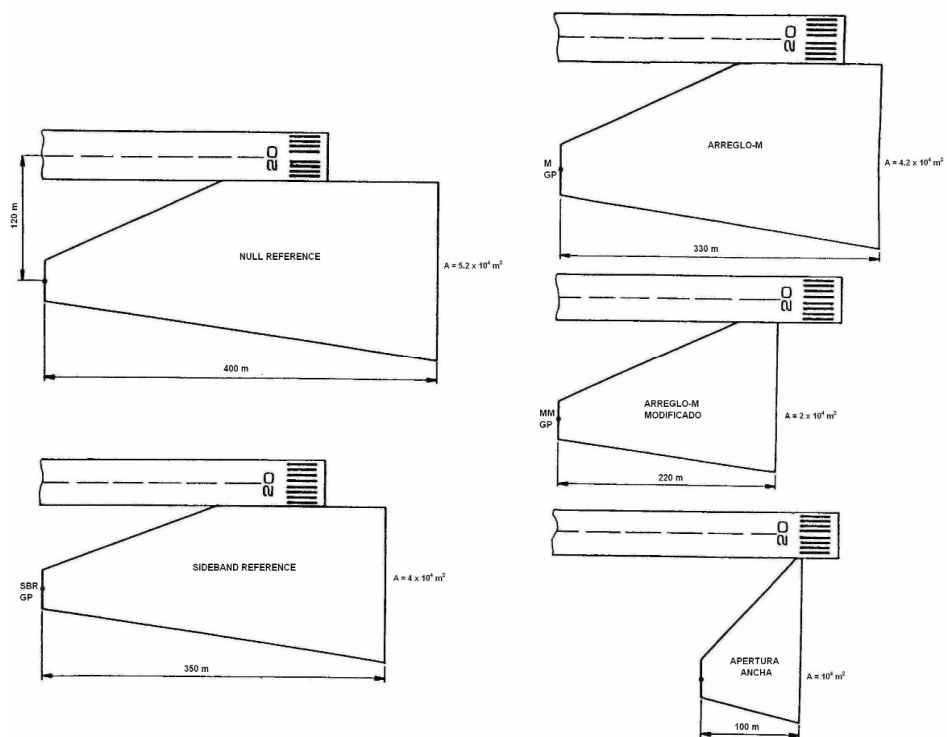
- **Diseño del arreglo:** el arreglo completo consiste en unas antenas de curso frontales y traseras, antenas de clearance frontales y traseras, tres antenas de monitoreo de campo de curso, y una antena de monitoreo de campo de clearance. La baja altura del montaje de las antenas y la frágil construcción permite posicionar el arreglo de antenas cerca de la pista de aterrizaje.
- **Condiciones del terreno:** la figura 62 muestra los requerimientos de ubicación general para los tres sistemas de imagen. La longitud y la suavidad requerida del plano de reflexión son mostradas, junto con la altura máxima de superficies de reflexión significativas más allá de los planos de reflexión. El G/S NR es usado en sitios con reflectores de campo lejano bajos y largos y terreno plano suave. El G/S SBR es usado en sitios con terrenos planos cortos, aunque ellos también pueden usarse en lugar de los sistemas de NR para pequeñas mejoras de rendimiento en presencia de reflectores de campo lejano. El G/S CE es usado en sitios con dificultades (ángulo vertical alto) y reflectores campo lejano. En algunos casos, los sistemas SBR y CE pueden usarse en sitios dónde el área de terreno plano disponible para el funcionamiento de NR es suficiente, pero el costo para lograr la suavidad del terreno es excesivo con respecto a la instalación de equipos más complejos de SBR y CE.

Figura 62. Requerimientos de ubicación de los terrenos



| SYSTEM | GP<br>(FEET)              | $\alpha$<br>MAX. | GP SMOOTHNESS             |
|--------|---------------------------|------------------|---------------------------|
| NR     | 1500-2000 FT<br>455-610 M | $\theta/5$       | $\pm 1$ FT FROM AVG GRADE |
| SBR    | 800 FT<br>244 M           | $\theta/4$       | $\pm 4$ IN FROM AVG GRADE |
| CEGS   | 1200 FT<br>365 M          | $\theta/3$       | $\pm 1$ FT FROM AVG GRADE |

(ALL VALUES TYPICAL)



Fuente: Manual Mantenimiento FAA

**4.1.4 Conceptos de mantenimiento y calibración:** Para efectos de mantenimiento, instalación y calibración de estos sistemas, las compañías fabricantes disponen de manuales técnicos, algunos de ellos disponibles para consulta, en donde detallan todos los procedimientos requeridos para la ejecución de estos trabajos y su periodicidad. Las compañías reguladoras como la Aeronáutica Civil, OACI, FAA, etc., establecen guías de obligatorio cumplimiento, para efectuar mantenimientos tanto correctivos como preventivos y procesos de instalación, basados en estos manuales. Abajo podemos visualizar un prototipo del contenido de una guía para efectuar mantenimiento a un equipo GLIDE SLOPE (Senda de Planeo).

**Tabla 3. Guía Marco Técnico-Legal de una Modificación**

| Airway Facilities Maintenance Personnel Certification<br>Performance Examination<br>Wilcox Model Mark 20A Instrument Landing System (ILS) |                                                  | Results        |   |   |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------|----------------|---|---|
|                                                                                                                                           |                                                  | Procedures     |   |   |
|                                                                                                                                           |                                                  | Test Equipment |   |   |
| Name of Operation                                                                                                                         | References                                       |                |   |   |
| <b>3. Glideslope Group</b>                                                                                                                | MIB SECTION 3                                    | X              | X | X |
| a. Glideslope Subsystem Turn On and Checkout                                                                                              | par. 3.3.1                                       |                |   |   |
| b. Power-Down/Power-Up Sequence 1                                                                                                         | par. 3.3.2.1                                     |                |   |   |
| c. Power-Down/Power-Up Sequence 2                                                                                                         | par. 3.3.2.2                                     |                |   |   |
| *d. Power Supplies                                                                                                                        | MIB SECTION 6                                    |                |   |   |
| (1) AC/DC Converter                                                                                                                       | par. 6.4.14                                      |                |   |   |
| (2) Battery Cutoff Tuning                                                                                                                 | par. 6.4.15                                      |                |   |   |
| *e. System Configuration and Initialization.<br>Note: Use site technical data in FRDF<br>instead of data in Tables.                       | MIB SECTION 9<br>par. 9.8.2<br>steps a to z      |                |   |   |
| *f. Audio Generator Calibration                                                                                                           | MIB SECTION 6<br>par. 6.4.11                     |                |   |   |
| *g. Set up Transmitter 1/2 Waveforms 2 thru<br>8. Note: Use site technical data in FRDF<br>instead of data in Tables.                     | MIB SECTION 9<br>par. 9.8.13                     |                |   |   |
| *h. Transmitters                                                                                                                          | MIB SECTION 9<br>(Localizer)                     |                |   |   |
| (1) Waveforms                                                                                                                             | par. 9.8.3.1,<br>9.8.3.2,<br>9.8.3.3,<br>9.8.3.4 |                |   |   |
| (2) PA Power/VSWR Calibration                                                                                                             | Order 6750.49A<br>par. 5-80                      |                |   |   |
| (3) GS Parameter Measurement Procedure                                                                                                    | MIB SECTION 6<br>par. 6.2.4                      |                |   |   |
| *i. Check Antenna VSWR                                                                                                                    | Order 6750.49A<br>par. 5-121                     |                |   |   |

Fuente: Manual de la Agencia espacial FAA de los EE.UU

**4.1.4.1 Ajuste de antena:** como ilustración podemos observar dentro del manual de mantenimiento, las guías para el ajuste de una antena LOG-PERIODICA dentro de un sistema Localizador. Como se puede observar se hace uso de herramientas técnicas como el voltímetro vectorial, generador de frecuencia y un acoplador RF, los cuales ilustran la tecnología utilizada.

**Figura 63. Mark 10 localizer group**

#### MARK 10 LOCALIZER GROUP

**4.5.10 Log-Periodic Dipole Antenna LOC6A1 Performance Check Procedure.**- This procedure checks individual lpd antenna elements to ensure antenna LOC6A1 is within limits specified in table 4-5. If out-of-tolerance indications are found, replace lpd antenna element.

#### WARNING

The localizer subsystem transmitter generates high power rf. Use extreme care when making power measurements to prevent injury or loss of life.

#### CAUTION

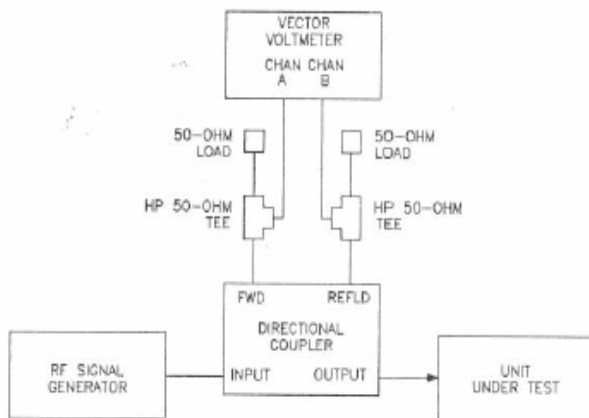
This equipment contains parts and assemblies sensitive to damage by electrostatic discharge (esd). Use esd precautionary procedures when touching, removing, or inserting these parts and assemblies.

#### NOTE

The lpd antenna is disconnected from the antenna array for this procedure. If an lpd antenna is removed from the array for test, the lpd antenna must be elevated at least 6 feet (1.83 meters) above the ground in an obstruction-free area. The antenna subsystem is unavailable for service until this procedure is complete.

- a. Remove ac power and dc backup power to distribution assembly.
- b. Unlock and open hasp hinge.
- c. Unlock lift-and-turn fasteners and pull doors completely open.
- d. Place door support rods into support brackets.
- e. Connect test equipment as shown in figure 4-2. Connect directional coupler output to lpd transmit connector J1. Connect termination load to lpd monitor output connector J2. Adjust rf signal generator for a 0-dBm output at 108 MHz. Reapply power to distribution assembly.
- f. Note and record difference in vector voltmeter channel A and B dB indications with directional coupler output disconnected.
- g. Connect directional coupler output to lpd transmit connector J1. Note and record difference in vector voltmeter channel A and B indications.

## MARK 10 LOCALIZER GROUP

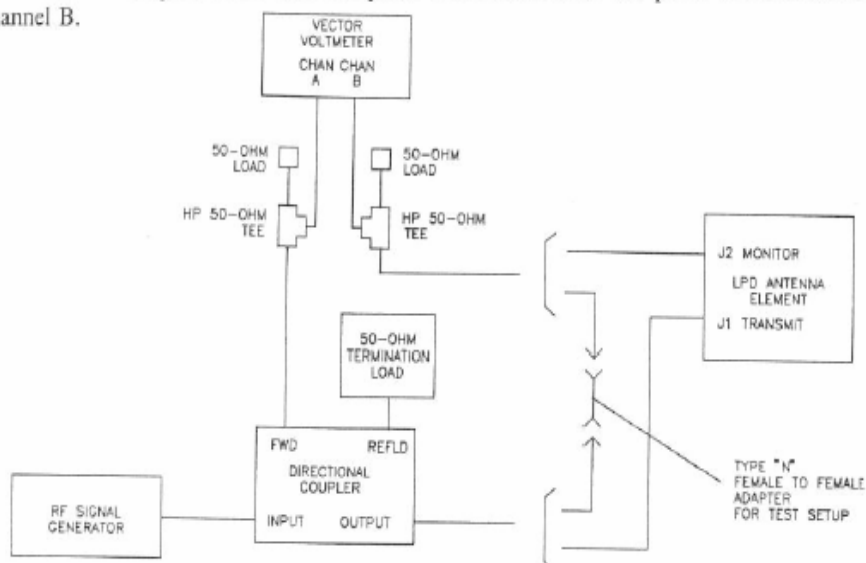


h. Find the difference in recorded values in steps f and g. Use the difference to find vswr in table 4-9. Compare vswr to limits indicated in table 4-5.

i. Repeat steps f through h with signal generator output adjusted for 109, 110, 111, and 112 MHz.

j. Connect test equipment as shown in figure 4-3 with type "N" female to female adapter. Adjust signal generator output for a 100-mV indication on vector voltmeter channel B at 108 MHz.

k. Adjust vector voltmeter phase offset controls for a 0° phase indication on lowest range on channel B.



## MARK 10 LOCALIZER GROUP

### CAUTION

To prevent erroneous indications, do not adjust phase calibration control throughout the remainder of this procedure.

- l. Remove type "N" female to female adapter and connect directional coupler output to lpd antenna transmit input connector J1 and vector voltmeter channel B to monitor connector J2.
- m. Note and record vector voltmeter channel B amplitude and phase indications and compare to standards and tolerances specified in table 4-5. If out-of-tolerance conditions are noted, reconnect test equipment as shown in figure 4-3 with type "N" female to female adapter and check references set in step j before attempting adjustment or repair.
- n. Repeat steps j through m with signal generator output set first to 110 MHz then, again with signal generator set to 112 MHz.
- o. Repeat steps e through n for each antenna element in the array.
- p. Disconnect all test equipment and return localizer antenna array to normal operation.
- q. Remove door support rods from support brackets.
- r. Push doors closed and turn lift-and-turn fasteners to lock doors.
- s. Close hasp hinge and lock.
- t. Apply ac power and dc backup power to distribution assembly.

**4.5.11 Wide-Aperture Capture-Effect Distribution Unit LOC6A2 Performance Check.**- This procedure checks wide-aperture capture-effect distribution unit 6A2 to ensure that it is within limits specified in table 4-5. If out-of-tolerance indications are found with wide-aperture capture-effect distribution unit 6A2, refer to paragraph 4.10.5.2.

### WARNING

The localizer subsystem transmitter generates high power rf. Use extreme care when making power measurements to prevent injury or loss of life.

### NOTE

The wide-aperture capture-effect distribution assembly is disconnected from the antenna array for this procedure. The localizer system is unavailable for service until this procedure is complete.

Fuente: Manual de mantenimiento Mark 10 de la wilcox

**4.1.4.2 Instrumentó para mantenimiento de un sistema ILS:** se anexa el manual del equipo IFR 4000 de prueba para un sistema ILS, en el cual se detallan sus características de funcionamiento. (Ver anexo A. equipo para mantenimiento sistema ILS).

**4.1.5 Generalidades:** los documentos guías para ajustar estos sistemas son: el Doc 8071 y Anexo 10 de OACI y manuales de mantenimiento técnico de cada uno de los equipos. Una parte vital de estas recomendaciones es describir los sitios de instalación según las características técnicas de los equipos y costos por lo cual haremos a continuación un ligero resumen de cada uno de estos Ítems.

**4.1.5.1 Documento 80'71 de OACI:** este documento comprende tres volúmenes: Pruebas de sistemas de Radio-Navegación instalados en tierra, Prueba de sistemas de Radionavegación basados en satélites y pruebas de sistemas de vigilancia Radar.

El propósito de este documento es proveer una guía para probar e inspeccionar los sistemas de radionavegación de tal forma que su funcionamiento sea confiable y cumplan con los estándares y practicas recomendadas (SARPs) del anexo 10 de OACI.

**4.1.5.2 Anexo 10 de OACI:** mediante este anexo se adoptaron las normas y métodos recomendados relativos a las telecomunicaciones aeronáuticas, mediante la enmienda 770 del 20 de marzo de 1995, el Anexo 10 se reestructuró en cinco volúmenes: Volumen 1 – Radioayudas para la navegación, Volumen II- Procedimientos de comunicaciones, Volumen III – Sistemas de Comunicaciones, Volumen IV – Sistemas de Radar de Vigilancia y Sistemas Anticolisión, Volumen V - Utilización de Radiofrecuencias Aeronáuticas.

## **4.2 CONSIDERACIONES GENERALES DE UNA MODIFICACIÓN A BORDO DE UNA AERONAVE**

Una alteración en aviónica es cumplida esencialmente por alguna de las siguientes razones:

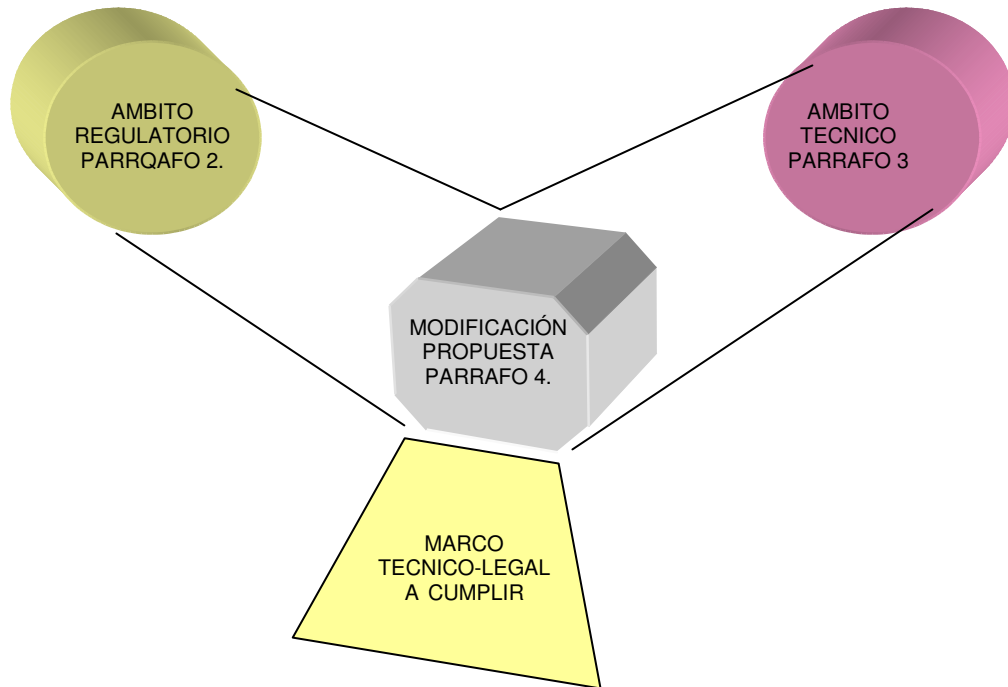
- Exigencia de cumplimiento de un requisito regulatorio mandatorio.
- Mejoramiento de la eficiencia de la aeronave ya sea reducción de peso, reducción consumo de combustible, reducción de costos de operación.
- Mejoramiento de algún sistema para reducir tareas de mantenimiento ó baja confiabilidad.
- Mejoramiento de cabina de pilotos para reducir carga de trabajo y mejorar la conciencia situacional.
- Mejoramiento del confort ó servicio para el pasajero.

