

Trabajo Fin de Grado

Ingeniería Aeroespacial

Análisis y Evolución de los Sistemas de Ayudas a la Aproximación y Aterrizaje

Autor: Manuel Jesús Morales Cubero

Tutor: Jorge Fernández de la Cruz

**Dep. Ingeniería de la Construcción y Proyectos
de Ingeniería**
Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Sevilla, 2015



Trabajo Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

Análisis y Evolución de los Sistemas de Ayudas a la Aproximación y Aterrizaje

Autor:

Manuel Jesús Morales Cubero

Tutor:

Jorge Fernández de la Cruz

Profesor Asociado

Dep. de Ingeniería de la Construcción y Proyectos de Ingeniería

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2015

Proyecto Fin de Carrera: Análisis y Evolución de los Sistemas de Ayudas a la Aproximación y Aterrizaje

Autor: Manuel Jesús Morales Cubero

Tutor: Jorge Fernández de la Cruz

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2015

El Secretario del Tribunal

*A todas aquellas personas que
me han apoyado durante estos
meses.*

Con el desarrollo de la aeronáutica a principios del siglo XX y su expansión a partir de la Primera Guerra Mundial, se hizo necesario el empleo de sistemas que sirvieran de ayuda a las aeronaves para seguir una ruta desde su origen hasta alcanzar su destino. Estos sistemas fueron desarrollándose a lo largo de los años, a la misma vez que lo hacían las tecnologías durante el siglo pasado, desde una simple red de aerofaros hasta los más sofisticados sistemas de telecomunicaciones que se utilizan en la actualidad.

Tras un periodo inicial en el que la aviación era solo para aventureros e investigadores, aparecieron las primeras compañías aéreas que llevaron a las aeronaves a realizar vuelos a mayores distancias. Por ello, se hicieron necesarios sistemas que guiaran a los pilotos por las rutas previamente establecidas. La primera solución que se aplicó fue una red de aerobalizas luminosas a lo largo de dichas rutas.

Más adelante, el desarrollo de las tecnologías permitió el empleo de sistemas basados en ondas electromagnéticas. Desde que empezaron a emplearse este tipo de sistemas, se buscó que proporcionaran, además de guiado en ruta, ayudas para la aproximación y aterrizaje a la pista.

Durante la Segunda Guerra Mundial se desarrollaron e instalaron una gran cantidad de sistemas de radionavegación, destinados sobre todo a guiar a las aeronaves en las misiones de bombardeo. Al finalizar la guerra, todos estos sistemas fueron aplicados para la navegación civil. Sin embargo, debido a la gran cantidad de modelos existentes en ese momento, OACI buscaba el empleo de unos pocos sistemas que cubrieran todas las fases del vuelo de las aeronaves.

Estos sistemas elegidos por OACI son los empleados hasta ahora y han sido mejorados a lo largo de los años. Sin embargo, para un futuro cercano se espera el empleo de un nuevo tipo de sistemas de navegación: los sistemas de navegación basados en satélites. Éstos serán mucho más versátiles y sus características serán mucho mejores que las de los sistemas actuales.

El tema sobre el que trata el Trabajo Fin de Grado que se desarrollará en las siguientes páginas, los sistemas de navegación, viene del interés que despertaron en mí este tipo de ayudas para la aviación. Ello se debe, en gran parte, al entusiasmo que me han sabido transmitir algunos profesores de la Escuela, en especial de los últimos cursos del Grado de Ingeniería Aeroespacial. Por este motivo, he decidido profundizar en este campo más de lo que se estudia en clase. Así mismo, mi interés por la Historia me ha llevado a estudiar desde el punto de vista de la Ingeniería, la influencia de estos sistemas en algunas épocas importantes del siglo XX, como la Segunda Guerra Mundial.

El objetivo de este trabajo fin de grado es el análisis de los sistemas que se utilizan para ayudar a las aeronaves en la navegación entre dos aeropuertos, haciendo especial hincapié en su capacidad para permitir una aproximación y aterrizaje con seguridad. Los sistemas serán analizados en orden cronológico de entrada en servicio. Muchos de estos sistemas coincidieron en el tiempo, unos como sistemas complementarios y otros con funciones similares, lo que hizo que se fueran reemplazando unos a otros.

Por otro lado, cabe señalar que no se analizarán todos los sistemas de navegación utilizados a lo largo de la historia, ya han sido muchísimos y requeriría un tiempo excesivo. He intentado centrarme en los que han tenido una mayor influencia en la navegación aérea.

Este trabajo estará dividido en tres partes principales. Comenzará con los primeros sistemas utilizados en la navegación aérea y veremos cómo han ido evolucionando hasta las tecnologías utilizadas en actualidad. En la segunda parte, se realizará un análisis de los sistemas más importantes empleados actualmente en el entorno de los aeropuertos para guiar a las aeronaves hacia su destino. Veremos cómo se complementan entre sí y cómo unos van desplazando a otros. En la tercera parte se hará un estudio de las tecnologías que se esperan en un futuro cercano, muchas de ellas ya en funcionamiento en lugares puntuales y que, principalmente estarán basadas en sistemas de satélites. Finalmente se expondrán las conclusiones alcanzadas.

Para cada uno de los sistemas, veremos una descripción sobre su funcionamiento, su evolución en el contexto histórico en el que se desarrollaron y, finalmente, una comparativa con los sistemas predecesores. En ella se estudiarán, entre otras cosas, las novedades introducidas, su impacto en la navegación aérea, el alcance y la precisión logrados, las ventajas e inconvenientes o los motivos que hicieron que unos sistemas fueran reemplazados por otros.

Resumen	ix
Prefacio	xi
Índice	xiii
Índice de Tablas	i
Índice de Figuras	iii
Notación	v
1 Introducción	1
2 Análisis y evolución de los primeros sistemas de ayudas a la aproximación y aterrizaje	5
2.1. <i>Red de aerofaros</i>	5
2.1.1 Principio de funcionamiento	5
2.1.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes de la red de aerofaros luminosos	6
2.2. <i>LFR/Range</i>	6
2.2.1 Principio de funcionamiento y evolución	6
2.2.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del LFR	8
2.3. <i>El haz de Lorenz</i>	9
2.3.1 Principio de funcionamiento y evolución	10
2.3.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del Haz de Lorenz	11
2.4. <i>Elektra</i>	12
2.5. <i>Sonne/Consol</i>	12
2.5.1 Principio de funcionamiento y evolución	13
2.5.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del sistema Sonne/Consol	14
2.6. <i>Gee</i>	15
2.6.1 Principio de funcionamiento y evolución	15
2.6.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del Gee	17
2.7. <i>DECCA</i>	18
2.7.1 Principio de funcionamiento y evolución	18
2.7.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del DECCA	20
2.8. <i>LORAN</i>	21
2.8.1 Principio de funcionamiento y evolución	21
2.8.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del LORAN	23
3 Análisis y evolución de los sistemas de ayudas a la aproximación y aterrizaje en la actualidad	27
3.1 <i>El Radar</i>	30
3.1.1 Principio de funcionamiento y evolución	30
3.1.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del Radar	33
3.2 <i>Sistema de Navegación ADF/NDB</i>	35
3.2.1 Evolución y principio de funcionamiento	35
3.2.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del sistema ADF/NDB	39

3.3	<i>Sistema de Navegación VOR/DME</i>	40
3.3.1	Evolución y principio de funcionamiento	41
3.3.2	Análisis de las ventajas e inconvenientes del sistema VOR/DME	47
3.4	<i>Sistema de Aterrizaje por Instrumentos (ILS)</i>	48
3.4.1	Principio de funcionamiento del ILS	49
3.4.2	Categorías de operación	55
3.4.3	Análisis de las ventajas e inconvenientes del ILS	57
3.5	<i>Sistema de Aterrizaje por Microondas (MLS)</i>	58
3.5.1	Evolución y principio de funcionamiento del MLS	58
3.5.2	Análisis de las ventajas e inconvenientes del MLS	62
4	Análisis de los futuros sistemas de ayudas a la aproximación y aterrizaje	65
4.1	<i>GNSS: Sistemas de Navegación por Satélite</i>	65
4.2	<i>El GPS</i>	67
4.2.1	Principio de funcionamiento	69
4.2.2	Operación del sistema GPS	69
4.2.3	Análisis de las ventajas e inconvenientes de los sistemas GNSS	70
4.3	<i>Los Sistemas de Aumentación</i>	71
4.3.1	Sistema de Aumentación basado en Satélites (SBAS)	71
4.3.2	Sistema de Aumentación basado en la Aeronave (ABAS)	72
4.3.3	Sistema de Aumentación basado en Tierra (GBAS)	73
4.3.4	Análisis de las ventajas e inconvenientes de los Sistemas de Aumentación	74
5	Conclusiones	77
	Bibliografía	82
	Lista de acrónimos	84

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2.1. Comparativa Range-Haz de Lorenz	11
Tabla 3.1. Altitud y alcance VOR	44
Tabla 3.2. Comparativa ADF/NDB-VOR/DME	48
Tabla 3.3. Principales diferencias entre ILS y MLS	63
Tabla 4.1. Errores de los principales GNSS	66
Tabla 4.2. Alcance y precisión del LORAN y GPS	70
Tabla 4.3. Comparativa entre los distintos tipos de sistemas de aumentación	75

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1 Esquema de funcionamiento del sistema LFR	7
Figura 2.2 Esquema de funcionamiento del haz de Lorenz	10
Figura 2.3 Determinación de la posición mediante dos estaciones Sonne	13
Figura 2.4. Cobertura de la estación de Sonne situada en Arneiro (Galicia, España)	15
Figura 2.5. Recepción de señales y método de localización del sistema Gee	16
Figura 2.6. Obtención de la posición de una aeronave mediante el sistema DECCA	19
Figura 2.7. Curvas proporcionadas por el sistema para el posicionamiento de una aeronave	22
Figura 2.8. Alcance y precisión de los primeros sistemas de navegación	25
Figura 3.1 Procedimiento de aproximación (IAP)	28
Figura 3.2. Reflexión de las ondas del radar	30
Figura 3.3. Imagen radar ATC	31
Figura 3.4. Radar de Vigilancia Secundario	32
Figura 3.5. Sistema ADF/NDB	35
Figura 3.6. Antena transmisora NDB	36
Figura 3.7. Localización de las antenas ADF	37
Figura 3.8. Diagrama Cardioide	38
Figura 3.9. ADF	38
Figura 3.10. El indicador de la izquierda es un RBI y el de la derecha un RMI	39
Figura 3.11. Señales del sistema VOR	42
Figura 3.12. Radiales de una estación VOR	43
Figura 3.13. Indicador VOR	44
Figura 3.14. DME	45
Figura 3.15. Diferencia entre distancia oblicua y distancia terrestre a corto alcance	45
Figura 3.16. Localización de los receptores del VOR y el DME	46
Figura 3.17. Esquema de funcionamiento del ILS	49
Figura 3.18. Localizador (LOC)	50
Figura 3.19. Senda de Planeo	51
Figura 3.20. Radiobaliza exterior (OM)	53
Figura 3.21. Radiobaliza intermedia (MM)	53
Figura 3.22. Radiobaliza interior (IM)	54
Figura 3.23. Sistema de luces de aproximación	55
Figura 3.24. Transiómetro	55
Figura 3.25. Azimut	60

Figura 3.26. Elevación	60
Figura 4.1. Órbitas de los sistemas GNSS	66
Figura 4.2. Constelación de satélites del sistema GPS	68
Figura 4.3. Comparación de los códigos PRN transmitido y recibido	69
Figura 4.4. Sistema SBAS	72
Figura 4.5. Sistema GBAS	73

Notación

Hz

Herzios

Km

Kilómetros

W

Vatios

1 INTRODUCCIÓN

El 17 de diciembre de 1903 el Flyer, obra de los hermanos Wright, realizó el primer vuelo a motor de la historia. Este vuelo consistió en un recorrido unos 40 metros que duró 12 segundos. Desde ese momento, la aviación comenzó un rápido desarrollo que conllevó la aparición de vehículos más complejos, capaces de realizar vuelos más largos y a mayores altitudes.

Los primeros vuelos se realizaban con fines lúdicos y tenían lugar solo en el entorno de la base desde la que despegaban, por lo que podían determinar su posición fácilmente basándose en referencias del terreno, como cadenas montañosas, ríos, lagos o cualquier otra característica del terreno visible desde el aire. Esta forma de navegar recibe el nombre de **navegación observada**. Posteriormente, los aviones comenzaron a utilizarse para recorrer distancias mayores, por lo que se hizo necesaria la introducción de mapas con las características del terreno que servían como referencia en los vuelos.

Para la realización de vuelos largos debía establecerse previamente una ruta, determinada mediante puntos por los que el avión debía pasar para llegar a su destino. Una vez en el aire, el piloto debía seguir estos puntos. Para ello se servía de algunos equipos que habían sido introducidos en las aeronaves, tales como la brújula para medir la orientación, el altímetro para medir la altura y el anemómetro para medir la velocidad. De esta forma, y con ayuda de un reloj, el piloto conocía su posición aproximada haciendo un simple cálculo:

$$\text{Distancia} = \text{Velocidad} \times \text{Tiempo}$$

Esta forma de navegar recibe el nombre de **navegación a la estima** y provoca errores en el cálculo de la posición que crecen con el tiempo y que están introducidos por falta de precisión o de interpretación en las medidas de los instrumentos, falta de precisión en el pilotaje y la influencia del viento. Con la ayuda de un mapa y, a través de la navegación observada, podían corregirse los errores de posición en vuelos terrestres siempre que estos no fueran muy grandes y las condiciones meteorológicas lo permitieran.

Sin embargo, en vuelos nocturnos o sobre mar abierto, no se tenían las referencias visuales del terreno requeridas para la navegación observada. Por ello había que recurrir a la **navegación astronómica** para corregir los errores producidos por la navegación a la estima. Esta forma de navegación consistía en determinar la posición de la aeronave a partir de la situación de los astros en el firmamento con ayuda de instrumentos tales como astrolabios y sextantes. Estas medidas y cálculos necesarios no eran compatibles con la atención que debía mantener el piloto en controlar la aeronave, por lo que en vuelos en los que se requería esta forma de navegación se introdujo la figura del navegante como miembro de la tripulación para tal fin.

A principios del siglo XX se llevan a cabo las primeras transmisiones por ondas de radio, lo que hizo posible determinar la posición de una aeronave con malas condiciones de visibilidad a partir de una señal emitida por una estación en tierra (radiofaro). A esta forma de navegar basada en transmisiones de señales de radio se le conoce como **radionavegación**.

Es importante comentar aquí algunas características de propagación de las ondas de radiofrecuencia ya que más adelante se hablará de ella en los diferentes sistemas de navegación. Dependiendo de su longitud de onda, las señales de energía se pueden clasificar en ondas de tierra u ondas celestes.

Las **ondas de tierra** están en las bandas de baja frecuencia, hasta los 3 MHz (Bandas VLF, LF, MF) y en ellas, una cantidad significativa de la energía radiada sigue la curvatura de la tierra. Dependen de la

conductividad y de la constante dieléctrica de la tierra, que varía entre el día y la noche. Además se ven afectadas por ruido atmosférico, principalmente el generado por rayos y tormentas. Por otro lado, la energía de la señal disminuye con la distancia al transmisor.

Las **ondas celestes** están en la banda alta frecuencia, hasta los 30 MHz (HF) y consisten en la parte de la onda transmitida que se refleja en la ionosfera. Dependen de la situación de las capas de la ionosfera. Estas capas, situadas entre los 50 km y los 500 km sobre la superficie de terrestre, son ionizadas por la radiación del sol. La densidad y localización de estas capas dependen principalmente de la hora del día. Las ondas celestes tienen una zona inicial en la que no pueden recibirse por estar muy próximas al transmisor y luego van aumentando su energía hasta alcanzar un máximo, que depende de la altura, la longitud de onda y de las características de la ionosfera, a partir del cual empieza a disminuir.

Por encima de los 30 MHz (Banda VHF) las ondas de energía siguen trayectorias rectas que pueden tener efectos ocasionales de ondas celestes hasta los 100 MHz. Por encima de esta frecuencia y hasta los 3 GHz las trayectorias de las ondas de radiofrecuencia son muy predecibles y, salvo por posibles reflexiones, no se ven afectadas por la hora del día o por fenómenos atmosféricos.

En base a todo lo visto hasta ahora, podemos establecer una primera clasificación de los sistemas de navegación según su algoritmo de cálculo:

- **Sistemas de Navegación por Posicionamiento.** Calculan la posición sin referencias a la trayectoria ya recorrida. Estos sistemas, a su vez, se pueden dividir en:
 - o Navegación por correlación cartográfica: comparación continua entre la posición de la aeronave (referencia visual) y una base de datos del terreno (mapas).
 - o Navegación astronómica: toma como referencia a los astros para conocer la posición.
 - o Radionavegación: transmisiones de radio en uno o en ambos sentidos entre la aeronave y tierra o satélites.
- **Sistemas de Navegación a la Estima.** Calculan la posición a partir de una serie continua de medidas relativas a una posición inicial.

Así mismo, podemos clasificar los sistemas de navegación en base a la autonomía del sensor:

- **Sistemas autónomos**: ausencia de instalación externa que proporcione referencias.
- **Sistemas no autónomos**: calculan la posición de la aeronave a partir de señales transmitidas por emisoras externas.
- **Sistemas bajo control terrestre**: radares ATC, radioenlaces aeronáuticos.