Sea cualquiera de las anteriores razones la propuesta de modificación de aviónica siempre debe asegurar la viabilidad tanto tecnológica como regulatoria, alguna de estas características no verificada adecuadamente antes de iniciar el proyecto puede determinar el fracaso de la modificación propuesta.

En razón a que la actividad aeronáutica esta altamente regulada a nivel estatal y mundial y que el avance tecnológico especialmente en los sistemas de aviónica ha evolucionado ampliamente en las últimas décadas se hace necesario proyectar cualquier propuesta de modificación de aviónica tanto desde la luz regulatoria como también desde la luz tecnológica. El éxito de llevar a cabo la propuesta de modificación en aviónica debe satisfacer cabalmente ambos campos, regulatorio y tecnológico, algún incumplimiento en la parte regulatoria llevara el proyecto al fracaso tanto como cualquier detalle tecnológico que no sea tenido en cuenta.

A continuación son presentados las recomendaciones de los puntos básicos a tener en cuenta para realizar el estudio de una propuesta de modificación en aviónica, son presentados los requerimientos generales para cada titulo y los detalles especificos al caso particular de los sistemas de aproximación por instrumentos de precisión ILS.

**Figura 64. Marco técnico-legal de una modificación**



#### **4.2.1 Consideraciones regulatorias**

**4.2.1.1 Categoría de operación de la aeronave:** el ámbito aeronáutico está ampliamente regulado a nivel nacional y a nivel mundial, existen regulaciones básicas a ser cumplidas por aeronaves de aviación general, de instrucción, deportiva, ejecutiva y de transporte aéreo comercial sea regular o no regular, por tanto la primera recomendación es definir que tipo de operación ó categoría es la que opera la aeronave ya que existen regulaciones generales a cualquier tipo de operación pero también hay exigencias específicas a algunos tipos de operación.

Las diferencias en cada tipo de operación puede ser favorables a una misma aeronave en cierto tipo de categoría, ejemplo aviación general, sin embargo esta misma aeronave operando en categoría de transporte puede tener mayores exigencias regulatorias e incumplir aunque la modificación haya sido aceptada para operación en aviación general.

La razón de estas diferencias es el cuidado que debe ejercer la autoridad en vigilar que un transporte masivo pueda afectar en cuanto a la seguridad de las personas

tanto abordó como en tierra y que deben ser cumplidas y vigiladas de acuerdo a los estándares mínimos establecidos por la autoridad.

En este punto el ingeniero debe realizar un juicioso estudio y definir exactamente que categoría opera la aeronave y si tendrá operación nacional e internacional, en cuyo caso también debe evaluar la parte regulatoria de los países de operación ya que seguramente existirán diferencias en los estándares mínimos requeridos por cada autoridad de aeronáutica civil para esta evaluación deben tenerse en cuenta lo siguiente.

- **Verificación documental:** realizar una inspección detallada a los documentos originales de la aeronave como sigue:
- **Certificado de matrícula:** certificado tipo: verificar exactamente bajo que certificado tipo esta siendo aceptada la aeronave para ser matriculada en Colombia, existen aeronaves de un mismo modelo pero de diferente país de fabricación y que poseen diferente certificado tipo, este documento nos dará la base de diseño y operación para el cual fue certificada la aeronave y el conocerlo nos permitirá garantizar que la aeronave mantenga las cualidades de aeronavegabilidad.

Es importante usar la revisión vigente del certificado tipo y su hoja de datos del país de fabricación, existen documentos suplementarios ó exigencias dentro de diferentes certificados tipos que pueden llegar a afectar la modificación propuesta.

Cuando una aeronave deja de ser fabricada en un país y el certificado tipo es homologado por otro ente nacional, muchas veces se aceptan las hojas de datos originales pero en la parte final la nueva autoridad agrega notas que tienen que ser conocidas y evaluadas por el ingeniero con el fin de tenerlas en cuenta y asegurarse que sean mantenidas y cumplidas (ejemplo, certificados Bell helicopter originales de Estados Unidos para aeronaves fabricadas en ese país versus Bell Helicopter Canada con certificado tipo canadiense)

La adecuada evaluación del certificado tipo de la aeronave y su hoja de datos nos permite conocer la base regulatoria de fabricación de la aeronave y un primer punto para evaluar que la modificación propuesta no afecta este certificado tipo.

Verificar la matricula y marcas de operación para confirmar a que régimen regulatorio esta sometida la aeronave, con esto se puede tener un segundo punto base de los ítems regulatorios a cumplir.

Verificar los datos del propietario, explotador pues será la persona ó entidad responsable por la aeronavegabilidad de la aeronave y asumirá las responsabilidades regulatorias de la totalidad del trabajo, esta persona ó entidad es quien debe solicitar los trabajos de modificación en aviónica. Este será un tercer punto base regulatorio pues en las de tratarse de una empresa de transporte nos señalara requerimientos adicionales a cumplir y que la modificación propuesta los cubra adecuadamente.

- **Certificado de aeronavegabilidad:** la evaluación de este documento nos indica la confirmación de los datos de matricula además que nos informa si la modificación propuesta será útil para recobrar aeronavegabilidad ó como los trabajos van a suspender temporalmente dicha condición.

Asociado a este documento hoy en día se cuenta con la certificación de radios que nos muestra los modelos y serie numero de equipos de la aeronave y nos permite conocer como se modificara este listado y de que base tecnológica partimos para determinar la aplicabilidad de la modificación propuesta.

- **Formularios de inspección anual:** nos presenta el listado de equipos instalados, horas y ciclos de la aeronave, base regulatoria de certificación equipamiento original y configuración actual de la aeronave para poder evaluar como serán afectados por la modificación propuesta.
- **Reporte de peso y balance:** es un documento muy importante ya que muchas modificaciones de aviónica van encaminadas a la renovación de equipos que por el avance tecnológico pueden ser integrados y mucho más livianos que los equipos originales y que la modificación propuesta deberá contemplar para verificar el adecuado soporte, espacio y ubicación de nuevos equipos, es importante considerar tanto la adición como la remoción de peso ya que ambas situaciones afectaran el control normal de la aeronave.

Este estudio suministra datos del centro de gravedad, peso total, peso vacío y como se afectara al terminar la ejecución, también determinará si será necesario un nuevo pesaje y la emisión de un nuevo reporte de peso y balance el cual debe ser realizado por una entidad aprobada debiendo considerarse tanto el tiempo, como desplazamiento de la aeronave y costos asociados, recordando que será un requisito indispensable para que la aeronavegabilidad de la aeronave sea obtenida por parte de la autoridad civil.

- **Cumplimiento de AD'S:** el ingeniero encargado del proyecto de modificación deberá obtener un control de directivas de aeronavegabilidad aplicables a la aeronave tanto por parte de la autoridad de origen del certificado tipo como la de la nacionalidad de matricula y país del operador, con esta información deberá asegurarse que la modificación propuesta no afecte algún cumplimiento previo de AD haciéndola nula ó que la modificación propuesta no se aplicable y requiera generar un método de cumplimiento alternativo de la AD, ante esta situación de encontrarse una situación inconveniente es mejor dejar a un lado la propuesta de modificación ó re-valorarla con otras alternativas aprobadas por la autoridad ya que una AD es una regulación y como tal debe ser cumplida, la infracción a estas AD tienen como consecuencia no solo la perdida de la aeronavegabilidad sino también multas y sobrecostos por los vuelos operados en condición no aeronavegable.
- **Cumplimiento de SB'S:** el ingeniero de la modificación deberá también obtener la información de los boletines de servicio aplicables tanto a la aeronave como a los componentes asociados que se puedan ver afectados en los diferentes sistemas y subsistemas de la aeronave ya que modificaciones previas pueden afectar la incorporación de la modificación y hacerlas incompatible ó la incorporación de la modificación propuesta pueda requerir la actualización de la aeronave lo que implique tiempo en tierra y costos adicionales, esto es muy importante ya que en aeronaves antiguas el costo de actualizar los boletines a un componente puede ser mas costoso que reemplazar la unidad y hacerla compatible.
- **Certificado tipo de la aeronave:** basados en el certificado de matricula y certificado de aeronavegabilidad el ingeniero de la modificación propuesta debe obtener las hojas de datos del certificado tipo TCDS aplicables por fabricación de la aeronave y determinar los limites de operación de la aeronave y como se pueden ver afectados estos limites por la modificación propuesta, es de recordar que una condición esencial para considerar

aeronavegable a una aeronave es que se encuentre cumpliendo lo especificado en su certificado tipo, de allí la importancia de evaluar en detalle este elemento.

- **STC'S Aplicados:** al igual que las AD's y SB es importante conocer que alteraciones previas fueron ejecutadas a la aeronave bajo un certificado tipo suplementario para evaluar que diferencias se tienen respecto al certificado tipo original de la aeronave, si los cambios realizados pueden afectar la modificación propuesta ó impiden definitivamente que sea realizada, además de evaluar técnicamente estos STC también debe asegurarse que el propietario posea las cartas de derecho de uso del STC ya que esto es requisito también para la legalidad de la modificación.
- **Autoridad para la alteración:** determinar en que país esta matriculada la aeronave, que país ha emitido el certificado de aeronavegabilidad y en caso de ser homologación por parte de otro estado se deben tener en cuenta las normas regulatorias de este país como base de autoridad regulatoria.

Si es una aeronave arrendada y existe algún compromiso contractual sobre las normas regulatorias a cumplir por parte del propietario de la aeronave también deben ser tenidas en cuenta y complementaran a las normas base regulatorias determinadas anteriormente.

Si es una aeronave que opere a diferentes estados deberán observarse los requerimientos establecidos para operar en cada uno de ellos ó referirse a las normas OACI Anexo ¿? Para tener una norma general, esto debe complementar a los dos puntos anteriores.

La definición de la autoridad que rige tanto el diseño como la operación de la aeronave determinara el marco regulatorio a cumplir, en el caso de un operador colombiano con aeronaves de fabricación en USA se utilizaría RAC y FAR, en caso de un operador colombiano con una aeronave de fabricación Europea normas RAC y EASA, Etc.

Con el marco regulatorio establecido se realiza una lista de referencia cruzada para evaluar que se cumple con la regulación adecuada y como se ajusta la modificación propuesta en el contexto específico del

requerimiento a cumplir así como la afectación de toda la aeronave y las limitaciones sobre la operación y plazos máximos de cumplimiento.

- **Manuales de la aeronave:** para cada autoridad definida anteriormente deberán tenerse aprobaciones, aceptaciones ó convalidaciones de cada manual de la aeronave, debiendo evaluar cada uno en los ítems afectados por la alteración propuesta.
- **MPD (maintenance planning Document):** evaluar las tarjetas que deben ser cumplidas en servicios programados y fuera de fase para evaluar si la modificación propuesta elimina, varia ó incorpora una nueva tarea de mantenimiento, si la evaluación da como resultado la necesidad de incorporar una tarea de mantenimiento nueva esta debe ser documentada en la modificación e incorporada a la próxima revisión del MPD estableciendo la razón de la tarjeta, regulación a cubrir, frecuencia y repetibilidad, deben ser también evaluadas las herramientas, equipos y personal requerido para estas tareas ya que de igual forma pueden verse afectada la operación de la aeronave a futuro en caso de no contar con un determinado equipo de ensayo ó personal capacitado para los fines pertinentes y ojala sea coordinado con el área de mantenimiento o proveedor de servicios con el fin de obtener la capacidad adecuada tanto técnica como regulatoria.
- **AFM:** toda modificación que involucre instalación ó remoción de elementos en la cabina de mando así como modificaciones que afecten el rendimiento de la aeronave tienen que ser incorporadas en los manuales de vuelo de la aeronave aunque no se vean variados los procedimientos del piloto, es necesario que la seguridad de la operación no se vea afectado por desconocimiento de un nuevo equipo ó por que se sigan instrucciones desactualizadas. De gran importancia sería presentar al departamento de operaciones ó pilotos de la aeronave la modificación propuesta de forma que se tenga certeza de la viabilidad de la operación, el entrenamiento de los pilotos sobre los sistemas afectados y que la configuración del equipo instalado no interfiera con la configuración y procedimientos de cabina.
- **AMM:** al igual que con los manuales de pilotos a nivel de mantenimiento es importante proveer la información completa de la descripción, operación, funcionamiento, cazafallas e inspecciones requeridas junto con los cambios de alambrado y catalogo de partes con

los diferentes equipos instalados de forma que ante cualquier desperfecto se cuente con la información adecuada, dentro del proyecto sería útil hacer una presentación a mantenimiento sobre los cambios que la modificación propuesta trae sobre la aeronave y detalles sobre la modificación realizada tales como ubicación de nuevos componentes, ruteado del alambrado y utilidades de autoprueba de cada equipo.

**4.2.1.2 Consideraciones técnicas:** como paso inicial en esta guía se presenta la cuidadosa evaluación del tema regulatorio ya que en el ámbito aeronáutico es imprescindible el cumplimiento de las normas aún por encima de potenciales ventajas tecnológicas y económicas, es relativamente fácil dar solución a un problema tecnológico mediante la implementación de convertidores ó adición de equipos, de igual forma se puede corregir una desventaja económica cambiando el tiempo de retorno de la inversión ó aumentando el precio final sin embargo corregir una falla en el cumplimiento de la ley no se corrige fácilmente ya que esto implicaría que la ley sea modificada ó que se cambie la certificación de la aeronave ambos casos obligan a prácticamente suspender el proyecto.

Una vez se tenga claridad y precisión sobre el marco legal y los compromisos regulatorios a cumplir es posible continuar con el proceso de análisis tecnológico para el proyecto de modificación de aviónica el cual de forma general implica dos cosas, la primera determinar claramente la tecnología y capacidad actual abordo de la aeronave y la segunda evaluar la tecnología y equipamiento disponible adecuado a la aeronave y presupuesto económico. Con la evaluación regulatoria y la evaluación tecnología el ingeniero a cargo podrá entonces derivar una propuesta de solución que cumpla tanto legal como tecnológicamente al problema inicialmente planteado.

**4.2.1.3 Equipo abordo actual instalado:** es imprescindible conocer la condición actual de la aeronave para tener un punto de partida para la modificación propuesta. La condición actual de la aeronave debe contemplar lo siguiente:

- **Verificación documental:** tomar el listado de equipos de radio-navegación con los cuales la aeronave fue matriculada, licencia de radio del país de origen y cruzar esta información con los equipos aplicables por catalogo de partes IPC según la efectividad de la aeronave, en caso de existir discrepancias se debe investigar por posibles modificaciones previas no documentadas ó la incorporación de equipos equivalentes ó intercambiables que den ser analizadas tanto desde el punto de vista de manual de la aeronave AMM como del punto de vista del manual del componente CMM .

A partir de la verificación documental se obtiene un listado de equipos relacionados con la modificación propuesta y en términos teóricos nos presenta la base de conocimiento técnico sobre la aeronave.

- **Verificación física:** una vez obtenida la base documental de equipos instalados es necesario confirmar físicamente que los equipos de radio-navegación instalados coinciden con la base documental, el ingeniero a cargo de la modificación debe hacer presencia en el campo y “tocar” la aeronave para tener una idea real de a que se enfrenta y optimizar los recursos al momento de generar un documento de modificación.

Partir del supuesto de que todo lo que esta en la aeronave “debe” estar legal y bien instalado por que la aeronave así ha venido operando sin problemas es un error frecuente y que no puede mantenerse en la evaluación de la modificación propuesta ya que una vez sea llevada a cabo partiendo de un error pone en riesgo la aeronavegabilidad y el trabajo realizado por el equipo de ingeniería.

Es frecuente encontrar diferencias y cada una debe ser investigada individualmente tanto a nivel técnico como legal ya que pueden tenerse equipos que no están “legalmente “ instalados pero que se asume equivocadamente que llegaron originalmente con la aeronave y hacer parte del equipo base de la aeronave.

La verificación física debe contar con un archivo fotográfico de los paneles de la aeronave, antenas instaladas, accesos a remover, bandejas de montaje controles de piloto, instalación de instrumentos todo este archivo fotográfico permitirá tener una idea real de la modificación y optimizar el trabajo del ingeniero.

- **Provisiones existentes:** teniendo una base documental y una inspección física con soporte fotográfico de la aeronave permitirá identificar provisiones de espacio, conexiones eléctricas y accesos disponibles que en un principio no se evidencia ya que los manuales y documentos reflejan la condición efectiva de la aeronave y no necesariamente pueden mostrar alambrado ó provisiones para otras configuraciones no efectivas, muchas veces el conocer estas provisiones ó la falta de las mismas es útil para que sean utilizadas sin mayor problema ó para que sean incorporadas como ayuda en la modificación.

**4.2.2 Compatibilidad de la alteración:** teniendo el conocimiento tanto documental como físico de la aeronave ya es posible tener una idea de la

tecnología de la aeronave e ir pensando en posibilidades de uso de los diferentes equipos y tecnologías disponibles según la tecnología de la aeronave.

#### 4.2.2.1 Tecnología de la aeronave

- **Analógico:** equipos principalmente transistorizados con salidas eléctricas tipo sinchro ó puente resistivo y voltajes variables que implican el manejo de muchas líneas de alambrado y conectores multipines los cuales deben ser configurados uno a uno y que alimentan muchos sistemas, la impedancia de cada uno de estos sistemas puede verse afectada por la modificación y por tanto los equipos que queden en la aeronave deben ser re-calibrados en taller consecuentemente una modificación propuesta tendrá que contemplar cada uno de estos casos y resolverlos individualmente para el logro del objetivo.

En casos donde la tecnología analógica no es fácil de adaptar a la modificación puede resultar mas viable el cambio de tecnología completo de la aeronave aunque presente un alto costo inicial las ventajas por tiempo de trabajo en la aeronave y confiabilidad a largo plazo, en este caso una aeronave pasaría de ser de tecnología antigua adaptada a una aeronave de nueva tecnología con las ventajas correspondientes y sin el deterioro que causara la implementación de convertidores ó limitaciones por falta de provisiones de las unidades analógicas.

- **Digital:** equipos microprocesador basados en buses de datos con multiplexación de entradas y salidas, buses de datos de dos hilos fácilmente expandibles y configurables que contienen la información para múltiples usuarios y no requerirán re-calibración en taller de cada uno de los usuarios afectados. Esta tecnología facilita la incorporación de una modificación de aviónica requiriendo menor trabajo de modificación de alambrado y la reconfiguración de los equipos puede ser hecha por software en algunos casos.
- **Hibrido:** la aeronave que cuenta con equipos analógicos y cada uno de ellos también posee tecnología digital que incluso puede estar disponible pero no usada en una aeronave puede permitir incorporar nuevos equipos sin mayor modificación y ahorrar el uso de convertidores análogo-digital ó viceversa, nos puede brindar una opción de incorporar ó activar funciones útiles a la modificación sin tener que usar extensivamente la modificación de equipos.