Los **sistemas de ayudas a la aproximación y el aterrizaje** son sistemas de navegación que guían a la aeronave en la parte final del vuelo, normalmente en el entorno de los aeropuertos. Estos sistemas contribuyen a la navegación por posicionamiento, bien por correlación cartográfica a través de, por ejemplo, balizas luminosas, o bien mediante radionavegación. En este último caso reciben el nombre de radioayudas. Además, todos son sistemas no autónomos, ya que todos necesitan de instalaciones externas a la aeronave para cumplir su misión.

Los radares ATC proporcionan al centro de control la situación de las aeronaves en su espacio aéreo. Para complementar la información de estos sistemas de ayuda, existe una comunicación entre la aeronave y el centro de control a través de radioenlaces aeronáuticos. De esta forma se produce un intercambio de información entre ambos que complementa a los sistemas de ayudas y añade información extra.

La aparición de los sistemas de ayudas a la navegación ha permitido a las aeronaves volar en condiciones de visibilidad baja o nula, algo que en los primeros años de la aviación era impensable. De esta forma, y conforme estos sistemas iban evolucionando, el número de aeronaves que podían estar volando a la vez iba aumentando, llegando a un punto en el que empezó a ser necesario el control del espacio aéreo desde tierra, así como el establecimiento de unas normas o procedimientos que las aeronaves debían seguir.

Estas normas se dividen en dos, según los medios que el piloto de la aeronave utilice para guiarse:

- **Reglas de Vuelo Visual** (Visual Flight Rules, **VFR**). Establecen las condiciones para que el piloto pueda navegar y mantener una distancia de seguridad entre la aeronave y cualquier obstáculo que pueda encontrarse, ya sean otras aeronaves, edificios o el terreno, con la única ayuda de la observación visual. El piloto debe mantener en todo momento contacto visual con el entorno, aunque puede apoyarse en los instrumentos de vuelo de a bordo. En este caso, el tipo de navegación empleado para conocer la posición de la aeronave es la navegación observada.
- **Reglas de Vuelo Instrumental** (Instrumental Flight Rules, **IFR**). Son el conjunto de normas y procedimientos establecidos para regular el vuelo de las aeronaves guiadas por instrumentos para la navegación. En este caso no es necesario tener contacto visual con el entorno. El tipo de navegación empleado para conocer la posición de la aeronave es la radionavegación.

Las aeronaves deben tener el certificado de aeronavegabilidad, que certifica que están equipadas con los equipos mínimos para realizar vuelos siguiendo las reglas de vuelo visual (VFR). Además, para volar siguiendo las reglas de vuelo instrumental (IFR) es necesario que, tanto el piloto como la aeronave estén habilitados para ello. En caso contrario solo podrán volar siguiendo reglas de vuelo visual (VFR).

Aunque tanto el avión como el piloto estén habilitados para navegar tanto en IFR como en VFR, éste no siempre decide bajo qué condiciones será el vuelo, ya que hay factores que lo regulan:

- Condiciones meteorológicas. Como se ha dicho anteriormente, para volar en condiciones VFR el piloto debe tener en todo momento contacto visual con el entorno. Si las condiciones meteorológicas impiden que esto se cumpla, el piloto deberá cambiar las condiciones de VFR a IFR.
- Altitud. A grandes altitudes las aeronaves vuelan utilizando condiciones IFR, mientras que a bajas altitudes, lo hacen bajo condiciones VFR.
- Espacio aéreo. El espacio aéreo está dividido en diferentes zonas, en algunas de las cuales puede estar restringida la navegación a unas determinadas condiciones.

2 ANÁLISIS Y EVOLUCIÓN DE LOS PRIMEROS SISTEMAS DE AYUDAS A LA APROXIMACIÓN Y ATERRIZAJE

A principios del siglo XX tuvieron lugar las primeras transmisiones de ondas de radio. Este hecho fue muy importante, ya que el desarrollo de este tipo de transmisiones tendrá una gran influencia en el de la navegación aérea, como veremos a lo largo de este Trabajo Fin de Grado.

Al finalizar la Primera Guerra Mundial, donde se utilizaron aviones como máquinas de guerra, la aviación se extendió al ámbito civil. En este periodo se realizaron importantes avances tecnológicos y aparecieron las primeras aerolíneas, primero dedicadas al transporte postal y, posteriormente, pasando al transporte de personas. Con la aparición de estas, el número y la distancia de los vuelos comenzaron a aumentar.

Ya hemos visto que la navegación a la estima provoca errores importantes en el cálculo de la posición que aumentan con el tiempo. Por este motivo, debe ser corregida regularmente mediante puntos de referencia proporcionados por la navegación observada o la navegación astronómica. Sin embargo, en malas condiciones atmosféricas, estas referencias pueden no ser visibles, por lo que se hizo necesario el desarrollo de sistemas para guiar a los aviones durante su recorrido en este tipo de situaciones.

De esta forma, empezó a plantearse la instalación de ayudas a la navegación basadas en tierra. Los primeros experimentos se realizaron con faros luminosos y, poco después, con el desarrollo de la tecnología para la transmisión de ondas de radiofrecuencia, estas sustituirían a las ondas de luz para este cometido. El primer equipo de radionavegación fue el radiogoniómetro. Sin embargo, analizaremos este sistema en la segunda parte del Trabajo Fin de Grado, ya que una evolución suya aún se utiliza en la actualidad.

Durante la primera mitad del siglo XX se desarrollaron una gran cantidad de sistemas de este tipo, principalmente durante la Segunda Guerra Mundial para guiar a los bombarderos hasta sus objetivos. Una vez concluida, esta tecnología fue aplicada en el ámbito de la navegación civil, evolucionando hasta los sistemas empleados hoy en día.

2.1. Red de aerofaros

2.1.1 Principio de funcionamiento

En mayo de 1918 se estableció en Estados Unidos el servicio postal aeronáutico. Para permitir el buen funcionamiento de este servicio de forma continua y en condiciones meteorológicas adversas, se ideó un sistema de balizas luminosas.

Con este sistema, en 1919, tres aeronaves de los Estados Unidos consiguieron cruzar el Atlántico por vez primera. Para ello se utilizó un sistema de guiado consistente en una serie de barcos situados a lo largo de la ruta y separados 50 NM entre sí que emitían señales luminosas que servían como orientación a las aeronaves.

El éxito de este experimento hizo que se instalara en Estados Unidos una red de aerofaros luminosos para

ayudar a los servicios postales en su cometido. Esta red consistía en una serie de torres de unos 16 metros de altura, situadas a intervalos de unas 10 NM y sobre las que se colocaban unos faros luminosos fabricados con lámparas de acetileno. Emitían un haz de luz giratorio y dos potentes haces directivos, llamados luces de curso, que apuntaban en la dirección de la aerovía. Estos transmitían con flashes un código de identificación.

A principios de los años veinte esta red cubría una ruta de 1575 km. Una vez instalada, permitió el inicio experimental de vuelos nocturnos a partir de 1921. Así, el 1 de julio de 1924 comenzarían de forma definitiva los vuelos nocturnos para el transporte regular del correo aéreo. El buen funcionamiento de este sistema hizo que el número de aerofaros luminosos fuera creciendo hasta que, en 1933, había ya instaladas unos 1500 a lo largo de 18000 millas.

2.1.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes de la red de aerofaros luminosos

Hasta ese momento los vuelos nocturnos solo podían guiarse mediante la navegación astronómica, cuya precisión dependía de los instrumentos y de las medidas tomadas por el navegante. Además, el navegante perdía tiempo realizando los cálculos requeridos para esta forma de navegación, por lo que, en el momento en el que obtenía una solución aproximada de su situación la aeronave ya había recorrido una distancia importante. Esto los hacía imprecisos y poco seguros, por lo que se intentaba evitarlos y volar durante el día.

La red de aerofaros constituyó un gran avance en la navegación aérea, cambiando la forma que se tenía de volar. Proporcionaba una referencia mucho más clara y rápida, haciendo el vuelo más preciso, lo que permitió establecer algunas aerovías, que eran caminos virtuales formados por los haces de luz de los radiofaros.

Su instalación por zonas tan amplias nos lleva a pensar que una gran cantidad de los vuelos realizados a partir de ese momento pasarían a ser vuelos nocturnos, lo que nos da una idea de su éxito.

Este sistema hacía prescindible al navegante, permitiendo a los aviones monoplaza realizar este tipo de vuelos. El piloto no tenía que realizar ningún cálculo, solo debía seguir la ruta que formaban los faros luminosos para volar desde el aeropuerto de salida hasta el de destino.

Sin embargo, este sistema solo era útil durante la noche o en malas condiciones atmosféricas, ya que durante el día el sol impedía ver los haces luminosos. Además, si bien era de ayuda durante el vuelo en ruta, al no serlo en los despegues y aterrizajes, incrementaba el riesgo de estas maniobras, ya que por la noche la visibilidad es menor. Por otro lado, su limitado alcance obligaba a que los vuelos realizados apoyándose en este sistema no tuvieran una gran altitud.