- **Evaluación de equipos disponibles:** al contar con la visión real de la aeronave en cuanto equipo abordo y tecnología el ingeniero deberá pasar a la evaluación de las posibles soluciones disponibles en el mercado, recordando en este punto que la evaluación tiene que cumplir los requisitos legales del primer paso y adaptarse a la tecnología propia de la aeronave.
- **Estándar aplicable:** los equipos a instalar abordo deben tener la certificación y aprobación adecuada tanto de la autoridad de fabricación como del tipo de operación a realizar por la aeronave, normalmente se especifica el estándar denominado TSO (technical Standard order) en términos de autoridad aeronáutica de los estados Unidos, hoy en día existen este tipo de estándares bajo normatividad europea que pueden servir ó incumplir con el marco regulatorio adecuado y que pueden ser evaluados, lo ideal será contar con una unidad que cumpla ó este certificada por el estándar más alto de forma que se convierta en un valor agregado para la aeronave en lugar de limitar la operación de la aeronave.
- **Unidades independientes vs multifuncionales:** La tendencia a integración de hardware y software puede llevar al mercado hoy día a ofrecer soluciones integradas que no sólo permitan resolver una aplicación sino que involucran funciones que aunque no sean parte principal de la modificación lleguen a ser realizadas a bajo costo con mejoras sustanciales, puede llegar a ser costosa la instalación de unidades individuales que consumirán espacio, alambrado y aumento de peso y que pueden ser resueltas por una unidad multifuncional.

En casos en que la autoridad requiera unidades adicionales que garantizan la redundancia en caso de falla una primera aproximación puede ser la de dejar la aeronave con unidades individuales, sin embargo el costo y ahorro en peso de unidades multifuncionales puede ser un mejor camino a largo plazo aunque inicialmente presenten mayor costo.

- **Convertidores:** en aras de adecuar una aeronave analógica a una tecnología digital el ingeniero puede pensar en usar convertidores analógico a digital que aunque teóricamente proveen una posible solución van a complicar la cantidad de trabajo de ingeniería e involucrar más inversión en recursos con menor confiabilidad del sistema al involucrar mayor cantidad de partes, sin embargo no necesariamente se debe desechar su uso por que en aeronaves de tecnología analógica pueden ser la única solución disponible y aprobada regulatoriamente.

- **Compatibilidad de sistemas:** aun teniendo identificado el tipo de tecnología a emplear pueden encontrarse en sistemas analógicos unidades que trabajen en niveles AC alto, bajo ó DC también de alto ó bajo nivel la compatibilidad de dichos sistemas tiene que ser confrontado pues la modificación puede fracasar por diferencias en los niveles de operación ó tener que cambiar mayor cantidad de equipos ó uso de convertidores que aumentan el trabajo de modificación, ingeniería y altos costos demorando el termino del trabajo.

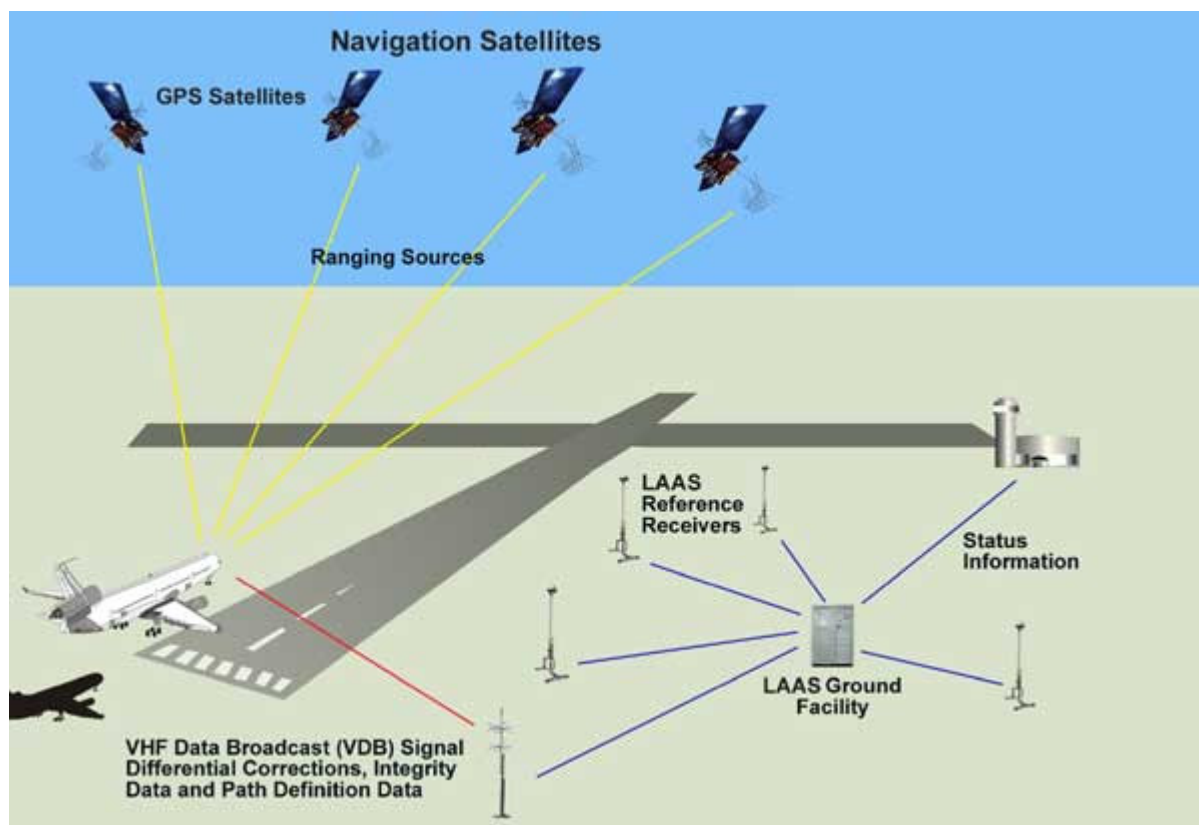
A nivel digital también hay que precisar el protocolo ó estándar usado, ya sea Arinc 429, RS 232, Arinc 1553, GPIB ó estándar propietario del fabricante y que puede ser de difícil consecución comercial ó que requiera el cambio no solo de hardware sino también de software a la aeronave.

- **Selección de equipo a instalar:** una vez realizado el análisis de la regulación aplicable, la tecnología de la aeronave es posible realizar la selección del equipo más adecuado a la solución teniendo en cuenta que se debe hacer un chequeo cruzado entre el equipo seleccionado y los siguientes puntos:
  - Cumplimiento regulatorio
  - Cumplimiento tecnológico
  - Propuesta comercial viable

**4.2.3 Ejemplo sistema ILS precisión:** a continuación se presenta un ejemplo desarrollado de manera general y que ilustra el propósito de esta guía.

Implementación de sistema de aproximación de precisión con base en el sistema representado en la figura de un sistema local de área aumentado se busca definir una solución de modificación de aviónica para una aeronave de transporte comercial de pasajeros tipo MD-80 afiliada a una aerolínea colombiana pero matriculada en los Estados Unidos de América.

**Figura 65. Implementación de sistema de aproximación de precisión**



**Tabla 4. Consideraciones regulatorias**

|                                  |    |                                                                                               |                                                                                                       |                      |
|----------------------------------|----|-----------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------|
| Categoría de operación           | de | Transporte aéreo de pasajeros                                                                 | UAEAC                                                                                                 | PARTE 4, SUBPARTE 15 |
| Certificado de matrícula         | de | Autoridad norteamericana FAA                                                                  | FAA                                                                                                   | PART 91, PART 129    |
| Certificado de aeronavegabilidad |    | Autoridad norteamericana FAA                                                                  | FAA                                                                                                   | FAR PART 91, 43      |
| Autoridad para la alteración     |    | Es necesario contemplar los requerimientos de la FAA en cuanto a mantenimiento y alteraciones | Es necesario contemplar los requerimientos de UAEAC en cuanto a categoría de transporte de pasajeros. |                      |

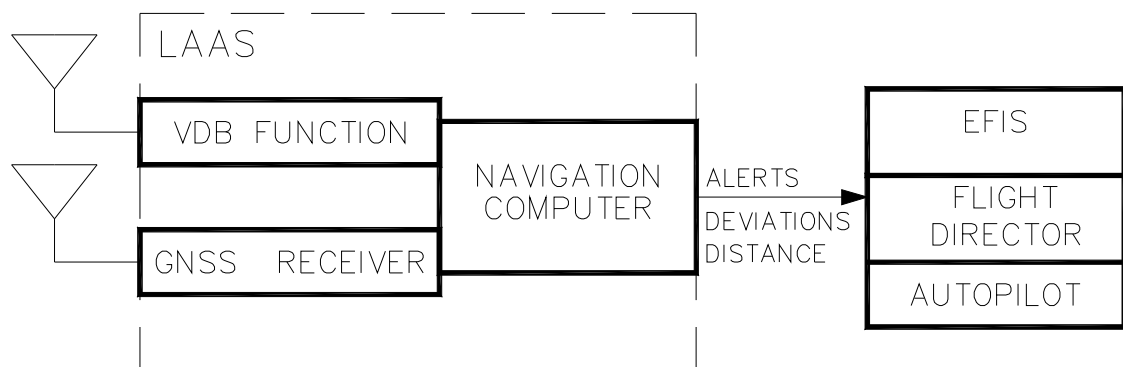
**4.2.3.1 Consideraciones técnicas:** la aeronave MD-80 es una aeronave de tecnología tipo híbrida ya que posee equipos receptores de navegación que son

capaces de manejar indicadores analógicos y también buses de datos digital para presentación de información en sistema EFIS.

Con el propósito de integrar la posible solución al sistema EFIS se debe buscar un equipo de interface digital tipo arinc 429 compatible con el procesamiento de información de la aeronave.

Arquitecturas propuestas para la modificación:

**Figura 66. Opción 1, Receptor GPS/LAAS, bajo costo, en proceso de certificación**

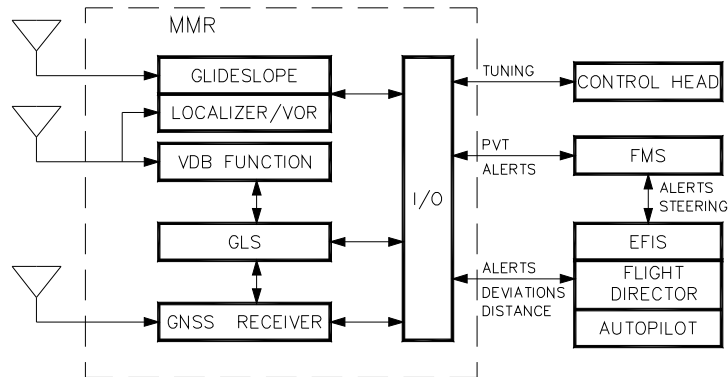


Receptor GPS/LAAS integrado en una unidad, requiere 2 nuevas antenas una para la función GPS y otra para la función VDB, vhf digital para recibir la información de mejoramiento de señal.

Este receptor entregará señales de alerta como discretos indicando la disponibilidad del sistema y señales de desviación para aproximación tato vertical (Localizador ) como horizontal (senda de planeo).

Para integrar este sistema con los demás sistemas de la aeronave será necesario diseñar un sistema de control y de conmutación que permita al piloto seleccionar el sistema de aproximación normal no de precisión ó seleccionar el sistema de aproximación de precisión, esta opción requiere entonces la adición de un mayor numero de partes que permita la compatibilidad con los sistemas antiguos.

**Figura 67. Opción 2, Receptor multimodal (MMR), mayor costo, certificado TSO**



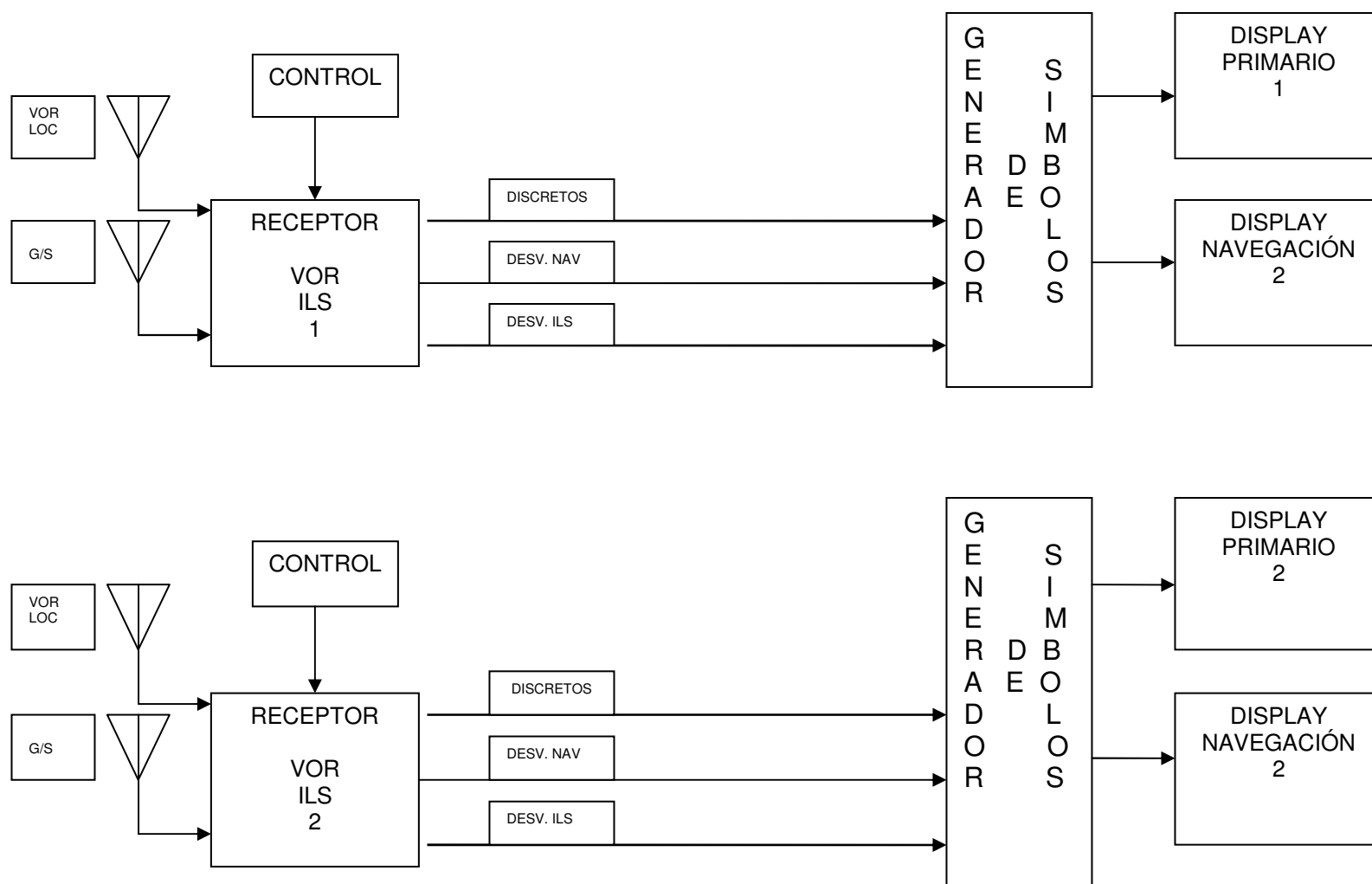
Este receptor reemplazará las unidades originales de Navegación y aproximación por instrumentos ya que en una sola caja tenemos VOR, ILS, GPS , VDB, al reemplazar esta unidad se utilizarán las mismas antenas de GS, VOR, LOC, siendo necesario solamente instalar una antena de GPS, no es necesario adicionar un sistema de control ni de conmutación ya que se emplean las provisiones originales del sistema.

Al reemplazar las unidades antiguas con un equipo compatible al sistema evitamos. Adicionar nuevos subsistemas que pueden complicar la operación del usuario final.

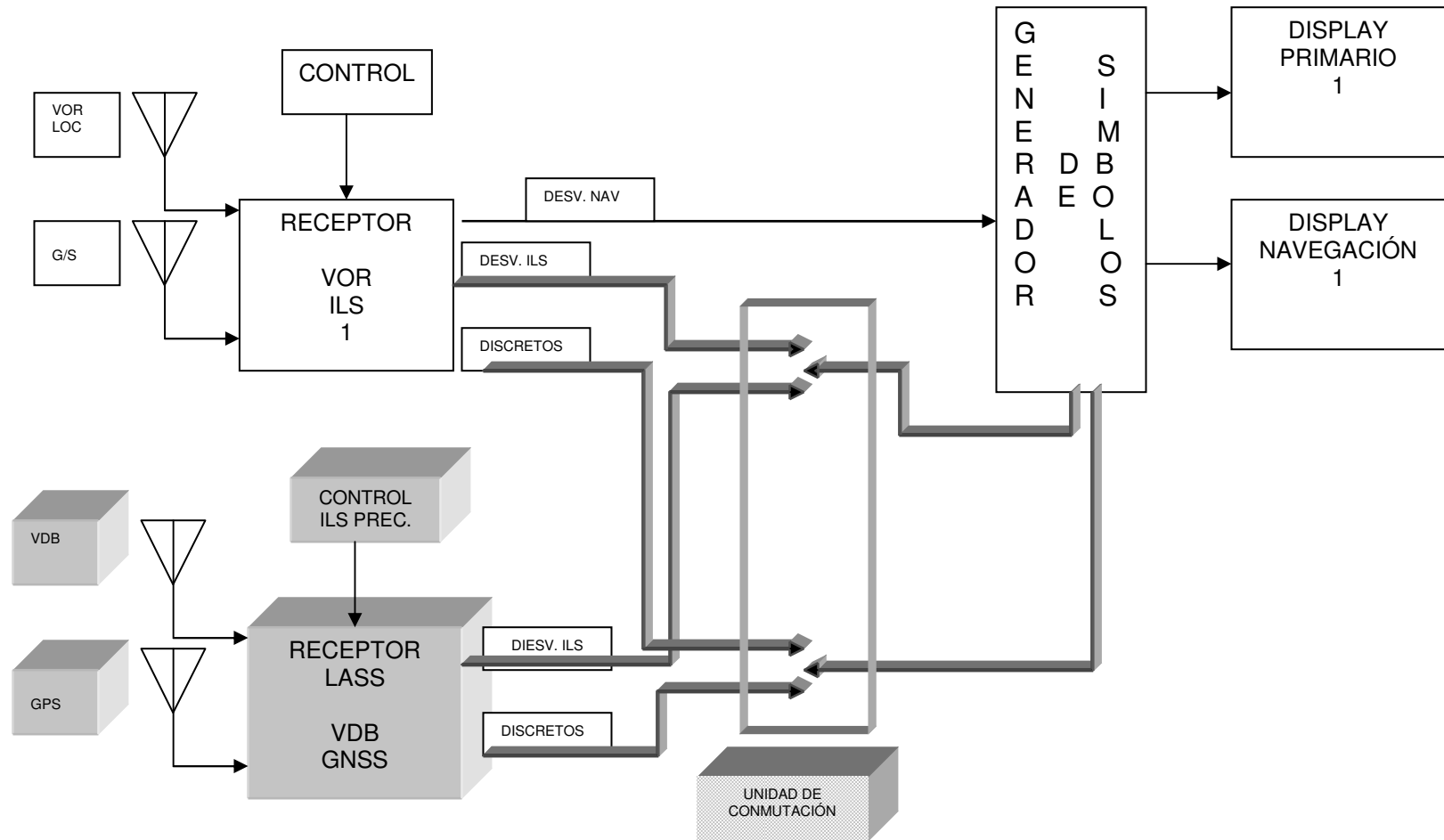
- **Conclusiones:** analizando las dos opciones planteadas en las figuras 68 y 69 podemos concluir que aunque la opción GPS /LAAS es de menor costo en cuanto a equipo requerirá de mayor modificación de la aeronave ya que la adición del sistema de conmutación complica la ingeniería y posterior operación del sistema

La opción de Receptor multimodal aunque presenta un mayor costo inicial supone dos ventajas: menor cantidad de modificación del sistema y menor cantidad de partes y certificación TSO que facilitara la aprobación de la modificación.

**Figura 68. Configuración original de la aeronave**

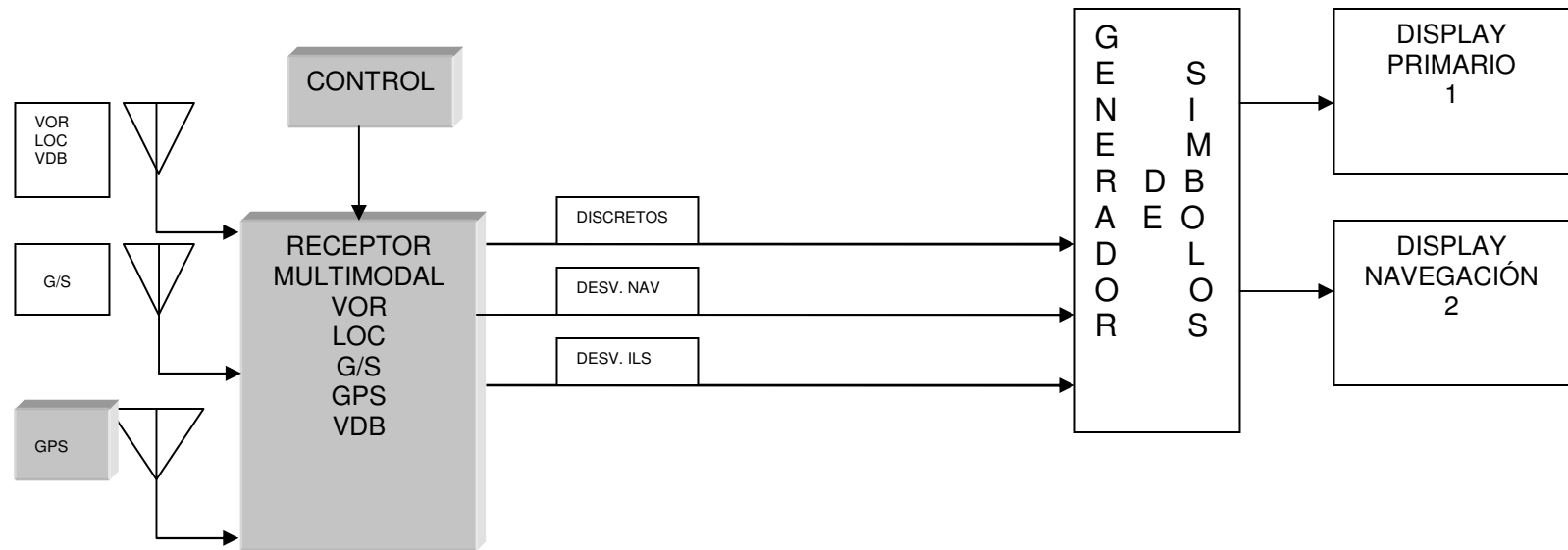


**Figura 69. Localización antenas MD-80**

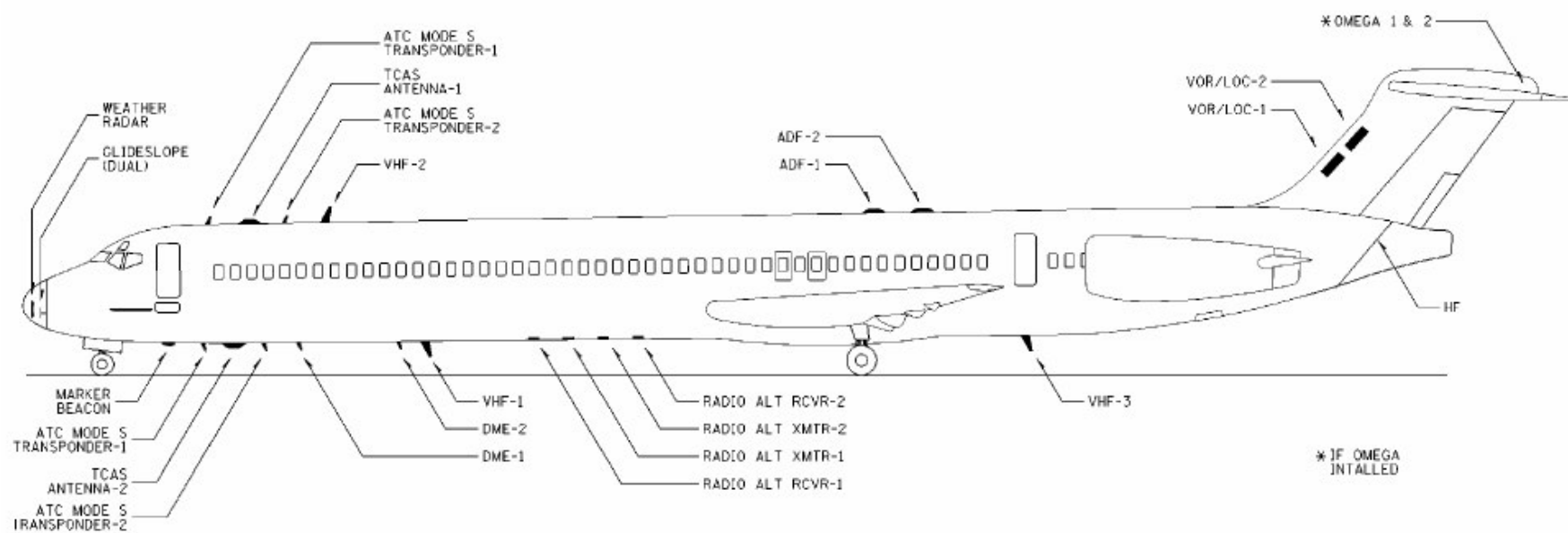


Fuente: McDonnell Douglas FCOM

**Figura 70. Configuración opción 2 utilizando sistema receptor multimodal**



**Figura 71. Localización antenas de la aeronave**



## **4.3 TECNOLOGÍA GNSS Y SU APLICACIÓN EN SISTEMAS DE APROXIMACIÓN POR INSTRUMENTOS**

### **4.3.1 Navegación Satelital**

#### **4.3.1.1 Definiciones**

**Navegación de Área (RNAV):** Método de navegación que permite la operación de la aeronave en cualquier ruta dentro de la cobertura de ayudas de navegación de referencia o dentro de los límites de la capacidad de los sistemas autónomos, o una combinación de estos. Hoy día, los sistemas RNAV incluyen entradas de posición del GPS, DME y el Sistema Inercial de Referencia (IRS).

**DME Crítico:** Es una estación DME que cuando no está disponible, deriva en un desempeño inadecuado del sistema RNAV en una determinada ruta. El desempeño requerido asume un sistema RNAV de la aeronave que cumple con los criterios base del IRS.

**Sistema Satelital de Navegación Global (GNSS):** El sistema GNSS es un sistema global que determina posición y tiempo. Incluye una o más constelaciones de satélite, receptores de la aeronave y monitoreo del sistema. El GNSS puede ser aumentado para soportar el desempeño requerido de navegación en determinadas fases de operación.

**Sistema de Posicionamiento Global (GPS):** Es la constelación satelital GNSS de los Estados Unidos que da la posición en el espacio, velocidad y tiempo. Se compone de: segmento espacial (satélites), segmento de control (estaciones de monitoreo y control) y usuarios (receptores con sus antenas).

**Monitoreo autónomo de Integridad del Receptor (RAIM):** Es una técnica usada dentro del procesador/receptor para monitorear el desempeño de la señal GPS. La determinación de esta integridad es lograda por un chequeo consistente entre medidas redundantes.

**Procedimientos RNAV Terminal SIDs y STARs tipo A:** Procedimientos RNAV en área terminal (despegue y aterrizaje), que requieren del desempeño alcanzado por los sistemas GPS o DME/DME. Estos procedimientos requieren que la aeronave se mantenga dentro de la trayectoria con una exactitud de  $\pm 2$  NM el 95% del total de tiempo de vuelo.

**Procedimientos RNAV Terminal SIDs y STARs tipo B:** Procedimientos RNAV en área terminal (despegue y aterrizaje), que requieren del desempeño alcanzado

por los sistemas GPS o DME/DME. Estos procedimientos requieren que la aeronave se mantenga dentro de la trayectoria con una exactitud de  $\pm 1$  NM el 95% del total de tiempo de vuelo.

**Exactitud de sostenimiento en la ruta:** Este valor incluye el error de la fuente de señal, error del receptor, error del display y el error técnico de vuelo. Este desempeño de navegación asume que la ruta a ser volada tiene la necesaria cobertura de las ayudas satelitales o terrestres.

**Sistema de Aumentación Basado en la Aeronave (ABAS):** Es un sistema que aumenta y/o integra la información obtenida de otros elementos de GNSS con información de a bordo del avión. El mas común de los ABAS es el Receptor Autónomo de Monitoreo de Integridad (RAIM).

**RNAV DME/DME (D/D):** Es un sistema que hace referencia a la navegación usando al menos dos DME para determinar la posición.

**RNAV DME/DME/Inertial (D/D/I):** Hace referencia a la navegación usando al menos dos DME para determinar la posición junto con una unidad de referencia inercial (IRU) para proveer suficiente información de posición durante los vacíos de transmisión del DME.

**Error Técnico en Vuelo (FTE):** Exactitud con la cual un avión es controlado, es medida por el indicador de posición del avión con respecto a la posición comandada o deseada. Este no incluye errores por procedimientos equivocados.

**Sistema Satelital de Navegación Global (GNSS):** El sistema GNSS es un sistema de posicionamiento y determinación de tiempo global, el cual incluye una o más constelaciones de satélite, receptores de la aeronave y monitoreo de la integridad del sistema. GNSS es aumentado a medida que se necesita para soportar los requisitos de desempeño de la navegación para la fase actual de operación.

**Sistema de Posicionamiento Global (GPS):** Es el núcleo de la constelación satelital del GNSS de los Estados Unidos que provee posición basada en el espacio, velocidad y tiempo. GPS se compone de espacio, control y elementos del usuario.

**Error Estimado de posición (PEE):** Es la diferencia entre posición real y posición estimada.

**Monitoreo de Integridad Autónoma del Receptor (RAIM):** Es una técnica usada dentro del procesador/receptor del GPS para monitorear el desempeño de la señal. La determinación de esta integridad es lograda por un chequeo consistente entre medidas redundantes.

**Procedimiento RNAV:** Un procedimiento RNAV de salida estandarizado o un procedimiento RNAV de llegada estandarizada al terminal.

**SID:** Es el procedimiento de Salida Estándar por Instrumentos. Consiste en un procedimiento ATC publicado de salida IFR que provee separación de obstrucciones y una transición desde el área terminal hasta la estructura en ruta. Los SIDs están diseñados principalmente para agilizar el flujo de tráfico y reducir la carga de trabajo piloto/controlador.

**STAR:** Es el procedimiento de Llegadas Estandarizadas al Terminal. Consiste en un procedimiento ATC publicado de llegada IFR que provee una transición desde la estructura en ruta hasta el área terminal. Los STARs pueden incluir una o más transiciones a pistas proveyendo guía ya sea para un procedimiento de aproximación estándar o un punto en el espacio donde el ATC provee vectores de radar.

**Ruta RNAV:** Una ruta RNAV ("UQ" o "T"), dentro de una estructura de espacio aéreo superior o inferior, que requiere un sistema de desempeño GPS/GNSS o RNAV DME/DME/IRU, como sea requerido.

**Error Total del Sistema:** Es la diferencia entre la posición real y la posición deseada. Este error es igual a la suma vectorial del error de dirección de la senda, error de definición de la senda y error estimado de posición.

**4.3.1.2 Introducción:** la expresión Sistema Global de Navegación Satelital (GNSS) es el nombre genérico utilizado por la OACI para definir cualquier sistema de alcance global de determinación de la posición y de la hora, que comprende una o más constelaciones de satélites, receptores de aeronaves y sistemas varios de monitoreo de la integridad, incluyendo los correspondientes dispositivos de aumentación para cumplir con los requerimientos de performance operacional. Los servicios que proveen información de distancia serán brindados, por lo menos en el futuro inmediato, por el GPS y el GLONASS.

Desde los comienzos de la navegación aérea no ha existido un estándar satisfactorio para la implementación de nuevas normas, frente a la rápida evolución y crecimiento de los equipos de navegación que ha obligado a la OACI, a los operadores y a los estados a actualizar de manera constante sus equipos de navegación aérea frente a las nuevas tecnologías. Solo a finales del año 2006 se logró elaborar una nueva definición bajo el concepto PBN (navegación basada en desempeño).

Los nuevos conceptos encontrados en los diversos manuales, presentaciones y documentos correspondan a los nuevos conceptos de RNAV (navegación aérea), al RNP y a las políticas y procedimientos establecidos por la industria aeronáutica en la revisión de las especificaciones de operación.

**4.3.1.3 Sistema global de navegación por satélite (GNSS):** es una constelación de satélites que transmite rangos de señales utilizados para el posicionamiento y localización en cualquier parte del globo terrestre, ya sea por tierra, mar o aire. Estos permiten determinar las coordenadas geográficas de un punto dado como resultado de la recepción de señales provenientes de constelaciones de satélites artificiales de la Tierra para fines de navegación, transporte, geodésicos, hidrográficos, agrícolas y otras actividades afines.

Un sistema de navegación basado en satélites artificiales puede proporcionar a los usuarios información sobre la posición y la hora (cuatro dimensiones) con una gran exactitud, en cualquier parte del mundo, las 24 horas del día y en todas las condiciones climatológicas.

- **Antecedentes:** el primer sistema de navegación por satélites fue el Transit, un sistema desplegado por el ejército de Estados Unidos en los años 1960. Transit se basaba en el efecto Doppler, los satélites viajan en trayectorias conocidas y difunden sus señales en una frecuencia conocida. La frecuencia recibida se diferencia levemente de la frecuencia difundida debido al movimiento del satélite con respecto al receptor. Monitorizando este cambio de frecuencia a intervalos cortos, el receptor puede determinar su localización a un lado o al otro del satélite, la combinación de varias de estas medidas, unido a un conocimiento exacto de la órbita del satélite pueden fijar una posición concreta.
- **Teoría y características fundamentales:** la radionavegación por satélite se basa en el cálculo de una posición midiendo las distancias de un mínimo de tres satélites de posición conocida. La precisión de las mediciones de distancia determina la exactitud de la ubicación final. En la práctica, un receptor capta las señales de sincronización emitida por los satélites que contiene la posición del satélite y el tiempo exacto en que esta fue transmitida. La posición del satélite se transmite en un mensaje de datos que se superpone en un código que sirve como referencia de la sincronización.

La precisión de la posición depende de la exactitud de la información de tiempo. Sólo los cronómetros atómicos proveen la precisión requerida, del orden de nanosegundos ( $10^{-9}$  s). Para ello el satélite utiliza un reloj atómico

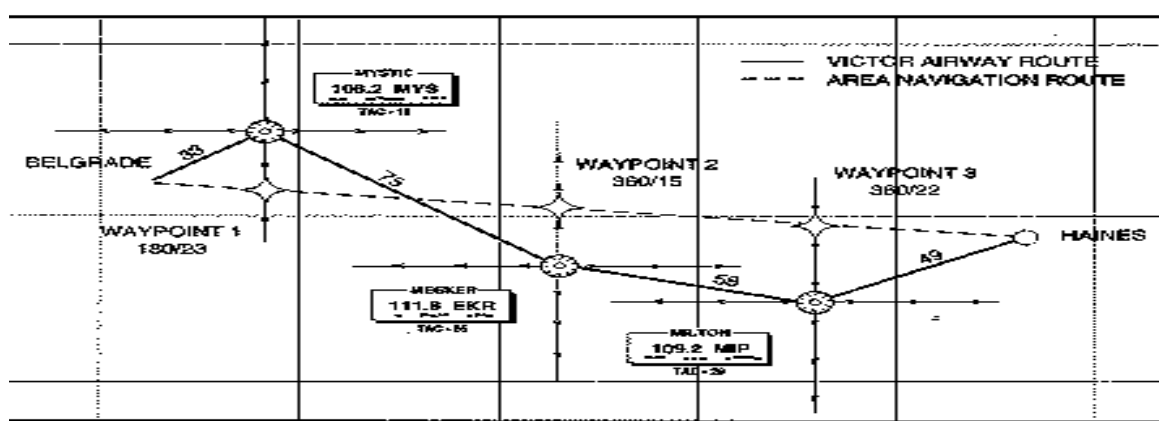
para estar sincronizado con todos los satélites en la constelación. El receptor compara el tiempo de la difusión, que está codificada en la transmisión, con el tiempo de la recepción, medida por un reloj interno, de forma que se mide el "tiempo de vuelo" de la señal desde el satélite.