2.2. LFR/Range

Las limitaciones de la red de aerofaros hacían necesario el desarrollo de un sistema de ayudas que estuviera disponible en cualquier período del día. Como solución se pensó en cambiar estos haces luminosos por señales de radiofrecuencia. Este paso sería muy importante a largo plazo, ya que aquí comenzaron las radioayudas, que han constituido la base del guiado de las aeronaves hasta nuestros días.

En los primeros años se llevaron a cabo muchos experimentos para adaptarlos a la navegación aérea. Estos primeros sistemas se empezaron a utilizar en aeropuertos, como ayudas a las aproximaciones, ya que eran las zonas de mayor tránsito de aeronaves y, por tanto, donde se podía realizar un mayor número de pruebas para evaluar su funcionamiento.

Sin embargo, con el paso del tiempo, fueron evolucionando y su influencia se extendió, formando redes de ayudas a la navegación aérea por todos los países. El primer sistema de navegación de este tipo que tuvo una influencia importante fue el LFR, también conocido como Range.

2.2.1 Principio de funcionamiento y evolución

No están claros los orígenes del LFR. Unas fuentes atribuyen su desarrollo al National Bureau of Standards, a partir de sistemas europeos y mejorado por el U.S. Army Signal Corps¹. Según otras fuentes, en

¹ Komons, Nick A. Bonfires to Beacons: Federal Civil Aviation Policy under the Air Commerce Act, 1926-1938. Washington, D.C.:

1927 el ingeniero de Ford Motor Company Eugene S. Donovan desarrolló y patentó el *Low Frequency Radio Range (LFR)*, también conocido simplemente como Range, para ayudar a los aviones a transportar piezas de los automóviles Ford entre Chicago y Dearborn (Michigan). Los dos primeros Ranges fueron instalados en los aeropuertos de estas dos localidades².

En cualquier caso, es a partir de esta época cuando empiezan a realizarse una serie de estudios exhaustivos para introducir esta tecnología en la aviación. Tras estos estudios, la Oficina de Comercio Aéreo de E.E.U.U. empezó a instalar más de 400 Ranges por todo el país para formar una red de aerovías civiles. En los años 30 el LFR era ya un sistema indispensable para el vuelo de las aeronaves permitiendo el guiado de estas tanto en ruta como en aproximación para cualquier condición climatológica y se convirtió en el principal sistema de radioayudas en muchos países del mundo.

El LFR consistía en una red de estaciones de radio. Cada estación estaba formada por dos pares de antenas. Los diseños iniciales utilizaban antenas de bucle pero con el tiempo se fueron sustituyendo por antenas Adcock, ya que estas tenían una mayor precisión, sobre todo por la noche. Estas antenas se montaban sobre torres de unos 41 metros de altura formando un cuadrado de unos 130 metros de lado, con una torre en cada uno de los vértices.

Las estaciones transmitían a 1500 W dos señales en código Morse superpuestas formando cuatro cuadrantes: Un par de cuadrantes opuestos transmitía la señal modulada para la letra A (· -) y el otro para la letra N(- ·), ambas con una frecuencia de 1020 Hz³.

En cada cuadrante, los tonos tenían la misma intensidad. En las intersecciones de los cuadrantes las señales A y N se superponían dando lugar a un tono de audio constante. Estas intersecciones formaban cuatro ejes de unos 3 grados de ancho que se propagaban desde la estación hasta un alcance de unas 100 NM y que formaban las aerovías por donde tenían que circular los aviones. Se consideraba que la aeronave estaba en ruta si se encontraba a ± 2.6 NM del centro de la aerovía.

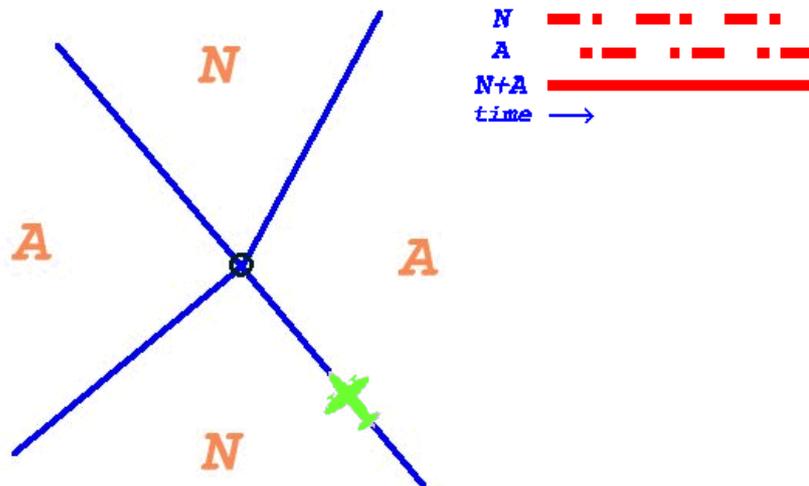


Figura 2.1 Esquema de funcionamiento del sistema LFR

Además de las señales A y N, cada 30 segundos se emitía, también el código de identificación de la estación tanto en el par de transmisores de A como en el de N para asegurar la cobertura en todos los cuadrantes. Algunas estaciones también emitían una señal de voz indicando las condiciones meteorológicas locales. Más adelante, se utilizó una quinta torre situada en el centro para enviar las señales de voz.

Smithsonian Institution Press, 1989 (página 155).

² Pilots' Radio Handbook, C.A.A. Technical Manual No. 102. Washington, D.C. U.S. Government Printing Office, March, 1954 (página 44).

³ Banda LF.

Como soporte visual, este sistema se complementaba con una red de balizas luminosas cuya mayor utilidad era durante los vuelos nocturnos, ya que durante el día su visibilidad estaba muy limitada por la luz del sol. Como vemos, en esta época aún convivían los sistemas luminosos primitivos con los nuevos sistemas de radionavegación.

Para detectar la señal desde la aeronave se utilizaba un receptor de radio AM sintonizado a la frecuencia de emisión de las estaciones en tierra. Las señales recibidas se amplificaban y llegaban al piloto a través de unos auriculares. Si el piloto recibía un tono de audio constante sabía que estaba volando en la dirección correcta mientras que si recibía la letra A o N en código Morse, debía virar para volver a situarse en la aerovía. Para situarse en cada uno de los cuadrantes, el piloto debía saber si se estaba acercando o alejando de la estación, dependiendo de si la señal recibida se iba haciendo más fuerte o más débil respectivamente. Además, el piloto podía orientarse en una zona más amplia situando en las cartas de navegación la estación de la que está recibiendo la señal gracias al código de identificación que esta transmite.

La aeronave debía pasar justo por encima de la estación en las cercanías del aeropuerto en el que se quería aterrizar. En esta zona situada sobre la estación y conocida como “*Cono de Silencio*”, no se emitía señal alguna, por lo que el piloto no escuchaba nada en sus auriculares. Esto le indicaba que iban en la dirección correcta.

Una vez que se llegaba al “Cono de Silencio” la aeronave debía realizar un giro con un rumbo determinado y comenzar a descender hasta una altitud mínima especificada en unas cartas de navegación. Si el aeropuerto no estaba a la vista en el momento esperado, calculado según la velocidad que llevara la aeronave, esta debía iniciar un procedimiento de aproximación frustrada. La visibilidad mínima dependía del tipo de aeronave, pero estaba en torno a una milla.

Posteriormente se modificó para que el piloto no tuviese que estar escuchando continuamente los tonos recibidos, haciendo vibrar unas lengüetas que proporcionaban indicación de desviación. En 1938 se introdujo el VAR (Visual Aural Range) que, mediante una aguja, indicaba la desviación hacia la izquierda o hacia la derecha del haz.

Con el paso del tiempo, fue sustituido o complementado en diferentes zonas del planeta por otros sistemas que aparecieron durante los años siguientes, pero cuando se desarrolló el VOR (VHF Omnidireccional Radio Range) a principios de los años 50, este empezó a reemplazar gradualmente al LFR hasta su casi completa desaparición en la década de los 70.

2.2.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del LFR

El LFR, si bien no fue el primer sistema de radioayudas⁴, sí que fue el primero que tuvo una gran implantación, convirtiéndose en el sustituto de la red de aerofaros luminosos como sistema principal de ayudas a la navegación. Con la introducción de señales radioeléctricas se conseguía **mejorar la disponibilidad de las ayudas**, ya que estas estaban ahora a disposición de los pilotos durante las 24 horas del día, no solo por la noche, como en el sistema anterior.

Las señales de radio tenían un **alcance mayor** que las señales luminosas. Esto podría llevarnos a pensar en una importante reducción de los costes ya que el número de estaciones en tierra necesario era menor. Sin embargo, estos sistemas requerían un receptor a bordo de las aeronaves. Estos eran caros en estos primeros años en los que esta tecnología no estaba aún tan desarrollada, lo que, en cierto modo hacía que no supusiera un gran avance en este sentido y, además, **augmentaban el peso de la aeronave**, si bien, no de forma importante.