Estos cronómetros constituyen un elemento tecnológico fundamental a bordo de los satélites que conforman las constelaciones GNSS y pueden contribuir a definir patrones de tiempo internacionales. La sincronización se mejorará con la inclusión de la señal emitida por un cuarto satélite. En el diseño de la constelación de satélites se presta atención especial a la selección del número de estos y a sus órbitas para que siempre estén visibles en cantidad suficiente desde cualquier lugar del mundo y así asegurar la disponibilidad de señal y la precisión.

Cada medida de la distancia, coloca al receptor en una cáscara esférica de radio la distancia medida. Tomando varias medidas y después buscando el punto donde se cortan, se obtiene la posición. Sin embargo, en el caso de un receptor móvil que se desplaza rápidamente, la posición de la señal se mueve mientras que las señales de varios satélites son recibidas. Además, las señales de radio se retardan levemente cuando pasan a través de la ionosfera. El cálculo básico procura encontrar la línea tangente más corta a cuatro cáscaras esféricas centradas en cuatro satélites. Los receptores de navegación por satélite reducen los errores usando combinaciones de señales de múltiples satélites y correlaciones múltiples, utilizando entonces técnicas como filtros de Kalman para combinar los datos parciales, afectados por ruido y en constante cambio, en una sola estimación de posición, tiempo, y velocidad.

Hasta hace poco, la navegación instrumental se había basado usualmente en una red de rutas fijas que viene dada por la estructura de apoyo que proporcionan las radio ayudas en tierra. De esta manera, si se deseaba volar de manera instrumental desde el aeropuerto "A" al aeropuerto "M", a menudo era necesario seguir una ruta predeterminada formada por segmentos (a veces llamados piernas) que van de una radio ayuda a la siguiente en un proceso sucesivo: A-B, B-C, C-D, etc., conduciendo finalmente a la aeronave hasta su destino "M".

Figura 72. Ruta habitual vs. Ruta directa



Esta forma de operación es muy inadecuada porque:

- **Es inflexible:** Depende de la posición geográfica de las ayudas de navegación que son fijas.
- **Es costoso:** Las aeronaves consumen más combustible para ir del origen al destino.
- **Introduce retrasos:** Las aeronaves toman mayor cantidad de tiempo en su viaje.
- **No crece con facilidad:** La creación de nuevas rutas aéreas están sometidas a la construcción e instalación de nuevas estaciones de radio ayudas en tierra.
- **Sobrecarga los servicios ATS:** La mayor parte del tráfico aéreo pasa por ciertos nodos importantes de la red de rutas, donde confluyen muchas aeronaves simultáneamente.

Con el fin de solucionar estos inconvenientes y responder a la mayor demanda de capacidad y eficacia en la gestión del espacio aéreo, numerosas autoridades aeronáuticas en todo el mundo empezaron a alcanzar acuerdos y a desarrollar estrategias para mejorar la situación.

- **Aplicaciones del GNSS:** el origen de la navegación por satélite fue militar. La navegación por satélite permite alcanzar una precisión que no se había conseguido hasta este momento, en los objetivos de las armas, aumentando su efectividad, y reduciendo daños no deseados mediante armamento que se vale de la señal de los GNSS que sí producían las armas convencionales.

El guiado de precisión hasta el objetivo de misiles y bombas inteligentes, así como la dirección y localización de tropas con precisión y facilidad.

En suma se puede considerar un factor multiplicador de la fuerza. Particularmente, la capacidad de reducir muertes involuntarias tiene ventajas particulares en las guerras luchadas por las democracias, donde la opinión pública tiene una gran influencia en la guerra. Por esta razón, un sistema de navegación por satélite es un factor esencial para cualquier potencia militar.

- **Navegación aérea:** la navegación aérea utiliza, dentro del concepto de Sistemas Globales de Navegación por Satélites (GNSS) implementado por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), a los sistemas de posicionamiento, reconociéndose como un elemento clave en los sistemas de Comunicaciones, Navegación y Vigilancia que apoyan el control del tráfico aéreo (CNS/ATM), así como un fundamento sobre el cual los estados pueden suministrar servicios de navegación aeronáutica mejorados. Los estados que autorizan operaciones GNSS son los responsables de determinar si el mismo satisface los requisitos de actuación requeridos para esta actividad (de acuerdo a lo especificado por la OACI) en el espacio aéreo de su competencia y de notificar a los usuarios cuando dicha actuación no cumple con los estos.

El GNSS es un sistema mundial de determinación de la posición y la hora, que incluye constelaciones principales de satélites, receptores de aeronave, supervisión de integridad del sistema, y sistemas de aumentación que mejoran la actuación de las constelaciones centrales.

El GNSS es un término general que comprende a todos los sistemas de navegación por satélites, los que ya han sido implementados (GPS, GLONASS) y los que están en desarrollo (Galileo), proponiendo la utilización de satélites como soporte a la navegación, ofreciendo localización precisa de las aeronaves y cobertura en todo el globo terrestre. Se está implantando el GNSS de una manera evolutiva a medida que este preparado para acoger el gran volumen del tráfico aéreo civil existente en la actualidad, y pueda responder a las necesidades de seguridad que requiere el sector, uno de los más exigentes del mundo.

Cuando el sistema GNSS esté completamente desarrollado, se prevé que pueda ser utilizado sin requerir ayuda de cualquier otro sistema de navegación convencional, desde el despegue hasta completar un aterrizaje de precisión Categoría I, II ó III, es decir, en todas las fases de vuelo.

**4.3.1.4 Otros usos civiles:** algunas de las aplicaciones civiles donde se utiliza las señales GNSS son las siguientes:

- Ayudas a la navegación y orientación en dispositivos de mano para senderismo.
- Dispositivos integrados en los vehículos, camiones, barcos, etc.
- Sincronización.
- Sistemas de localización para emergencias.
- Seguimiento de los dispositivos usados en la fauna.

**4.3.1.5 Etapa de desarrollo del GNSS:** en ella se describen los aspectos organizativos a tener en cuenta y los requerimientos básicos para autorizar el uso limitado del GNSS. También se establece un equipo de implementación GNSS. Se crea un plan de desarrollo para alcanzar objetivos graduales, para permitir un rápido pero, al mismo tiempo, limitado uso del sistema. El plan también deberá determinar cuál capacidad inicialmente se desea incorporar (operaciones en ruta, aproximaciones de no precisión, aproximaciones de precisión, etc.).

**4.3.1.6 Etapa suplementaria:** esta etapa contiene los requisitos a seguir para la aprobación del GNSS como medio suplementario de navegación. Identifica los temas de certificación del sistema y de creación de métodos sugeridos de operación. También identifica qué pruebas y demostraciones se deberían efectuar para obtener experiencia operativa. En esta etapa se publican las autorizaciones y directivas correspondientes y se discuten y analizan las aumentaciones a las señales básicas GNSS.

**4.3.1.7 Etapa primaria:** en esta etapa se logran los objetivos trazados en la etapa de desarrollo. Se verifica si se han alcanzado los objetivos en lo que respecta al uso del GNSS para aproximaciones de precisión, en sus diversas categorías, y se evalúan las técnicas de aumentación seleccionadas. También se verifican los pasos seguidos para la certificación y aprobación final del sistema. Aquí se identifican las necesidades en cuanto a procedimientos, tanto aéreos como para los Servicios ATS y se efectúan las publicaciones necesarias para divulgar y reglamentar el uso del GNSS. Finalmente, se establecen los mecanismos de seguimiento para control de los procedimientos.

**4.3.2 Objetivo y aplicabilidad en Colombia:** la normatividad del sistema GNSS se aplica a aeronaves con matrícula Colombiana que operen de acuerdo a las reglas IFR en todo el espacio aéreo Colombiano o aquel en que se presten servicios por delegación, incluyendo los SID y STAR dentro y fuera de las área de control terminales (TMA) debidamente publicados en la AIP de Colombia. Igualmente aplica a toda Aeronave con matrícula extranjera que opere de carácter permanente o en periodos superiores a los 30 días de acuerdo con las reglas de vuelo IFR dentro de la FIR Bogotá.

A fin de aprovechar los beneficios operacionales del GNSS en forma temprana, es necesario implantar la navegación por satélite en pasos escalonados. Tanto la utilización del GPS como medio suplementario a la navegación en ruta, como medio primario a la navegación sobre espacios aéreos oceánicos/remotos, como las aproximaciones de superposición y las aproximaciones GPS autónomas, brindan ventajas operacionales a los usuarios, permitiéndoles un contacto directo con el GNSS. En lo que tiene que ver con los organismos pertinentes, esta es una excelente oportunidad de adquirir experiencia operando el equipo GPS, efectuando los procedimientos de inspección en vuelo, aplicando el WGS-84, etc.

**4.3.2.1 Requerimientos de aeronavegabilidad:** los operadores aéreos no necesitan obtener una autorización por la UAEAC para realizar operaciones RNAV Básicas o GNSS si ellos demuestran que ya cuentan con una autorización similar expedida por el Estado de Registro. Si esa autorización esta expedida con un estándar inferior, deberán obtener la autorización de la UAEAC para realizar dichas operaciones.

El equipo de navegación GNSS debe estar aprobado de acuerdo al criterio contenido en la FAA, AC 20-130A (Sistemas de Navegación Multi-sensores usando entradas de GPS o FAA AC 20-138 (Equipo de Navegación GPS), E/TSO C129/C129a/C145a/146a y FAA TSO-C115b (Multi-sensor FMS con capacidad de Baro-VNAV).

La Certificación tipo o un suplemento a la certificación tipo son requerimientos que aplican a las solicitudes para una aprobación inicial de aeronavegabilidad sobre equipos GNSS ante la Secretaria de Seguridad Aérea.

Cualquier instalación de un equipo GNSS posterior deberá ser llevada a cabo solo mediante una autorización escrita si la aeronave esta matriculada en Colombia o por el Estado de Registro y certificada.

**4.3.2.2 Requisitos para la Operación:** todo Operador necesita de una autorización de la Secretaría de Seguridad Aérea, o quien haga sus veces, para conducir operaciones de vuelo RNAV Básicas o GNSS en condiciones de VFR o IFR, la cual se compone de la aprobación o certificación de aeronavegabilidad y la aprobación operacional; todas las operaciones deberán ser llevadas a cabo de acuerdo con el Manual de Vuelo Aprobado o un suplemento del Manual de vuelo.

Antes de usar el GNSS en operaciones VFR/IFR, el piloto debe asegurarse que el equipo GNSS y su instalación estén aprobadas por la Secretaría de Seguridad Aérea y certificado para el tipo de Operación que se pretende realizar. El Equipo debe ser operado de acuerdo con las condiciones de aplicación en el Manual de Vuelo Aprobado. Todos los pilotos deben estar familiarizados con el equipo GNSS instalado en la aeronave y conocer sus limitaciones.

Para todos los efectos de aprobación de aeronavegabilidad, se requiere que la exactitud del Sistema de Navegación dependa del error total del sistema:

- 1) Rutas RNAV: Una aeronave operando en rutas RNAV debe mantenerse dentro de un error RNAV total del sistema del 95% del tiempo total de vuelo. Un error técnico en vuelo (FTE) de 1.0 NM (95%) es aceptable para operaciones al menos de RNAV 2.
- 2) RNAV 1, SIDs y STARs. Una aeronave operando en RNAV 1, SIDs y STARs, debe mantener un error total del sistema no mayor a 1.0 NM durante el 95% del tiempo total de vuelo. Un FTE de 0.5 NM (95%) es aceptable para operaciones con RNAV 1.

**4.3.2.3 Sensores de Navegación:** las operaciones RNAV en Colombia, están basadas en el uso de equipos RNAV que determinan automáticamente la posición horizontal de la aeronave usando entradas de datos desde los siguientes tipos de sensores de posicionamiento.

- 1) El Sistema Satelital de Navegación Global (GNSS), en los que datos de posicionamiento de otros tipos de sensores de navegación pueden ser integrados con los datos del GNSS con tal de que no se causen errores de posición que excedan los requisitos del error total del sistema.
- 2) El Equipo RNAV DME/DME que cumple con los criterios basado en evaluaciones actuales de disponibilidad de DME y la cobertura es suficiente para apoyar operaciones DME/DME RNAV sin una ayuda de aumento como la IRU o el uso de GPS.

- 3) El Cumplimiento del Equipo DME/DME/IRU RNAV con los criterios establecidos.

**4.3.2.4 A probación del (DME):** cada Estado es el responsable de la evaluación de la cobertura y disponibilidad operativa del sistema DME/DME en cada ruta y procedimiento para asegurar que la infraestructura en tierra que apoya los procedimientos RNAV DME/DME, esté debidamente certificada. Para ello debe cumplir con los siguientes requisitos mínimos:

- a) Sintonización y Actualización de datos de posición para instalaciones de DME.
  - 1. Actualizar la posición cada 30 segundos de haber sintonizado la instalación DME.
  - 2. Auto-sintonizar múltiples instalaciones DME.
  - 3. Proveer actualización DME/DME de la posición de forma continua.
  - 4. Demostrar ante la autoridad competente que el sistema RNAV de la aeronave detecta errores de las instalaciones DME no certificadas.
- b) Establecer ángulos Relativos de Instalaciones de DME. Como mínimo, un ángulo incluido relativo entre 30º y 150º.
- c) El sistema RNAV puede usar cualquier DME certificado que se reciba, sin importar su posición.
- d) No existe ningún requisito para usar VOR (VHF de rango omnidireccional), LOC (Localizador), NDB (Radiofaro no direccional), IRU (Unidad de referencia Inercial), o AHRS (Sistema de Referencia actitud y rumbo).
- e) Estimación del error de posición con un mínimo de dos instalaciones de DME.
- f) Una contribución del error técnico de vuelo que no se exceda de 1.0 NM (95%) se puede utilizar para operaciones de RNAV 2.
- g) Prevención de Dirección Errónea con el mismo canal. El sistema RNAV debe asegurar que las ayudas DME con el mismo canal no causan una guía errónea.
- h) Prevención de Señales en el espacio VOR Erróneas. El sistema RNAV debe asegurar que una señal en el espacio VOR errónea, no exceda 1.75 NM para RNAV 2 y 0,87 NM para RNAV 1.
- i) El Sistema RNAV usa Instalaciones Operacionales. Las instalaciones de DME listadas por NOTAM que no están disponibles y no son operacionales no deben ser usadas.

**4.3.2.5 Proceso de confirmación de Desempeño:** consiste en que tanto para los nuevos sistemas RNAV como para los sistemas existentes, los criterios que hacen parte de la aprobación de aeronavegabilidad junto con los del fabricante de la Aeronave aseguran que los equipos y la aeronave cumplen con los criterios aquí establecidos, los cuales deben ser certificados por escrito.

Para los fabricantes de Equipos de DME, el único requerimiento que necesita para ser utilizado en el sistema RNAV es el de exactitud.

En los sistemas RNAV (FMS) con Múltiples Sensores, además de los criterios aquí dispuestos, se deben relacionar las limitaciones operacionales.

Los estándares de desempeño designados para rutas y procedimientos decidirán si el cubrimiento adecuado del DME está disponible, determinando los requisitos mínimos para los sistemas RNAV DME/DME/IRU que aplican con los contenidos que a continuación se describen, así:

- a) No se requiere el uso de VOR, NDB, LOC o AHRs, durante la operación normal del sistema RNAV DME/DME/IRU.
- b) El error estimado de Posición, considerando dos estaciones de DME, no deberá ser mejor que el 95%.
- c) Para cada Ruta o Procedimiento, el error total del sistema debe ser menor o igual a 1.0 NM (95%) en toda la Ruta. Para maximizar la cantidad permitida de inertial coasting, el error técnico en vuelo para aeronaves con D/D/I en procedimiento terminal deberá ser limitado a 0.5 NM (95%).

#### **4.3.2.6 El sistema FMS (Sistema de Gestión de vuelo):**

- a) Se requiere actualización automática de posición usando las soluciones de DME/DME.
- b) Debe ser capaz de aceptar una actualización de posición justo antes del despegue.
- c) Debe excluir VORs a más de 40 NM de la aeronave.

**4.3.2.7 Funciones del sistema FMS:** el Sistema de Gestión de vuelo no es un sistema de navegación, sino que es un sistema que automatiza las tareas de gestión de navegación a bordo. El FMS solo se limita a ejecutar tareas de navegación. Es la interfase entre tripulación de vuelo y los equipos de vuelo. Puede ser catalogado como un computador con una gran base de datos del aeropuerto y datos de sitios con radio ayudas, datos de operación del avión, rutas, intersecciones DPs y STARs.

El FMS también tiene la habilidad para aceptar y almacenar numerosos sitios definidos llamados “waypoints”, de las rutas de salidas de vuelo, de llegadas, aproximaciones, etc.

Puede definir una ruta desde la posición del avión a cualquier punto en el mundo, ejecutando un plan de vuelo computarizado, mostrando la ruta total de vuelo a la tripulación. También tiene la capacidad del control selectivo del VOR, DME y las ayudas de navegación local y recibir datos de navegación de los sistemas INS, LORAN y GPS. Además, puede actuar como equipo entrada / salida para los sistemas de navegación abordo.

Los sistemas FMS serán equilibrados para ahorrar dinero y tiempo de operación con ascensos y descensos más eficientes.

Inicialmente la tripulación programa las coordenadas del avión, la ruta de salida DP, define los “waypoints” de la ruta, el procedimiento de aproximación que se usará y la ruta del alterno. Esta programación puede hacerse en forma manual, en el formato de plan de vuelo, o ser transferido desde otro computador al FMS. La tripulación entra esta información básica en el CDU (Control Display Unit) de la siguiente figura.

**Figura 73. FMS para operación de 3 dimensiones**



Una vez a bordo el computador sintoniza los canales apropiados de las radio ayudas y toma información de la distancia radial, o dos canales de radio ayudas, tomando la mas exacta información de distancia. El FMS indica entonces la posición, la trayectoria, la dirección considerada, la velocidad respecto a tierra y la posición relativa de la trayectoria.

La información de posición del FMS actualiza el sistema inercial. En los aviones mas sofisticados, el FMS entrega las entradas de HSI, RMI, al display de navegación de la cabina de cristal, HUD (head up display), al piloto automático y al sistema auto rutas.