La implantación del LFR extendió aún más el vuelo por **aerovías**, formándose redes de estas que conectaban los aeropuertos de los países en los que se instaló. Hasta entonces, la única referencia que tenía una aeronave para seguir una ruta guiada era, como se ha visto en el apartado anterior, seguir un camino de faros luminosos. Las aerovías tenían 3° de ancho, lo que significaba una anchura de unos 8 kilómetros a una distancia de 100 kilómetros de la estación. En estos primeros años, esa **precisión era suficiente para volar en ruta**, ya que el tráfico aéreo era aún escaso, por lo que no era necesaria una separación muy exhaustiva entre las aeronaves. Así en ese sentido, cumplía perfectamente su cometido.

⁴ Recordemos que el primer sistema de radioayudas fue el goniómetro, sobre el que trataremos en el capítulo 2.

Al igual que para el vuelo en ruta, también fue un **sistema útil para la fase de aproximación**. Sin embargo, a medida que se acercaba al aeropuerto, la utilidad del guiado se iba reduciendo, ya que no era suficientemente preciso. Esto se paliaba en cierta forma con las maniobras de aterrizaje predefinidas tras sobrevolar el “Cono de Silencio”. Bien es cierto que, puesto que antes de este sistema no se utilizaba ningún otro, ya supuso un gran avance.

Además, el LFR permitió la aparición de los **circuitos de espera**, maniobras de vuelo predefinidas que consisten en una serie de virajes en forma de hipódromo sobre un determinado punto de referencia, normalmente porque la pista de aterrizaje está ocupada. Como punto de referencia se utilizaba la estación del LFR.

Para una maniobra que requiere una mayor precisión, como el **aterrizaje, el LFR no proporcionaba una ayuda importante**, ya que la anchura del haz a 1 kilómetro de la estación era de unos 52 metros, precisión insuficiente en una pista con una anchura de unos 50 metros. Como ayuda al aterrizaje, no servía al piloto más que como una referencia para iniciar las maniobras preestablecidas, ya que no proporcionaba ningún tipo de indicación.

A pesar de que fue un sistema muy útil y empleado durante mucho tiempo, el LFR tenía muchas limitaciones típicas de la propagación de las ondas de tierra: **la señal utilizada se veía afectada** por las condiciones meteorológicas, el entorno de las estaciones de tierra o el ángulo de la antena del receptor de la aeronave. Esto hacía que, según la orientación de esta, se recibieran señales del cuadrante A en el N y viceversa, confundiendo a los pilotos. Además, las tormentas eléctricas y otros efectos atmosféricos introducían interferencias que podrían provocar que los pilotos recibieran una señal continua en los altavoces cuando debían recibir la señal de A o de N.

Por otro lado, el sistema forzaba al tráfico a volar en **rutas muy estrechas** y no podían hacerlo directamente al destino. Otra limitación importante es que **no proporcionaba información sobre la dirección** de la estación de la que provenían las señales. En años posteriores, esto se corrigió introduciendo a bordo un girocompás. Sin embargo, terminó siendo sustituido definitivamente por el VOR (VHF Omnidireccional Radio Range), ya que este sí emitía señales direccionales.

Cabe destacar que el VAR cambió la forma que tenía el piloto de recibir la señal, proporcionando una lectura algo más precisa y, sobre todo, menos molesta, ya que no debía ser muy agradable escuchar un pitido constante durante el vuelo. De esta forma, se consiguió hacer más confortable el vuelo para el piloto.

Es indiscutible la importancia que tuvo el LFR para el futuro de la aviación. Fue el primer sistema de radionavegación en tener una acogida importante, lo que supuso un cambio en la forma de volar, haciéndola más organizada. Si bien es cierto que esto ya comenzó con la red de aerofaros luminosos, el LFR fue aún de mayor ayuda. A pesar de sus muchas limitaciones, cumplió perfectamente su función como sistema de radioayudas, pero durante los años siguientes aparecieron sistemas que lo superaron en prestaciones, lo que terminó por suponer su desaparición.

2.3. El haz de Lorenz

Una vez establecido el uso de sistemas de radiofrecuencias como ayudas para la aproximación y el aterrizaje y, en general, para la navegación, el siguiente paso era mejorar el tipo de señal para hacerlos más precisos.

Durante la Segunda Guerra Mundial tuvieron mucho éxito los *sistemas de navegación hiperbólicos*. Estos sistemas basaban su técnica de localización en la intersección de hipérbolas. La hipérbola es el lugar geométrico de los puntos cuya diferencia de distancias a dos puntos fijos es constante. Debido a esta propiedad, podía localizarse una aeronave mediante señales periódicas y sincronizadas desde estaciones de transmisión en tierra. Sin embargo, estos sistemas tenían una desventaja importante: al alejarse de las estaciones, las intersecciones entre las diferentes hipérbolas se producían con ángulos muy pequeños, lo que hacía disminuir la precisión del sistema.

Uno de los primeros sistemas de navegación hiperbólica fue el Consol (o Sonne), que pasó por varias fases: desde un sistema de ayudas al aterrizaje, el Haz de Lorenz, evolucionó hasta un sistema de navegación durante la Segunda Guerra Mundial, el Consol/Sonne, pasando por una etapa intermedia, el Elektra.

2.3.1 Principio de funcionamiento y evolución

En el año 1932 un equipo de ingenieros de la compañía Standard Elektrik Lorenz liderados por Ernst Krammar desarrolló un sistema de navegación de corto alcance que se utilizó como ayuda para el aterrizaje, denominado “*ultra-short-wave landing radio beacon*”, LFF o “*Haz de Lorenz*”. El principio de funcionamiento de este sistema era similar al Radio Range (LFR) al que mejoraba en muchos aspectos.

Se utilizaban tres antenas alineadas en paralelo al borde de la pista de aterrizaje y un transmisor de 38 MHz⁵ con una potencia de 5W. La antena central transmitía continuamente y estaba alimentada por una señal modulada de 1150 Hz, mientras que las antenas laterales (reflectores) transmitían por turnos. El periodo de emisión del sistema era de un segundo: La antena de la izquierda (desde el punto de vista de la aeronave que aterrizaba) emitía un punto (de código Morse) de $1/8$ de segundo. Después, la antena de la derecha emitía durante $7/8$ de segundos una raya (de código Morse). De esta forma se emitía una señal con dos lóbulos que se superponían en un área. La señal resultante en esta zona era continua y se denominaba equisignal.

La transmisión de la antena central superpuesta alternativamente con las antenas laterales era necesaria por la siguiente razón: la intensidad de una transmisión aumenta logarítmicamente con el tamaño de la antena que la transmite. Si solo se utilizaran las dos antenas laterales, para alcanzar la intensidad requerida hubieran sido necesarias unas antenas con unas dimensiones excesivas. De esta forma, la antena central reforzaba la transmisión, haciendo que el tamaño de las antenas estuviera dentro de lo normal.

Durante el aterrizaje, el piloto escuchaba una serie de puntos si se encontraba a la izquierda del centro de la pista de aterrizaje. Si se encontraba a la derecha de la pista de aterrizaje el piloto escuchaba una serie de rayas. Si el piloto escuchaba una señal continua sabía que estaba situado sobre el centro de la pista. Con estas indicaciones el piloto conocía la posición en la que se encontraba respecto a la pista de aterrizaje y podía actuar en consecuencia.

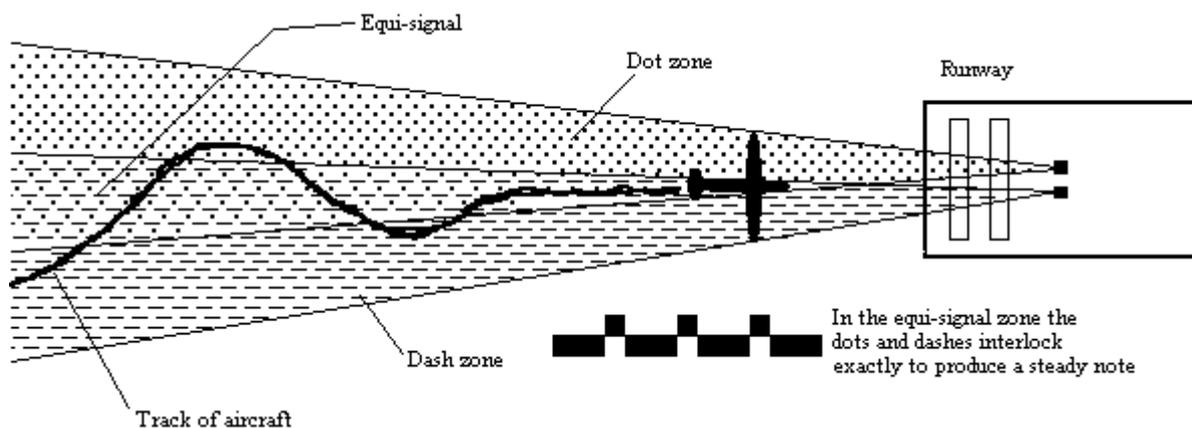


Figura 2.2 Esquema de funcionamiento del haz de Lorenz

Como apoyo a este sistema se utilizaban dos radiobalizas que transmitían hacia arriba y cuyas transmisiones eran escuchadas por las aeronaves que volaban directamente sobre ellas. Una radiobaliza estaba situada a 300 m del borde de pista (HEZ) y transmitía una señal modulada a 1700 Hz. La otra estaba situada a 3 km (VEZ) y la señal que transmitía estaba modulada a 700 Hz. Ambas transmitían a una frecuencia de 38 MHz igual que el Haz de Lorenz.