El HUD es una pantalla que muestra una proyección de datos de navegación aérea (velocidad del aire en relación a la velocidad de aproximación, velocidad, altitud, senda de planeo (arriba- abajo- derecha- izquierda) en una pantalla transparente frente al piloto. Otra información que puede ser mostrada es la dirección alineada con la nariz del avión Este permite que el piloto vea la información necesaria para hacer la aproximación

Otro servicio del FMS es el Radar de Navegación, que transmite un pulso de RF en una dirección específica. El eco o retorno de ese pulso es medido en tiempo. Luego se determina la distancia medida entre el pulso y su eco y se muestra en una pantalla radar de tal manera que la distancia y dirección a este objetivo puede ser determinado al instante. El transmisor del radar puede entregar niveles de alta potencia hacia el área del espacio bajo vigilancia y el receptor del radar puede detectar señales muy pequeñas de los ecos de retorno. El sistema de muestreo del radar da al controlador una representación de trazos donde aparecen los ecos de las aeronaves que están dentro del rango de detección del radar.

Otro equipo es la unidad de mapa de video que genera un mapa de la ruta actual y del aeropuerto y los muestra en la pantalla radar. Usando este sistema el controlador de tráfico aéreo puede ver las aeronaves objetivos y las rutas, las ayudas de navegación y los obstáculos terrestres en el área.

Además, un sistema de vigilancia de radar primario no puede identificar un objetivo específico y puede tener dificultad para identificar pequeños objetivos a distancias considerables, especialmente si hay lluvias o tormentas. Este problema se soluciona con el Sistema radar de faro para control de tráfico aéreo (ATCPRS), llamado también Radar de Vigilancia Secundario (SSR), el cual utiliza un transponder en la aeronave. El equipo de tierra hace una interrogación y transmite un pulso codificado que activa el transponder en la aeronave. El transponder

contesta transmitiendo un código preseleccionado con la identificación de la aeronave y otros datos como la altura.

**4.3.3 Sistema de posicionamiento (GPS):** la tele-medición desde los satélites del GPS para determinar la posición y la hora precisa en cualquier parte del mundo son administradas por el explotador del sistema, los Estados Unidos. El GPS tiene tres segmentos principales: Espacial, De control y de Usuario.

- **El segmento Espacial** esta constituido por 24 satélites ubicados en 6 orbitas de 20200 Km, con un ángulo de inclinación de 55° respecto del Ecuador. Cada órbita dura 12 horas para que en cada medición hayan 4 satélites, con una disponibilidad del 99.75% con los 24 satélites.
- **El segmento de control** de GPS tiene cinco estaciones de vigilancia y tres antenas de tierra para enlaces ascendentes. Las primeras utilizan un receptor del GPS para seguir la pista a todos los satélites que están a la vista y registrar datos telemétricos. La información de las estaciones de vigilancia se procesa en la estación principal de control para controlar la hora de los satélites, los estados de sus órbitas y para actualizar el mensaje de navegación de cada uno.
- **El segmento de usuario** del GPS consta de una antena y un receptor para recibir la posición y la hora precisa del usuario, siendo necesaria las mediciones desde un mínimo de 4 satélites. Se requieren tres mediciones de satélite para determinar la posición en dos dimensiones y la hora, si se conoce la altitud.

**4.3.3.1 Uso del GPS como medio primario a la navegación:** la Circular de la Organización de Aviación Civil Internacional N° 267-AN/159 “Directrices para la Introducción y Uso Operacional del Sistema Mundial de Navegación por Satélite” establece en el parágrafo 6.1.1 acápite C que “a raíz de la disponibilidad de una integridad de navegación mejorada junto con los menores requisitos de disponibilidad para vuelos sobre espacios aéreos oceánicos, se podrá permitir el uso de sistemas basados en satélite como medio primario para esta etapa del vuelo”. Las aeronaves deberán estar equipadas con receptores de la Norma TSO C-129a de la FAA, y deberán cumplir también con los requisitos de la Notificación N.8110.60 de la FAA “GPS como medio primario de navegación para operaciones oceánicas/remotas”.

**4.3.3.2 Generalidades del sistema y control:** el segmento del usuario consiste de la antena y del procesador-receptor para recibir y computar las soluciones de navegación utilizadas para proveerle posición y hora precisa. La posición del GPS

está basada en mediciones satelitales por ejemplo, utilizando mediciones de distancia de los satélites en órbita para obtener una posición precisa. Los satélites GPS transmiten una señal horaria precisa que es comparada por el receptor GPS con la hora de su propio reloj interno. La diferencia entre la señal de hora recibida del satélite y la hora del equipo receptor, es el tiempo que tarda en ir la señal desde el satélite al receptor. Ya que se conoce la velocidad a la cual viaja la señal se puede determinar la distancia desde el receptor al satélite.

Para que el sistema funcione, las mediciones del tiempo deben ser muy precisas, así como los relojes utilizados. Dentro de los satélites, esta exactitud es lograda por relojes atómicos de altísima precisión. Se necesitan tomar mediciones de un mínimo de 4 satélites para establecer un fijo en 3 dimensiones en posición y hora. Se necesita un mínimo de tres satélites para determinar la posición en 2 dimensiones si la altitud se conoce. La precisión depende de la geometría de los satélites usados. Se necesitan 5 satélites con buena geometría para proporcionar monitoreo de la integridad del sistema. Cada medición tendrá un error que es producido por la diferencia existente entre la hora del reloj del receptor y la del satélite. Este error será el mismo para todas las mediciones, por tanto la computadora en el receptor puede efectuar una corrección matemática, la que permitirá a todas esas mediciones de distancia interceptarse en un solo punto.

Los satélites GPS están situados en órbitas muy precisas y predecibles. Los mismos orbitan la Tierra cada 12 horas y pasan por encima de alguna de las estaciones de monitoreo por lo menos dos veces por día. Estas estaciones están equipadas para calcular con precisión la posición de los satélites y enviar, por un enlace ascendente, la información corregida a los mismos. Ellos transmiten la información de su posición con respecto al centro de la Tierra y al receptor, conjuntamente con la señal de la hora. El receptor de abordo utiliza esta información para calcular una posición con relación a la superficie de la Tierra, la que será presentada al usuario en términos de latitud y longitud. La exactitud de este sistema permite obtener fijos con un error de +/- 10 a 20 metros.

**4.3.4 Sistema de posicionamiento (GLONASS):** el **Sistema Mundial de Navegación por Satélites** (GLONASS) proporciona determinaciones tridimensionales de posición y velocidad basadas en las mediciones del tiempo de tránsito y de desviación Doppler de las señales de Radio frecuencia (RF) transmitidas por los satélites GLONASS. El sistema es operado por el Ministerio de Defensa de la Federación de Rusia y ha sido utilizado como reserva por algunos receptores comerciales del GPS.

Tras la desmembración de la Unión Soviética y la falta de recursos el sistema perdió operatividad al no reemplazarse los satélites. En la actualidad el gobierno ruso espera que la constelación GLONASS vuelva a estar operativa completamente antes de 2010.

Este sistema proporciona señales desde el espacio para la medición exacta de la posición, de la velocidad y de la hora a los usuarios. La cobertura es continua en todo el mundo bajo cualquier condición meteorológica. El sistema consta de los siguientes segmentos.

**El segmento espacial** consta de 24 satélites operacionales y varios de reserva. La órbita de los satélites del GLONASS está a una altitud de 19100 Km (10325 NM).

El mensaje de navegación transmitido por cada satélite consta de las coordenadas del satélite, de los componentes del vector velocidad, de correcciones en la hora del sistema GLONASS y de información sobre la condición técnica del satélite. El canal de exactitud normal (CSA) tiene un acceso múltiple por distribución de frecuencias (FDMA). Cada canal está centrado en la frecuencia  $L1 = 1602$  MHz. Cada satélite transmite señales en su propia frecuencia. No obstante, estos satélites colocados en sectores antípodas de planos orbitales y que no aparecen al mismo tiempo a la vista del usuario, tienen la misma frecuencia.

Un mensaje de datos de navegación del GLONASS proporciona información relativa al estado del satélite que transmite y la información que transmite el resto de la constelación de satélites. Siendo los electos primarios los parámetros de corrección de reloj y la posición del satélite (efemérides).

**4.3.5 Procedimientos (Rnav):** la Navegación de área (RNAV) es un medio de navegación que permite que una aeronave se desplace en cualquier trayectoria deseada, sin la necesidad de pasar sobre puntos predefinidos por la existencia de radio ayudas en tierra.

Este tipo de operación operará dentro de la cobertura de las radio ayudas utilizadas como puntos de referencia o dentro de los límites de la capacidad de los sistemas de navegación utilizados (como el sistema inercial), o una combinación de ambos.

Los equipos de navegación a bordo determinarán automáticamente la posición de la aeronave según información recibida y la controlará para que siga la ruta pre-establecida. Los sistemas que pueden utilizarse (de manera individual o combinada) son:

**4.3.5.1 Empleo de Radio Ayudas:** RNAV tiene como objetivo la optimización del uso de la red ATS (tanto en ruta como en las vías terminales), para proporcionar una mayor capacidad del espacio aéreo, junto una mayor eficiencia en las operaciones. Esto se logra porque se reducen las separaciones laterales entre las trayectorias de las aeronaves y se utilizan nuevas rutas que no están atadas al sobrevuelo de determinadas radio ayudas.

Las coordenadas de navegación deben cumplir los requerimientos de exactitud e integridad establecidos por la OACI. Esto implica que todos los datos de navegación disponibles deben tener como referencia el sistema geodésico WGS-84.

Dado que el cumplimiento de las condiciones anteriores requiere de un proceso de evolución que tomará cierto tiempo, la implantación de RNAV se ha dividido diferentes fases.

**4.3.5.2 B-RNAV:** la primera de estas fases se ha denominado B-RNAV y su exactitud (RNP-5) es aproximadamente igual a la que se obtiene utilizando las técnicas de navegación convencionales (con tal y los VORs usados en las técnicas convencionales estén separados menos de 100 NM).

Esta primera fase (B-RNAV) es de obligatorio cumplimiento para todas las aeronaves que operen en el espacio aéreo a partir del 23 de abril de 1998.

Este tipo de RNAV también es llamada RNAV 2D, pues en este caso el sistema de navegación debe ser capaz de cumplir los requerimientos de exactitud en un plano horizontal. Se tiene previsto que posteriormente se incorporen sistemas RNAV 3D (incorporando exactitud en el plano vertical) y RNAV 4D (agregando parámetros de exactitud en la variable tiempo).

Esta fase también se denomina "RNAV Básica", y las prestaciones que exige (RNP-5) aseguran que se utilicen completamente las capacidades de los sistemas RNAV ya instalados a bordo de las aeronaves.

No obstante, hay que tomar en cuenta que alcanzar el nivel de exactitud requerido no es su responsabilidad de los equipos de abordó, sino también de los sistemas de apoyo en tierra y en el espacio. Por esta razón las siguientes condiciones han de cumplirse:

- VOR: Dentro de un rango de 62 NM.
- INS: No más de 2 horas transcurridas después de la última actualización del sistema.
- GPS: Solo cuando existe cobertura por un número adecuado de satélites y/o de sistemas de aumento de la exactitud.

A partir del 23/Abr/2004 la utilización de B-RNAV es obligatoria por encima del FL 95 (aunque algunos estados establecieron inicialmente un nivel medio alto), y en los procedimientos SID y STAR. Sin embargo, los procedimientos convencionales basados en NDB, VOR y DME siguen en vigencia por si hace falta utilizarlos nuevamente.

**4.3.5.3 P-RNAV:** los procedimientos P-RNAV se desarrollan utilizando principios comunes y consistentes para asegurar que su diseño ejecución son compatibles entre si. Esto representa uno de sus mayores beneficios, pues la consistencia proporciona mayor seguridad en la ejecución uniformidad en su uso en los diferentes estados europeos. Adicionalmente, EUROCONTROL estima que una red de navegación ruta P-RNAV tendrá entre 5% y 25% más capacidad que una red B-RNAV.

El nivel de exactitud de P-RNAV permite su uso en todas las fases de vuelo excepto durante la fase final de aproximación en la aproximación frustrada, y se puede alcanzar utilizando VOR/DME, DME/DME y GPS. Por otra parte, se puede usar INS/IRS durante cortos periodos de tiempo, cuya longitud dependerá del nivel de certificación alcanzado por el modelo de sistema utilizado.

La utilización de procedimientos P-RNAV permite adaptar las rutas dentro de la TMA para que cumplan mejor las necesidades del aeropuerto, el ATC y la tripulación de vuelo. Esto habitualmente redundará en rutas más simples, cortas y directas, o en rutas que se ajustan mejor a restricciones ambientales (por ejemplo, disminuyendo el nivel de ruido sobre vías pobladas).

**4.3.5.4 Requisitos del Equipo de a bordo:** para las operaciones B-RNAV, los sistemas de navegación que soportan este tipo de navegación, son: VOR/DME, DME/DME, IRS (sistema inercial de referencia) o INS (sistema inercial de navegación), Loran-C o GPS. Los equipos B-RNAV que usan estos tres últimos sensores tienen limitaciones operacionales.

Los requisitos de actuaciones establecen una precisión de mantenimiento de la trayectoria igual o superior a  $\pm 5$  NM durante el 95% del tiempo de vuelo. Este valor incluye el error de la fuente de la señal, el error del receptor embarcado, el error del sistema de presentación en cabina y el error técnico de vuelo. Esta precisión es comparable con la que puede conseguirse mediante técnicas de navegación convencional en rutas ATS definidas por VOR/DME, cuando los VOR mantienen una separación inferior de 100 NM.

La capacidad para alcanzar los niveles de actuaciones de navegación en un espacio aéreo determinado dependen, no sólo de la precisión y funcionalidad del equipo de navegación, sino también de la cobertura de las ayudas de navegación y la precisión que ofrecen los sistemas de referencia geográficos (coordenadas de posición) establecidos en el espacio aéreo de operación.

**4.3.5.5 Instrucciones al ATC:** las autoridades aeronáuticas y los proveedores de los servicios ATC son responsables de asegurar que se proporciona un adecuado entrenamiento sobre operaciones RNAV a los controladores. Desde el punto de vista ATC, el control a lo largo de rutas B-RNAV no difiere mucho del realizado sobre rutas convencionales ATS. La estructura de rutas RNAV emplea como criterio de diseño el mantenimiento de la carga de trabajo ATC.

La introducción de operaciones RNAV fuera de las rutas ATS (RNAV aleatorias), puede suponer cambios significativos en los procedimientos operativos ATC, requiriéndose instrucción adicional.

**4.3.5.6 Instrucción de Tripulaciones de Vuelo:** las autoridades aeronáuticas son las responsables de aprobar los programas de instrucción RNAV de los operadores. Este programa debe asegurar que los pilotos tienen un completo conocimiento del equipo y los procedimientos operacionales necesarios.

Si durante una operación RNAV, la tripulación tuviera razones para creer que el sistema RNAV no mantiene el nivel requerido de precisión e integridad, debe notificarlo inmediatamente al ATC.

A diferencia de la navegación convencional, la RNAV requiere conocer la cobertura y posición de la radio ayuda, y las coordenadas de los puntos de recorrido ("waypoints") que definen la ruta. Ambos requisitos son cruciales y su disponibilidad necesita ser verificada.

**4.3.6 Procedimientos RNP:** las operaciones RNP introducen los conceptos de Monitoreo y Alerta en el desempeño de los equipos a bordo de la aeronave. Una característica de las operaciones RNP es la capacidad del sistema de navegación del avión para monitorear el desempeño e informar a la tripulación si algún requisito no se está cumpliendo durante la operación.

Esta capacidad de monitoreo y Alerta a bordo aumenta la conciencia situacional del piloto y le puede permitir acercarse al espaciamento en ruta sin la intervención del controlador ATC. Ciertas operaciones RNP requieren de avanzadas condiciones de navegación a bordo y procedimientos aprobados de entrenamiento de tripulación.

Estas operaciones deben recibir aprobación como SAAAR (Requisito especial autorizado para el avión y la tripulación), similar a la aprobación de requisitos para operaciones de aproximación CAT II y III en el sistema de aterrizaje por instrumentos ILS. Se estima que aproximadamente el 80% de los aeropuertos pueden tener capacidad para operaciones con RNAV -1, con lo que se predice que en el 2010 será del 90%.

Aproximadamente el 50% de los aviones categoría transporte tienen capacidad de operaciones RNP básica y el 25% tienen capacidad de operaciones de aproximación con SAAAR. Algunos aviones a pistón tienen capacidad de RNAV y RNP básico y están equipados, con cerca de la mitad de las normas IFR, con sistemas certificados de navegación GPS.

Las especificaciones RNAV y RNP facilitan la eficiencia del diseño del espacio aéreo y de los procedimientos, lo cual resulta en aumento de la seguridad aérea, el acceso, mayor capacidad, predicción y efectos ambientales. Estos sistemas pueden:

- Aumentar la seguridad en operaciones de aproximación en 3D con lo cual se reduce el riesgo de CFIT.
- Aumento del acceso al aeropuerto y del espacio aéreo en todas las

- condiciones climáticas y la habilidad para detectar obstáculos.
- Aumento de la rentabilidad por reducción de retardos debido a la precisión de los procedimientos con rutas paralelas y uso del espacio aéreo optimizado.

**4.3.6.1 Implementación del RNP:** actualmente las operaciones sobre FL290 comprometen el 80% de las operaciones en ruta y se espera que este tráfico aumente significativamente durante las operaciones aéreas en el término medio de RNP-2. El espacio aéreo será rediseñado para operaciones en RNP basado en trayectorias repetitivas en sectores de área terminal y la FAA espera reglamentar las operaciones sobre FL290 y lograr los beneficios del espacio aéreo, eficiencia de combustible, reducir el trabajo de los controladores y aumentar la capacidad de acceso, con lo que se espera reducir los costos.

Entre las utilidades inmediatas de la operación RNP están las mejoras como la automatización en ruta, los procedimientos flexibles, manejo del espacio aéreo congestionado, actividades de re enrutamiento de aeronaves, la habilidad para cambiar de trayectoria de vuelo, la predicción de planes de vuelo, la capacidad de comunicación por enlaces de datos entre piloto y controlador, creación de rutas dinámicas.

De estas mejoras es que surge el concepto Required Navigation Performance - RNP (Desempeño de Navegación requerida) y se define como la exactitud del desempeño de navegación requerida para poder operar dentro de un espacio aéreo determinado.

Para determinar estos requisitos en el desempeño primero se define un objetivo de seguridad que se desea alcanzar. Este objetivo de seguridad puede interpretarse como una región de confinamiento dentro de la cual la aeronave debe ser capaz de mantenerse durante su vuelo.

Hay diferentes tipos de RNP, definidos en función del tamaño de esta región de confinamiento, por ejemplos: RNP-0.3, RNP-5, RNP-20, etc. Cada tipo RNP define un error total del sistema de navegación (Total navigation System Error - TSE) que se permite en el eje lateral, longitudinal y vertical.

El TSE debe tomar en cuenta los errores del sistema de navegación los errores del sistema de calculo, los errores del subsistema de presentación de datos y los errores en la Técnica de vuelo, y su valor no debe exceder el de los limites asignados durante el 95% del tiempo de vuelo.

#### 4.3.6.2 Conceptos del desempeño

- **Exactitud:** Es la característica principal a evaluar, pues es la relacionada con el error. Se define como la diferencia entre la posición indicada por el sistema de navegación y la posición ideal de la aeronave.
- Se expresa de manera estadística como un porcentaje en la distribución de los errores. De esta manera, RNP-4 indica que la diferencia entre las posiciones real y estimada de la aeronave es menor o igual a 4 NM (millas náuticas) el 95% del tiempo de vuelo.
- **Integridad:** Se define como la habilidad de un sistema para apagarse automáticamente o proporcionar al usuario advertencias a tiempo cuando no deba ser utilizado para la navegación. Este concepto refleja la confianza que se puede tener en la validez de la información que proporciona el sistema de navegación e implica la existencia de un sistema adicional que supervise continuamente al sistema de navegación, determine con rapidez cuando su funcionamiento no se encuentra dentro de los parámetros especificados, generando una alarma dentro de un intervalo de tiempo razonablemente corto.
- **Continuidad:** La continuidad es definida como la habilidad de un sistema para realizar sus funciones sin sufrir interrupciones imprevistas durante una operación dada.
- **Disponibilidad:** Se define como la habilidad de un sistema para realizar su función al inicio de una operación dada (como por ejemplo, al inicio de la trayectoria de aproximación. Se expresa como el porcentaje de tiempo (a lo largo de extensos periodos) en que el sistema se encuentra operativo y cumpliendo con los requerimientos de exactitud, integridad.

**Tabla 5. Algunos tipos de RNP**

| Tipo        | Exactitud                  | Descripción                                                                                                                                                                                                        |
|-------------|----------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| RNP-20      | +/- 20.0 NM                | Esta es la capacidad mínima que se considera aceptable para apoyar las operaciones ATS en ruta.                                                                                                                    |
| RNP-10      | +/- 10.0 NM                | Pensado para la operación eficiente en vías remotas u oceánicas donde la disponibilidad de radioayudas es limitada.                                                                                                |
| RNP-5       | +/- 5.0 NM                 | Tipo RNP temporal utilizado en el espacio aéreo europeo que permite la operación de aeronaves equipadas con sistemas de navegación                                                                                 |
| RNP-1       | +/- 1.0 NM                 | Adecuado para la salida, llegada y aproximación inicial/intermedia. También se prevé que permitirán las operaciones ATS en ruta más eficientes. Es equivalente a P-RNAV.                                           |
| RNP-0.02/40 | +/- 0.02 NM<br>[+/- 40 ft] | Propuesto para aproximaciones de precisión de Categoría I, hasta 200 ft DH (Altura de decisión)                                                                                                                    |
| RNP-0.01/15 | +/- 0.01 NM<br>[+/- 15 ft] | Propuesto para aproximaciones de precisión de Categoría II, hasta 100 ft DH.                                                                                                                                       |
| RNP-0.003/z | +/- 0.003 NM<br>[+/- z ft] | Propuesto para aproximaciones de precisión de Categoría III y aterrizaje, incluyendo los requerimientos de touchdown (toque de pista), landing roll (carrera de aterrizaje) y take-off roll (carrera de despegue). |

**4.3.7 El sistema geodésico mundial de 1984 (WGS-84):** el WGS-84 fue desarrollado con el objeto de proveer una mayor precisión y una actualización constante de datos geodésicos y gravitacionales; también para ofrecer medios para relacionar posiciones basadas en varios sistemas o datum geodésicos, con un sistema de coordenadas que consideren un centro único de la Tierra como el sistema fijo de la misma.

El WGS-84 representa el modelo de una Tierra geocéntrica, geodésica y gravitacional que utiliza datos y tecnología disponibles a partir de 1984. Dicho sistema permite al usuario relacionar datos geográficos tales como coordenadas obtenidas de una fuente basada sobre un datum local, a otra fuente (por ejemplo: posiciones en los mapas a coordenadas obtenidas por sistemas de navegación inercial logradas en tiempo real). El WGS-84 es un sistema ideal para aplicaciones globales de navegación tal como las operaciones aéreas internacionales. En la modalidad estática de relevamiento, la precisión de la latitud y la longitud geodésicas y la altura geoidal del WGS-84, están dentro de + - 1 metro.

**4.3.7.1 Importancia del levantamiento geodésico:** la información de precisión que proporciona el GNSS se expresa en términos de referencia geodesia en el sistema geodésico mundial. En contraste con los sistemas convencionales de navegación, la navegación con el GNSS dirige una aeronave hasta un punto en el espacio definido en una base de datos y no hasta un punto fijo terrestre, tal como el emplazamiento de una antena. Este cambio conceptual impone una elevada demanda de la integridad de todos los datos de levantamiento utilizados en la preparación del procedimiento de vuelo y en el sistema de navegación de abordó. Es imperativo que el Estado autorice procedimientos de vuelo con el GNSS manteniendo un sistema adecuado de garantía de calidad que se extienda en todos los dominios de recopilación de datos, procesamiento y publicación.

#### **4.3.8 Sistemas de aproximación**

**4.3.8.1 Aproximaciones de superposición (overlay approaches):** en este tipo de aproximaciones de no-precisión, el tramo de aproximación final del procedimiento es extraído del receptor GPS, en vez de basarse en las marcaciones de la radioayuda en tierra. Un programa de superposición no es complicado para efectuarlo ya que sólo requiere de un receptor GPS de abordó de la Norma C-129. El primer paso consiste en seleccionar las aproximaciones de no precisión a superponerse.

Sólo debe haber una aproximación por pista y debe ser la más alineada con la trayectoria final. Luego se transformarán las coordenadas de los puntos que marcan los inicios de los tramos de la aproximación a superponerse (IAF, IF, FAF y MAPt.) al Sistema Geodésico WGS-84.

Deberá elaborarse una base de datos para la aproximación de superposición, con los puntos relevados en WGS-84, y enviarla a un proveedor de bases de datos, para la confección de una tarjeta de datos de conformidad con la Circular de la FAA AC No. 97-2 "Data base standardization for the GPS overlay program".

Deberá especificarse al proveedor el tipo de equipo a usarse, ya que los formatos de tarjetas difieren de un equipo a otro. El requisito de una base de datos impresa es para impedir que el piloto programe manualmente la aproximación, evitando errores de inserción de datos. Para proteger la integridad de la base de datos, los receptores tienen un dispositivo automático de secuencia. Seleccionado el modo de aproximación, no se podrán insertar datos.

**4.3.8.2 Aproximaciones GPS autónomas (stand-alone):** las aproximaciones GPS autónomas de no precisión, que no son la superposición de una aproximación tradicional, son el paso siguiente a las aproximaciones de superposición. La secuencia de puntos de referencia (waypoints) que definen el procedimiento se codifican en la base de datos del receptor GPS de abordó (de la Norma 129a). Estos puntos incluyen el Fijo de Aproximación Inicial (IAF), el Fijo de Aproximación Intermedia (IF), el Fijo de Aproximación Final (FAF), el Fijo de Aproximación Frustrada (MAPt), el Fijo de Viraje de la Aproximación Frustrada y el Fijo de Espera de la Aproximación Frustrada. Dicha secuencia de puntos de referencia, que aparecen en la pantalla del equipo de abordó, deberá ser idéntica a la secuencia que está en la carta de aproximación GPS.

**4.3.9 Transición al sistema (GNSS):** la utilización del sistema GPS pareció convertirse en la solución perfecta y en los años 90 la Administración Federal de Aviación (FAA) y otras naciones comenzaron la histórica transición hacia la utilización del GPS en la navegación aérea. Esta transición implica la elaboración por parte de los Estados de un "Plan de Transición para la Implantación del Sistema GPS en la Navegación Aérea", el mismo que considera una serie de acciones como los que se describirán.

El Plan que a continuación se describe se ha elaborado y tomado como referencia del "Plan de Transición GPS" de la Federal Aviation Administration (FAA) de los Estados Unidos de Norteamérica.

#### **4.3.9.1 Transición al GPS**

a) Para uso como Medio Suplementario de navegación:

- Equipar aeronaves con sistema de aviónica GPS, FAA TSO-C129
- Realizar vuelos de superposición a los procedimientos VOR o NDB para
- Aproximaciones de no-precisión
- Vuelos de no-precisión solo con procedimientos GPS

b) Para uso como Medio Primario de navegación:

- Equipar aeronaves con sistema de aviónica GPS que cumpla el estándar TSO-C-129
- (RAIM-FDE)
- Publicar el uso del GPS como medio primario para las rutas oceánicas y remotas.

#### 4.3.9.2 Transición al GPS/WAAS

a) Para uso como Medio Suplementario de navegación:

- Equipar aeronaves con sistema de aviónica GPS/WAAS
- Realizar pruebas pre-operacionales GPS/WAAS para Aproximaciones de no- precisión CAT-I, inicialmente con mínimos más altos que los del ILS
- Desarrollar procedimientos para Aproximaciones de Precisión CAT I basados en GPS/WAAS para todas las pistas disponibles que cumplan con los requerimientos operacionales
- Publicar el uso del GPS/WAAS como Medio Suplementario para navegación en Ruta y Aproximaciones de No-Precisión (NPA)

b) Para uso como Medio Primario de navegación con procedimientos de aproximación:

- De precisión:
- Equipar aeronaves con sistemas duales de aviónica GPS/WAAS.

**4.3.10 Aumentaciones:** el GPS (como se presume que el GLONASS) no tiene la suficiente continuidad, disponibilidad, integridad y precisión para posibilitar su uso como medio único de navegación para todas las fases del vuelo. Para cumplir con los requisitos operativos, es necesario emplear aumentaciones a las señales GPS básicas, que las depuren de los errores que contienen. Se han propuesto tres categorías básicas de aumentaciones: Sistemas de Aumentación de Abordo (ABAS), Sistemas de Aumentación Basados en Tierra (GBAS) y Sistemas de Aumentación Basados en Satélites (SBAS)

**4.3.10.1 Sistemas de aumentación basados en tierra (GBAS):** estos sistemas se utilizan para aumentar la continuidad, disponibilidad, integridad y precisión de las señales GNSS en un área geográfica reducida. Con los Sistemas de Aumentación Basados en Tierra, se pueden obtener precisiones del orden de los 5 metros, lo que los hace aptos para aproximaciones instrumentales CAT II / III. La ventaja de los GBAS radica en que pueden servir a las pistas de todos los aeropuertos situados en el entorno de 30 millas náuticas de la estación de monitoreo en tierra.

Cada Estado establece la condición de operación del sistema GNSS y reglamenta de acuerdo con las normas de OACI, para cumplir con las disposiciones

internacionales y con los requisitos mínimos de operación. De acuerdo con la clasificación de equipos GNSS, como está descrita en E/TSO C129/C129a, la cual será aplicada por Colombia, se clasifican así: Clase A, Clase B y Clase C.

- a) Clase A: Equipos que incorporan un sensor GPS y capacidades de navegación, incluyendo un receptor autónomo de monitoreo de integridad (RAIM). Estos equipos que en general son instalados en aeronaves de aviación general requieren de ciertos criterios adicionales que aplican donde otras fuentes de navegación están disponibles fuera de equipos GNSS para proveer guía a un piloto automático o un FMS.
- b) Clase B: Equipos que consisten de un sensor GPS que provee datos a un sistema integrado.
- c) Clase C: Equipos que consisten de un sensor GPS que provee datos a un sistema de navegación integrado entregando guía a un piloto automático o a un director de vuelo para reducir el error técnico de vuelo.

Los sistemas GPS/GLONASS, aumentados con el sistema SBAS, están limitados a aproximaciones de CAT I. El GBAS permite la ejecución de aproximaciones de precisión CAT II y III.

El funcionamiento básico del GBAS es el siguiente:

- Una estación diferencial es instalada sobre o cerca de un aeropuerto, con un conocimiento muy preciso de su posición. Forman parte de la estación GBAS un receptor y un procesador que comparan la posición real de la estación con la posición obtenida por los satélites visibles.
- Las correcciones diferenciales son transmitidas directamente al receptor de a bordo mediante un enlace de datos VHF. Se están desarrollando los sistemas GBAS para uso local con coberturas de hasta aproximadamente 20 o 30 millas de la estación diferencial. Esto hace posible una precisión más exacta que la ofrecida por el sistema SBAS. Si no hay terreno ni obstáculos que impidan la vista libre a la estación diferencial, se pueden desarrollar aproximaciones de precisión hasta CAT III para todas las cabeceras de las pistas de aterrizaje dentro del área de cobertura.
- El sistema GBAS es materia de intenso estudio y desarrollo por parte de la comunidad aeronáutica mundial. Las estaciones de referencia del SBAS en los aeropuertos usan las técnicas del GPS diferencial para guiar tanto vertical y horizontalmente a las aeronaves en las cercanías de los aeropuertos lográndose con ello la capacidad de realizar aproximación de precisión.

**4.3.10.2 Diferencia entre el GBAS y el SBAS:** los sistemas GBAS se diferencian de los SBAS en que ellos no dependen de los satélites Geoestacionarios, debido a que el GBAS no está diseñado para brindar su servicio sobre amplias regiones geográficas. Las correcciones que el sistema GBAS envía a las aeronaves pierden validez a medida que las aeronaves se alejan de los aeropuertos donde los equipos GBAS están instalados. Sin embargo, la performance del sistema GBAS en las inmediaciones del aeropuerto (20 a 30 millas) es mucho mejor que la del SBAS, probablemente tan buena que soporta aterrizajes de categoría II y III e inclusive es capaz de guiar a las aeronaves en aterrizajes automáticos (autoland). Esta performance está más allá de las posibilidades de los sistemas basados en los satélites Geoestacionarios.

Actualmente la FAA se encuentra desarrollando este sistema con el nombre de LAAS.

**4.3.10.3 Aumentación de área local (LAAS):** el Departamento de Defensa (DoD) de U.S.A. ha autorizado el desarrollo de la tecnología GBAS para las áreas locales (coberturas menores a 30 millas). Se está implantando esta tecnología denominándola Sistema de Aumentación de Área Local (LAAS) en los EEUU. Numerosos avances en el LAAS están siendo actualmente desarrollados en todo el mundo para aproximación de precisión.

Con esa tecnología se logran precisiones del orden de los centímetros, siendo aplicado por los sistemas GBAS de Categoría IIIB donde es mucho más importante la integridad de los sistemas de aterrizaje.

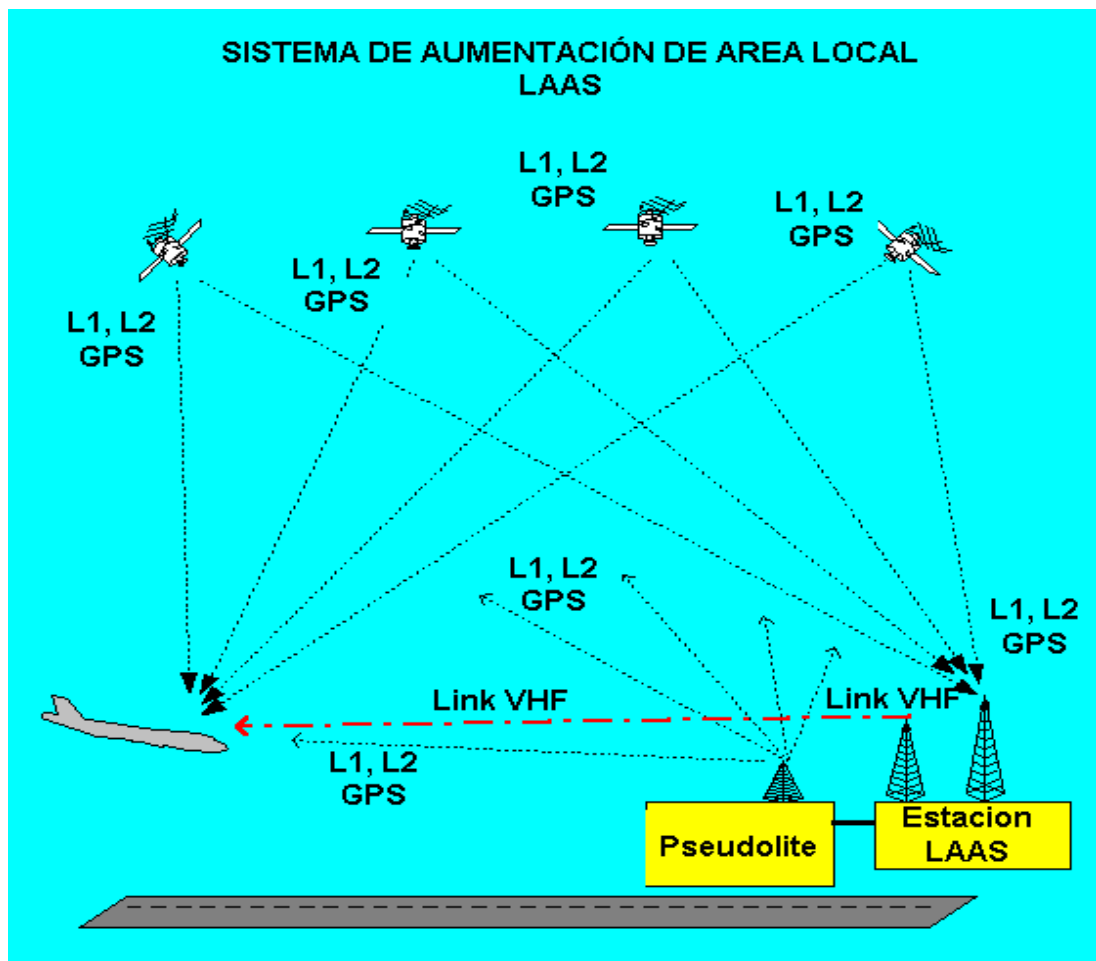
Como ejemplo de desarrollos podemos mencionar a Wilcox electric y Ohio University, quienes tienen desarrollados avanzados sistemas basados en code phase, demostrando su excelente capacidad en autoland. E-Systems y Stanford University tienen desarrollados sistemas basados en carrier Phase demostrando también sus grandes capacidades para autoland. Entre otros fabricantes podemos mencionar a Honeywell, Raytheon etc.