Una aeronave que iba a aterrizar volaba a una altitud publicada en las cartas de navegación hacia la pista de aterrizaje y guiándose por las señales de las antenas para alinearse con ella. Cuando sobrevolaba la radiobaliza VEZ empezaba a descender hasta llegar a la radiobaliza HEZ. En este punto el piloto debía decidir si continuaba con el aterrizaje o lo abortaba en función de las condiciones meteorológicas u otros factores que pudieran afectar a la maniobra.

⁵ Banda VHF.

Con el Haz de Lorenz el piloto debía estar muy atento a las señales que recibía por radio, además de a las comunicaciones con la torre de control. Por eso, más adelante y para disminuir la carga de trabajo, se incluyeron unos indicadores con flechas que mostraban al piloto la dirección hacia el eje de la pista, así como indicadores luminosos (lámparas de neón) que señalaban el paso por las radiobalizas.

El haz de Lorenz podía guiar con una precisión relativamente alta (menor de un grado) a una aeronave a través de una línea recta hasta tomar contacto visual con la pista de aterrizaje. Por ello, en 1934 este sistema fue adoptado por Lufthansa y, antes de la Segunda Guerra Mundial, Alemania lo había instalado en muchos aeropuertos y equipado a sus bombarderos con el equipo necesario para utilizarlo. También se empezó a utilizar en E.E.U.U. y en algunos países como Australia fue el sustituto del LFR.

Durante la Segunda Guerra Mundial se utilizaron versiones más desarrolladas de este sistema con un mayor alcance para realizar bombardeos nocturnos. Estas versiones utilizaban antenas de gran tamaño para proporcionar la precisión requerida a mayores distancias y transmisores muy potentes. Se utilizaban dos haces de Lorenz que se cruzaban sobre el objetivo. Uno servía de guía y el otro como referencia para soltar las bombas. Este sistema era muy preciso. Calculaba la velocidad de la aeronave mediante un ordenador e indicaban al piloto el momento en el que debían dejar caer las bombas. Una de estas versiones fue el X-Gerat, utilizado durante los bombardeos a Inglaterra entre 1940-1941. Otra variante de este sistema fue utilizado en las bombas V-2. Una vez que estos sistemas fueron descubiertos por los servicios de inteligencia de Reino Unido comenzó una guerra electrónica para inhabilitarlos, hasta que dejaron de ser utilizados en su mayoría.

Tras la Segunda Guerra Mundial, la RAF (Royal Air Force) británica continuó utilizando este sistema hasta 1955 con el nombre de "Haz de Aproximación Estándar" o SBA (Standard Beam Approach).

2.3.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del Haz de Lorenz

No puede hacerse una comparación muy exhaustiva entre el Haz de Lorenz y el LFR, ya que no tenían exactamente la misma finalidad. El primero era un sistema de ayuda solo a la aproximación y al aterrizaje, mientras que el segundo, además de proporcionar estas ayudas, también lo hacía en ruta. A pesar de esto son los primeros sistemas utilizados para ayudas a la aproximación y el aterrizaje, por lo que es interesante comentar sus similitudes y sus diferencias.

En el Haz de Lorenz también se utilizaba el **código Morse** para orientar al piloto, pero las claves son diferentes. Mientras en el LFR se utilizaban las letras A y N codificadas para avisar de que la aeronave estaba situada a uno de los lados del haz, en el Haz de Lorenz se utilizan puntos y rayas. A pesar de esto, la idea es la misma en ambos sistemas: a cada lado del haz se escuchaba una señal discontinua diferente, pero si la aeronave estaba dentro del haz, se escuchaba una señal continua.

La principal diferencia es que el Haz de Lorenz empleaba **antenas más directivas** que el LFR, de forma que la anchura del haz de la señal radioeléctrica era más estrecha y, gracias a esto y al importante **aumento en la frecuencia de transmisión** (el LFR funcionaba en la banda de LF, mientras que el Haz de Lorenz lo hacía en la de VHF), el **sistema era más preciso**. Esta precisión era suficiente para ayudar a una aeronave a aterrizar en una pista de aterrizaje.

El aumento de la frecuencia de transmisión hace que las ondas electromagnéticas se transmitan de forma diferente. Mientras el LFR transmitía en la banda de LF y, por tanto, sus ondas se propagaban como ondas de tierra, en el caso del Haz de Lorenz, al transmitir en la banda de HF, sus ondas se propagaban como **ondas celestes**.

	Banda de Frecuencias	Precisión	Potencia de transmisión
LFR/Range	LF	3°	1500 W
Haz de Lorenz	VHF	1°	5 W

Tabla 2.1. Comparativa Range-Haz de Lorenz

Es reseñable también la **importante diferencia entre la potencia de transmisión** de uno y otro sistema. El LFR, al ser un sistema que también proporcionaba navegación en ruta necesitaba una mayor potencia que el Haz de Lorenz, empleado solo en el entorno de los aeropuertos.

Por contra, debido precisamente a la mayor directividad de las antenas, el sistema **no daba cobertura en los 360°**, de forma que si la aeronave salía del haz, no tenía forma alguna de orientarse, ya que no recibía ninguna señal. Todo lo contrario a lo que ocurría con el LFR. Esto no era un hándicap importante para un **sistema de ayudas al aterrizaje**, puesto que en esta fase del vuelo la aeronave no debería estar muy alejada de la pista si quería realizar la maniobra con éxito.

El empleo de **radiobalizas como puntos de referencia** en el entorno de los aeropuertos supone un avance respecto al LFR, que utilizaba para este cometido faros luminosos, así como la referencia que proporcionaba el “Cono de Silencio”. En este sentido, vemos como los sistemas de radiofrecuencia se terminan imponiendo al sistema de haces luminosos.

En el Haz de Lorenz se había encontrado un sistema muy preciso para el entorno de los aeropuertos, sobre todo, para la maniobra de aterrizaje, que serviría como base para los sistemas de aterrizaje que se desarrollaron en los años siguientes, entre ellos el ILS que se utiliza en la actualidad. Ahora, el siguiente paso que se buscaba era conseguir evolucionar el sistema para convertirlo en adecuado para la navegación en ruta y en aproximación.

2.4. Elektra

Tras la consolidación del haz de Lorenz como sistema de ayuda al aterrizaje, Lufthansa buscaba un sistema de navegación de mayor alcance para su uso en Europa. Krammar dio un primer paso desarrollando el *Elektra*.

El Elektra es un sistema de guiado por radiofrecuencias que utilizaba haces de Lorenz para unir aeropuertos, lo que permitía establecer una serie de aerovías entre ellos. De esta forma, las aeronaves podían volar entre dos aeropuertos siguiendo las indicaciones que daba el sistema: el piloto escuchaba una serie de puntos de código Morse si volaba a la izquierda de la aerovía, rayas de código Morse si volaba a la derecha y una señal continua (equiseñal) si volaba sobre la aerovía.

El problema de este sistema, era que la aeronave sólo recibía información mientras se mantuviera dentro del haz; si salía de él no recibía señal alguna. Esto lo hacía un **sistema muy limitado para la navegación en ruta**, ya que fuera del haz de la señal el piloto vuela sin ningún tipo de guiado. En este sentido, es peor que el LFR, ya que el sistema americano, aunque también obligaba a volar en rutas muy estrechas, al menos proporcionaba información de posición fuera del haz (siempre dentro de su alcance).

Además, la señal **perdía mucha precisión por la noche**, precisamente en el momento que más falta hacía debido a que hay menor visibilidad, por lo que solo era útil durante el día. Sin embargo, Alemania instaló algunas estaciones del Elektra que estaban operativas durante el día. Entre ellas Elektra 1 en Varhaug en Stavanger (Noruega) y Elektra 2 en Poppenbüll (Alemania).

Al igual que ocurría con el LFR, no proporcionaba información al piloto sobre el punto de la ruta en la que se encontraba, solo la indicación de que iba (o no) por el camino correcto. Así, **seguía sin resolverse el problema de estimar la posición de la aeronave** y era el piloto (o el navegante) el que debía realizar cálculos para obtener una aproximación basándose en alguna de las formas de navegación primitivas (observada, a estima o astronómica).

Debido a estos inconvenientes, el Elektra supuso un paso atrás respecto al LFR en la navegación en ruta, sobre todo por el hecho de no proporcionar señal en los 360°, lo que lo hacía muy inferior al segundo.