Se anticipa la certificación de los primeros equipos LAAS en U.S.A. a fines de 2000. Inicialmente estos sistemas ofrecerán los mismos mínimos de un equipo ILS. El uso de estos equipos está reglamentado por la Orden 8400.11 de la FAA, el cual requiere que los sistemas sean privados. Los procedimientos desarrollados para estos equipos diferenciales son nombrados Categoría I Especial (SCAT-I). Actualmente, la FAA utiliza los criterios desarrollados para las aproximaciones MLS para desarrollar todos los nuevos procedimientos SCAT-I.

#### 4.3.10.4 Partes del LAAS:

- **Estaciones de Referencia de Área Local:** las estaciones de referencia del LAAS son instaladas en localizaciones precisas en los aeropuertos. Las estaciones de referencia reciben y recolectan la información de Posición de GPS. La información GPS es luego enviada a la estación de proceso central.
- **Estación de Proceso Central de Área Local:** la Estación de Proceso Central recibe la información de las estaciones de referencia y las compara con posiciones conocidas calculadas en forma precisa determinando el error del sistema GPS.
- **Transmisor de Datos de Área Local:** son transmisores VHF de datos que operan en la banda aeronáutica de 118 Mhz hasta 136 Mhz, también pueden operar en banda C; ellos reciben la información de corrección de la estación de proceso del LAAS y la transmiten omni-direccionalmente. Si no hay obstáculos que impidan a las aeronaves recibir las correcciones se podrán desarrollar las aproximaciones de precisión para todas las cabeceras de pista en el área de cobertura.  
El Pseudo lite o Pseudo-satélite trabaja con el principio del GPS diferencial (DGPS), esta estación es emplazada en tierra y transmite señales GPS al igual que los satélites GPS actuales siendo usado por las aeronaves que se encuentren en la cobertura para calcular su posición GPS, garantizando la disponibilidad del sistema en todo momento.

Figura 74. Retiro gradual del sistema VOR/ME



La arquitectura del sistema LAAS puede ser caracterizada por el uso o no de las Pseudo lites. Las Pseudo lites pueden ser usadas para brindar una adicional medida del pseudo rango aumentando así la disponibilidad y asegurando la continuidad de los aterrizajes. Las Pseudo lites pueden también incluir capacidades de enlace de datos eliminando la necesidad de un enlace de datos separado.

**4.3.10.4 Objetivos y Requerimientos del LAAS:** el éxito de los sistemas LAAS radica en que soportan aproximación de precisión y posibilitan que se realice vigilancia de superficie (ADS). Los requerimientos para el LAAS en Categoría I (aproximación de precisión) están dados para niveles de decisión (DHs) de 200 pies o mayores y rangos de trayectoria visual (RVRs) de 2400 pies o más.

La Categoría II es para niveles de decisión por debajo de 100 pies, y trayectoria visual de al menos 1200 pies. La Categoría III incluye auto-land y es para niveles de decisión de 100 pies o menos y trayectorias visuales de menos de 1200 pies. Se debe tener cuidado, debido a que los requerimientos finales para el LAAS están aun bajo estudio, y estos valores son guías basados en los sistemas de aterrizaje por instrumentos de hoy (ILS).

El LAAS debe complementar a los sistemas SBAS. Por ejemplo, ellos deberán ser instalados en aeropuertos donde los sistemas SBAS tengan mayores exigencias o limitaciones tales como: zonas polares, lugares donde las señales de los satélites sean difícilmente recibidas por los receptores.

Sus aplicaciones se pueden dar en aeropuertos ubicados en zonas remotas como son las islas donde solo una estación de referencia censa las señales GPS, o en una extensa área de red SBAS muy amplia y dispersa. El LAAS puede también ser usados en aeropuertos donde la demanda del tráfico justifique su disponibilidad, y en lugares donde es esencial la alta calidad de los sistemas de navegación pero que no pueden ser suministrados por los sistemas convencionales. Tal es el caso de los aeropuertos situados en valles y que están rodeados por áreas extremadamente montañosas.

El siguiente cuadro de datos describe las tres categorías en operaciones de aproximación de precisión, en aeropuertos de difícil propagación de la señal satelital.

**Tabla 6. LAAS –Objetivos y Requerimientos**

| <b>Categoría</b> | <b>Nivel de Decisión</b> | <b>Precisión Vertical</b> | <b>Riesgo de Integridad</b>             | <b>Riesgo de Continuidad</b>           |
|------------------|--------------------------|---------------------------|-----------------------------------------|----------------------------------------|
| <b>I</b>         | <b>200 +ft</b>           | <b>14.5</b>               | <b>-</b>                                | <b>-</b>                               |
| <b>II</b>        | <b>100+200ft</b>         | <b>6.1</b>                | <b><math>1.05 \times 10^{-7}</math></b> | <b><math>4.0 \times 10^{-6}</math></b> |
| <b>III</b>       | <b>0- 100 ft</b>         | <b>2.1</b>                | <b><math>0.5 \times 10^{-9}</math></b>  | <b><math>2.0 \times 10^{-6}</math></b> |

#### **4.3..6 Proceso de Transición al GPS/LAAS**

a) Para uso como Medio Suplementario de navegación:

- Equipar aeronaves con sistema de aviónica GPS/LAAS o GPS/WAAS/LAAS o,
- Receptor Multimodo (incluye ILS).
- Desarrollar procedimientos para Aproximaciones con GPS/LAAS Categoría I.
- Realizar pruebas pre-operacionales con superposición de procedimiento ILS.

Categoría I

- Realizar pruebas pre-operacionales con procedimientos GPS/LAAS
- Publicar el uso del GPS/LAAS como Medio Suplementario para Aproximaciones
- Categoría I en aeropuertos con topografía variada y/o condiciones meteorológicas
- Adversas

b) Para uso como Medio Primario de navegación:

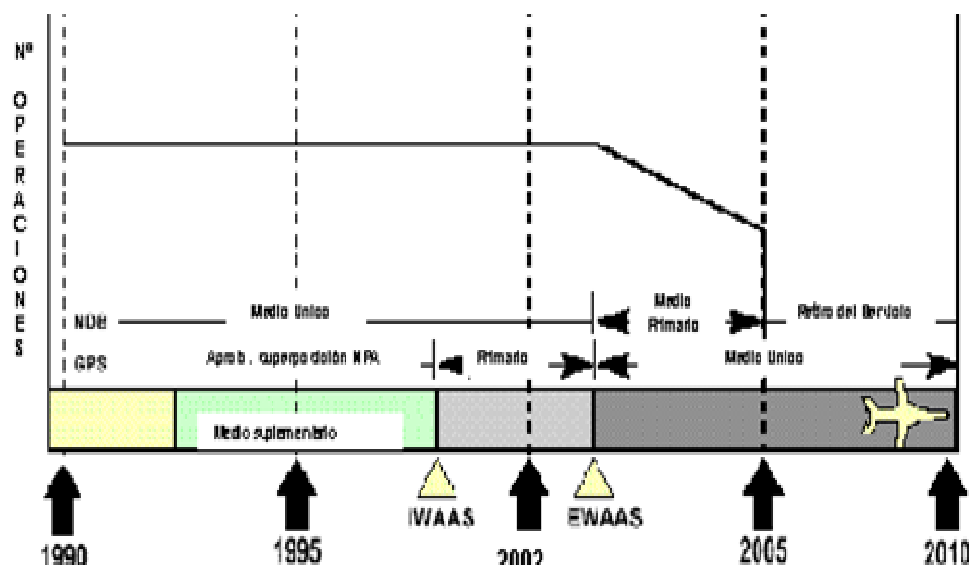
- Equipar aeronaves con sistema de aviónica GPS/LAAS o GPS/WAAS/LAAS o
- Receptor Multi modo (incluye ILS).
- Publicar el uso del GPS/LAAS CAT I como Medio Primario para las pistas de aeropuertos con topografía variada
- Publicar el uso del GPS/LAAS CAT II ó III como Medio Primario para las pistas que operacionalmente lo requieran

**Retiro gradual de los sistemas convencionales:** la FAA ha publicado un plan de transición que incluye el retiro del servicio de los equipos de navegación convencionales a medida que el GPS avance hacia un medio único para todas las fases del vuelo.

#### a) Retiro Gradual del Sistema NDB

- El sistema NDB está considerado como sistema único de navegación, y primero
- Debe ser reconsiderado como medio primario cuando el GPS/WAAS inicia su
- Operación como elemento único.

**Figura 75. Retiro gradual del sistema ILS**

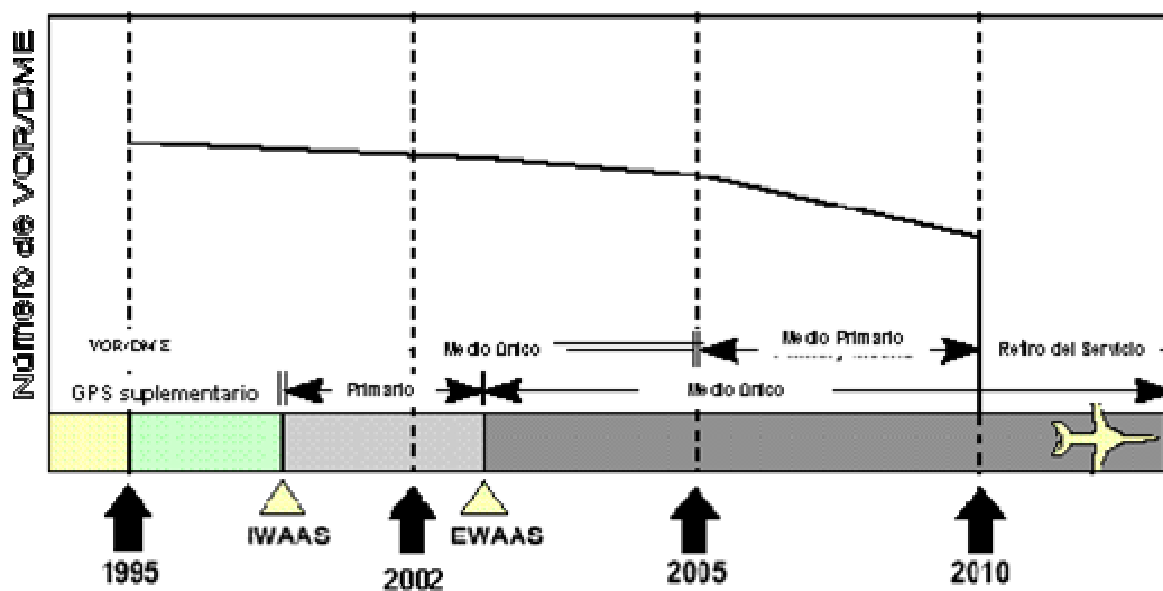


- El retiro de los sistemas NDB debe iniciarse el 2005 en las estaciones que cuentan con
- Sistemas VOR y luego en aquellas estaciones que operan solo con NDB.

#### b) Retiro Gradual del Sistema VOR/DME

- Actualmente es un medio único de navegación y a partir del 2005 comenzará a
- Operar como medio primario. Se estima que a partir del 2010 se iniciará su retiro
- Gradual.
- Mantener operativos los sistemas basados en tierra hasta que el sistema WAAS esté autorizado como medio único, y luego recién se iniciará el retiro gradual, hasta que todas las aeronaves cuenten con aviónica GPS/WAAS.

**Figura 76. Configuración sistema WASS en Latinoamérica**



**4.3.10.8 Implementación del sistema WAAS de la señal GPS:** la implementación de la red WAAS en el área Suramericana requiere del compromiso de los estados y de las regiones que forman parte de la comunidad aeronáutica mundial, al igual que la comunidad de usuarios, la industria aeronáutica, los proveedores de servicios, y la Organización de Aviación Civil Internacional (ICAO).

Entre los programas que deben cumplir los estados y regiones asesorados por la OACI figura el de desarrollar planes regionales de implantación y seleccionar opciones de implantación de los nuevos sistemas GNSS, cuyas partes fundamentales son los sistemas SBAS y el GBAS, para lo cual se debe desarrollar el siguiente procedimiento.

**a) Adquisición en la región SAM a través de OACI**

Los países miembros de la región SAM de manera conjunta asumirán los costos de adquisición, mantenimiento y modernización del sistema. Los montos de inversión que cada país asuma dependerán del número de estaciones que dispongan, el grado de aumentación disponible y del volumen de tráfico que maneje cada país en su espacio aéreo (FIR). Los Estados involucrados formaran un comité regional, asesorados por la OACI, encargado de administrar, operar y mantener la red de Aumentación.

**b) Características técnicas del sistema:**

- Se requiere al inicio grandes inversiones de capital.
- 100% de retorno de la inversión una vez que el sistema sea aprobado.
- Retorno lento de la inversión, debido a la lenta aceptación del sistema.
- Los estados lograrán total autonomía e independencia.
- Existencia de un organismo como la OACI que norme y regule tarifas del sistema así como se responsabilice de la operación, mantenimiento y administración de la red.

**4.3.10.9 Capacidades de Navegación:** para que el sistema otorgue la Capacidad de Navegación en Ruta & Aproximaciones de precisión y no Precisión, en la Región SAM, se requiere adicionar al sistema básico de aumentación un determinado número de estaciones de referencia que posibiliten mayor cobertura y garanticen la precisión de las correcciones, los estudios indican que es necesario adicionar 4 estaciones de referencia al sur del continente (Chile, Argentina, Uruguay, Paraguay y sur de Brasil), y otro número similar de estaciones al norte

del continente (Bolivia, Perú, Ecuador, Colombia, Venezuela y norte de Brasil). Los Aeropuertos fuera de la cobertura de la red o que requieran servicios de aproximación de mayor precisión (CAT-II/III) podrán ser atendidos por Sistemas de Aumentación de Área Local (LAAS).

## 5. CONCLUSIONES

Uno de los aspectos técnicos que actualmente tiene que ver con el desarrollo de la industria aeronáutica, con todos los requerimientos de seguridad involucrados, son las aproximaciones de precisión a un aeropuerto en condiciones meteorológica adversas. Desde el punto de vista de la Ingeniería la sola recopilación y conocimiento en detalle de todas estas tecnologías, es un muy buen aporte para su posterior implementación y sostenimiento de la actual infraestructura, este puede ser el inicio para que las universidades con toda su estructura académica asuman el reto de promover el desarrollo tecnológico del país, en estas áreas que incluye la navegación basada en satélites.

Se logró analizar y clasificar la información pertinente a los subsistemas abordado, en tierra y satelital. Dentro de cada subsistema se detallaron las diferentes modalidades de operación existentes.

La descripción de la teoría de funcionamiento de todos los subsistemas permite a los ingenieros que se inician sus trabajos en estas áreas, conocer los requerimientos en detalla para mantener la actual red de sistemas aeronáuticos que soportan una aproximación de precisión..

Es vital que las actuales generaciones de ingenieros conozcan los nuevos sistemas de aproximación de precisión basados en información satelital, el presente material contiene una muy buena documentación al respecto.

En este trabajo, hemos logrado detallar el funcionamiento de los diferentes sistemas, de tal forma que los ingenieros puedan utilizar esta información, para asesorar a las empresas estatales y a algunas privadas en la adquisición de estos sistemas

La implementación de la navegación satelital ya es una realidad en muchos países, estamos en el proceso de establecerlo en Colombia, las universidades y en particular las facultades de Ingeniería Aeronautica no pueden ser ajenas a este desarrollo, por este motivo deberá continuarse enriqueciendo este trabajo y mediante la modalidad de convenio u otros, para forzar la participación de nuevos ingenieros en estas áreas.

## **6. RECOMENDACIONES**

El presente trabajo debe ser tenido en cuenta como una primera fase en un proceso de formación del personal técnico, quedando como recomendación, la continuidad en el proceso de investigación.

## **BIBLIOGRAFÍA**

AGENCIA FEDERAL DE AVIACIÓN DE LOS ESTADOS UNIDOS DE AMÉRICA (FAA). Antenas y Diagramas de Irradiación. México: CIAAC, 1965.

AIRSYS ATM. INC (INSTRUCTION MANUAL), WILCOX 20A, Dual Frequency. Vol. USA: 2000.

ARAN ESCUER, Robert y ARAGONÉS MANSO, J. R. Sistema de Navegación Aérea. España: Ed. Paraninfo, 1992.

BOEING COMPANY MD-80 WIRING MANUAL REV. 85 FEB 2008

BOEING COMPANY MD-80 MAINTENANCE MANUAL REV. 86 AUG.2008

Informe de la Décima Conferencia de Navegación Aérea (Montreal, 5 - 20 de septiembre de 1991)

Documento OACI 9623 "Comité especial para la supervisión y coordinación del desarrollo del sistema de navegación aérea del futuro y del planeamiento de la transición (FANS Fase II) " - Cuarta Reunión

Circular OACI 226-AN/135 - Vigilancia Dependiente Automática

Circular OACI 261-AN/155 - Guía de planificación para el desarrollo evolutivo de la parte correspondiente a intercambio de datos del servicio fijo aeronáutico

Circular OACI 267-AN/159 - Directrices para la introducción y uso operacional del Sistema Global de Navegación Satelital (GNSS)

Circular AC-20-138 "Airworthiness approval of navigation or Flight Management Systems integrating multiple navigation sensors" de la Federal Aviation Administration

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Maintenance of Instrument Landing System (ILS) Facilities, TPRIS & ILS Maintenance Handbook. Julio 28, 1999.

INSTITUTO COLOMBIANO DE NORMAS TÉCNICAS Y CERTIFICACIÓN.  
Normas Colombianas para la presentación de tesis de grado. Bogotá: ICONTEC.,  
2006, (NTC 1486 quinta actualización, 1487 segunda actualización, 1160 segunda  
actualización, 1308 segunda actualización, 1307 segunda actualización).

UAEAC CIRCULAR INFORMATIVA CI-101-29, CI-101-30

UAEAC REGLAMENTO AERONAUTICO COLOMBIANO

Orden Técnica Estándar (TSO) C-129a "Airborne supplemental navigation  
equipment using the GPS" de la Federal Aviation Administration

Organización de aviación civil internacional (OACI). Anexo 10,  
Telecomunicaciones Aeronáuticas. Vol. I. Parte I, Equipo y sistemas. 4 Ed. USA:  
OACI, abril de 1985.

# **ANEXOS**

## **Anexo A. equipo para mantenimiento de un sistema ILS**