2.5. Sonne/Consol

El siguiente paso dado por Krammar fue evolucionar el sistema Elektra a uno nuevo que permitiera conocer la situación de una aeronave cualquiera que fuera su posición, no solo dentro del haz de Lorenz como lo hacía el sistema Elektra. Esta evolución dio lugar a un sistema hiperbólico que recibió el nombre de *Sonne*.

2.5.1 Principio de funcionamiento y evolución

El Sonne utilizaba tres antenas fijas alineadas en un mismo plano, y separadas cada una de ellas una distancia en torno a 1 km, tres veces la longitud de onda de la señal de emisión. Las antenas eran unas torres metálicas cuadradas de celosía, de aproximadamente un metro de lado y 100 metros de altura. Sobre las torres se situaba un sombrero capacitivo de unos 11 metros de diámetro y 31 metros de perímetro. De esta forma, se generaban dos diagramas de radiación hiperbólica en forma de abanico que se superponían y se reproducían simétricamente al otro lado de la línea de antenas. La transmisión del sistema era de onda larga, a frecuencias de entre 200 y 415 KHz⁶ y con una potencia del orden de las unidades de KW.

Un único transmisor producía una señal que se enviaba directamente a la antena central. Esta misma señal se codificaba y se separaba en dos partes, que se hacían pasar alternativamente por cada una de las antenas laterales: primero la señal se enviaba brevemente a una de las antenas, de forma que esta emitía una señal consistente en un punto de código Morse; después la señal era enviada a la segunda antena durante un tiempo mayor para que esta antena emitiera una señal consistente en una raya de código Morse. Así se conseguía el patrón de puntos y rayas utilizado en el Haz de Lorenz.

Puesto que en todo instante emitían al mismo tiempo la antena central y una de las antenas laterales, el patrón de radiación era una cardioide. Esta se hacía girar lentamente para que emitiera puntos en el sentido de las agujas del reloj y rayas en el sentido antihorario.

Una vez por minuto, cesaba la señal de las dos antenas laterales durante 6 segundos, emitiendo entonces el sistema una señal omnidireccional desde la antena central. En esta señal se transmitía el código de identificación de la estación en código Morse. Así, el piloto podía identificar la estación de la que recibe la transmisión.

Cuando las señales de las antenas laterales volvían a emitir de nuevo, 2 segundos después de que terminara la transmisión del código de identificación de la estación, el receptor volvía a recibir la transmisión de puntos y rayas. El piloto, en general, estaba a uno de los lados de la equiseñal, por lo que escuchaba la transmisión de puntos o de rayas. Como el patrón de emisión iba girando, se iban acercando los puntos y alejando las rayas o al revés. Por eso, durante un periodo de 30 segundos, el receptor escucharía puntos o rayas, después brevemente la equiseñal y después rayas o puntos (lo contrario a lo que escuchaba antes de la equiseñal).

A bordo, era necesario un receptor de onda larga, así como cartas de navegación especiales y tablas del sistema. Con una sencilla observación de la señal recibida, el piloto podía determinar el ángulo en el que se encontraba una estación respecto a su posición, sin más que contar los puntos y las rayas y situar su posición en el radial correcto de los indicados en las cartas de navegación creadas especialmente para este sistema.

Una vez que se conocía el ángulo respecto a dos estaciones diferentes y sabiendo la localización de las mismas (indicadas en las cartas de navegación), el receptor situaba su posición en la intersección de los dos radiales, tal y como puede verse en la siguiente imagen.

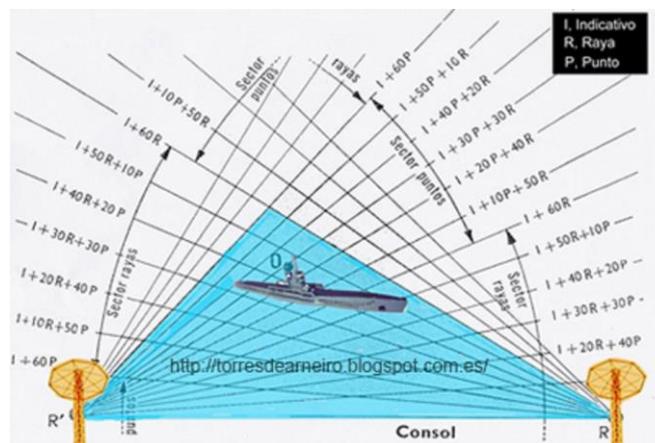


Figura 2.3 Determinación de la posición mediante dos estaciones Sonne.

⁶ Banda de MF.

Comparando las señales de dos radiofaros se podía obtener la situación de la aeronave con mucha exactitud. Esto requería unos cálculos complejos, por lo que eran realizados por el navegante. Sin embargo, si no se requería tanta precisión, el piloto por sí mismo podía estimar la línea de posición sobre las cartas de navegación del sistema gracias a las referencias que aparecían en ellas.

El sistema tenía un alcance de 1000 NM sobre tierra y 1500 NM sobre el mar. La posición de las estaciones y la de la aeronave influían en el alcance. Además, este variaba entre el día y la noche.

Puesto que el patrón de radiación gira 7.5 grados cada 30 segundos, la precisión del sistema, en teoría era de aproximadamente $\frac{1}{4}$ de grado. En la práctica, la precisión variaba entre $\frac{1}{2}$ grado y 1 grado, dependiendo de la situación del receptor respecto a la estación. Por la noche, la precisión del sistema disminuía debido a los efectos atmosféricos, siendo esta de entre 1 y 2 grados, según la posición del receptor.

El sistema Sonne empezó a utilizarse durante la Segunda Guerra Mundial, con la instalación en 1940 por parte de Alemania de dos estaciones en España (teóricamente neutral), una en Lugo y otra en Sevilla, y otra en Noruega. Con las conquistas del ejército alemán por toda Europa, se fueron instalando nuevas instalaciones.

Este sistema no fue utilizado solo para navegación aérea sino que también fue utilizado por barcos y submarinos. Precisamente, la captura de un submarino alemán, el U-505, en 1944, permitió a los Aliados entender completamente el sistema para poder usarlo. Estos lo empezaron a usar con el nombre de Consol.

Después de la Segunda Guerra Mundial el Sonne/Consol fue propuesto por OACI como sistema de navegación de largo alcance y fue utilizado por muchos países. Además de las ya existentes, se instalaron otras estaciones en EEUU (donde se le dio el nombre de Consolan), Gran Bretaña, Francia, Irlanda del Norte y la URSS.

La mayoría de emisoras Consol estuvieron operativas hasta la década de 1980. Por esa época, los nuevos sistemas de mayor precisión fueron abaratándose debido al desarrollo tecnológico, y terminaron sustituyendolo. La última estación que dejó de emitir fue la de Stavanger (Noruega) en 1991.

2.5.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del sistema Sonne/Consol

El Consol fue un sistema muy importante en su momento, ya que fue el pionero de los equipos de navegación de largo alcance. Además, los sistemas utilizados hasta entonces solo proporcionaban ayudas para seguir un camino, pero el Consol, fue el primer sistema en conseguir, de forma más o menos precisa, **determinar la posición de una aeronave en el espacio aéreo**. Esto dio una gran ventaja a los alemanes al principio de la Segunda Guerra Mundial.

El principal cambio que se aprecia respecto a lo visto anteriormente es la **complejidad del sistema a la hora de emitir**. Hasta ahora, habíamos visto sistemas que emitían señales sencillas, pero el Consol introduce un patrón giratorio.

Al contrario de lo que pudiera parecer, una de las características principales del sistema era su **sencillez de uso**. No necesitaba un indicador de abordaje, lo que hacía aún más fácil su aprendizaje y, además, requería pocas operaciones, por lo que incluso el piloto podía obtener información directamente del sistema. Además, podía ser utilizado al mismo tiempo por un número ilimitado de usuarios, una ventaja importante para la navegación global.

El problema más importante de este sistema era que **se tardaba mucho en determinar la posición de la aeronave**, lo que hacía que, entre el tiempo que duraba la transmisión y el tiempo que tardaba el navegante en hacer los cálculos, la solución de la posición de la aeronave no correspondía con su posición real. Esto lo hacía mejor como sistema de ayudas a la navegación en ruta para vuelos largos, ya que la tasa de refresco de datos no era suficiente para trayectos cortos, lo que lo descartaba como sistema de ayudas a la aproximación.

Las frecuencias de transmisión eran del orden de las del LFR, por lo que su propagación tenía las características de las ondas de tierra. **La precisión no era especialmente buena**, consiguiéndose, en zonas favorables, determinar una posición con un error máximo de entre 10 NM durante el día y 20 NM durante la noche. Además, la eficacia de su empleo no dependía de la altitud del vuelo. Sin embargo, a la hora de determinar la posición tenía, sobre todo, un importante defecto: era necesaria una observación auditiva, que estaba sujeta a errores de la persona encargada de interpretar los sonidos, por lo que los errores introducidos de esta forma disminuían la precisión del sistema. También **era muy sensible a las perturbaciones provocadas**

por la atmósfera.

Probablemente, la principal baza del Consol, junto con su sencillo manejo, era el **importante aumento que se consiguió en el alcance**. Como se observa en la imagen 1.4, una sola antena cubre la mayor parte de Europa. Esto es un avance muy importante, ya que estamos ante un sistema que, con unas **pocas estaciones** en tierra (comparado con los sistemas vistos hasta ahora) podía conseguir una cobertura prácticamente a nivel continental. Si bien es cierto que hacen falta dos estaciones para conseguir establecer la posición de una aeronave, por lo que cada punto, debería estar cubierto por, al menos, dos.



Figura 2.4. Cobertura de la estación de Sonne situada en Arneiro (Galicia, España)

Sin embargo, **la cobertura tenía importantes restricciones**, ya que su empleo no era posible en los 360° y no era aconsejable su utilización en un radio de 50 Km alrededor de la estación, puesto que en esta zona podía producirse una superposición de señales de puntos y rayas. Esto provocaba que hiciera falta un número de estaciones mayor para paliar estas restricciones pero, debido a su largo alcance, si se compara con el número de estaciones que necesitaban otros sistemas de la época, seguían siendo pocas.

El tamaño de las antenas aumentó considerablemente respecto al LFR, con los inconvenientes que esto conlleva: estructuras más complejas, más caras, más grandes y que, por tanto, deben soportar mayores esfuerzos a causa del viento.

A pesar de que posteriormente se introdujeron otros sistemas de mayor precisión como el LORAN-C, el Consol siguió utilizándose debido, principalmente a su sencillez de uso y su largo alcance y, por ello, llegó a ser uno de los sistemas de navegación de largo alcance recomendados por OACI.

2.6. Gee

Los aliados tampoco se quedaron atrás en el desarrollo de sistemas hiperbólicos durante la Segunda Guerra Mundial. El primero de ellos fue el Gee, que evolucionó desde un sistema de ayudas a la aproximación y el aterrizaje hasta un sistema de navegación de corto alcance en ruta.

2.6.1 Principio de funcionamiento y evolución

En 1935, la demostración de Watson Watt en Reino Unido sobre las posibilidades del radar para detectar aviones (se estudiará más adelante) planteó en Gran Bretaña la posibilidad de desarrollar transmisores de pulsos de alta potencia y métodos para la presentación visual de los aviones. Sin embargo, esto requería tubos de rayos catódicos estables que, en ese momento, aún estaban en desarrollo.

Un tiempo después, en octubre de 1937, y ya con la disponibilidad de tubos de rayos catódicos fiables, R. J. Dippy, que trabajaba con Watson Watt, desarrolló un sistema que utilizaba transmisores de pulsos y una presentación en una pantalla de tubo de rayos catódicos (CRT). Este sistema permitía medir el tiempo de llegada a la aeronave de dos pulsos enviados desde dos transmisores colocados a unas diez millas de distancia formando un ángulo de 90° con la pista de aterrizaje. Los pulsos transmitidos se mostraban en una pantalla

CRT. Cuando la potencia de uno de los pulsos era mayor, la aeronave se encontraba a uno de los lados de la pista, lo que permitía al piloto maniobrar en consecuencia. Cuando se recibía un solo pulso, significaba que la aeronave estaba alineada con la pista.

En 1940, la necesidad de un sistema que mejorase la precisión en la navegación aérea hizo que se retomase esta idea. Ahora, más desarrollada, fue aplicada a un sistema de navegación, en lugar de a un sistema de ayudas para el aterrizaje. La nueva propuesta de Dippy consistió en una estación principal con tres estaciones auxiliares a su alrededor. Se pensaba que tendría una cobertura de unas 100 millas desde la estación principal, sin embargo, las primeras pruebas realizadas a finales de 1940, demostraron que podían llegar hasta las 300 millas.

Al principio, este sistema fue bautizado con el nombre de Trinity, en referencia a los tres transmisores auxiliares. Más adelante fue conocido como *Gee*, primera letra de la palabra “grid” (“rejilla” en inglés), en referencia a la red electrónica de latitudes y longitudes derivadas de la combinación de las tres señales recibidas por la aeronave.

El principio de funcionamiento del Gee consistía en la transmisión de pulsos cortos de 6 microsegundos a frecuencias en torno a los 30 MHz (más tarde 80 MHz⁷). La señal emitida desde la estación principal era recibida por las estaciones auxiliares, sincronizando sus transmisiones.

Puesto que las estaciones auxiliares no podían transmitir instantáneamente tras recibir la señal de la estación principal, se producía un retardo en las transmisiones auxiliares. Para identificar las señales de las distintas estaciones auxiliares se establecían retardos artificiales entre ellas y se mostraban de diferente forma en la pantalla CRT del operador. Así, en la presentación de doble traza que veía el operador, la señal principal, A, siempre aparecía al principio de ambas trazas. La señal auxiliar B aparecía después de la principal en la traza superior, la señal C después de la principal en la traza inferior y la señal D aparecía en ambas como un doble pulso.

El pulso A1 (también conocido como A fantasma) se utilizaba también como identificador, ya que parpadeaba de forma única en cada cadena. Era necesario porque el receptor del Gee era de banda ancha y, a veces, podían verse al mismo tiempo las señales de dos cadenas de frecuencias adyacentes.

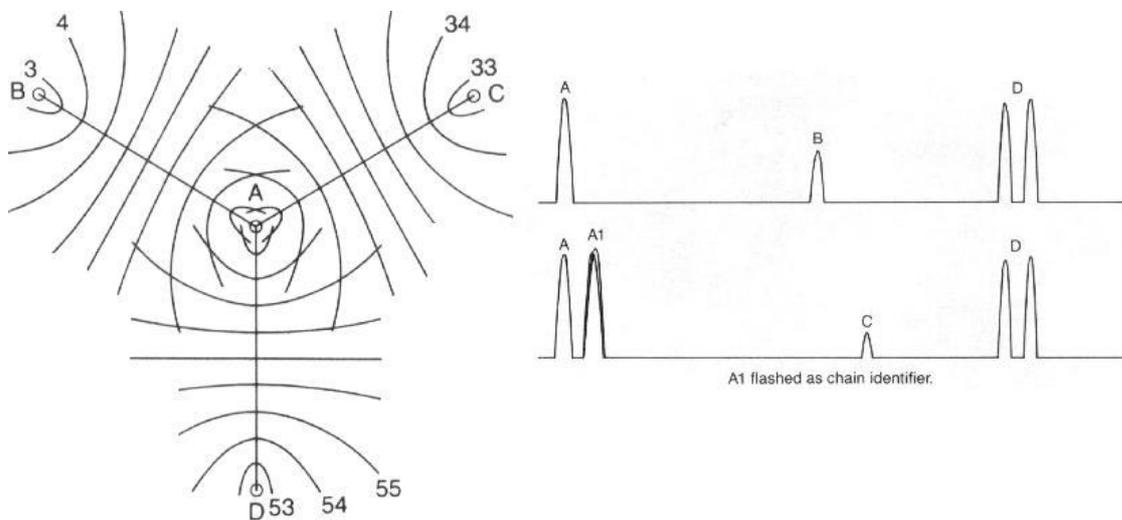


Figura 2.5. Recepción de señales y método de localización del sistema Gee

Tras alinearse los pulsos, el operador podía medir los retrasos entre la señal principal y las señales auxiliares. Comparando los resultados con unas cartas especiales (que consistían en un mapa de Mercator en el que estaban representadas las curvas hiperbólicas) el operador obtenía su posición. La recepción de las señales podía desconectarse, quedando su última representación en la pantalla y obteniéndose por tanto, una lectura

⁷ Banda VHF.

libre de ruidos. Se podían conseguir medidas con una exactitud de 1 μ s, lo que suponía que el sistema tuviera una precisión de aproximadamente ± 2 NM a 350 NM de distancia.

Los transmisores Gee tenían una potencia de radiación de unos 300 KW y utilizaban cuatro bandas de frecuencia entre los 20 y los 85 MHz. A esas frecuencias, el alcance útil se limitaba a unas 150 NM a nivel del mar y 450 NM cuando los aviones volaran a gran altitud.

El Gee comienza a utilizarse en 1941, durante la Segunda Guerra Mundial. En principio, como se ha dicho, estaba previsto que este sistema sirviera de ayuda a la aproximación para los bombarderos que volvieran a sus bases una vez cumplidas sus misiones. Sin embargo, más adelante se pensó que podría proporcionar guiado con suficiente precisión como para realizar las misiones de bombardeo en el continente. De esta forma, se convirtió en uno de los principales sistemas de ayudas a la navegación en el bombardeo de Colonia (Alemania) en mayo de 1942.

Se instalaron varias estaciones en Reino Unido y, a partir de 1944, en otros sitios de Europa, donde se empezó a utilizar masivamente para realizar bombardeos sobre Alemania. En 1948 había cuatro estaciones en Reino Unido, dos en Francia y una en Alemania. Se convirtió en uno de los sistemas de radioayudas más utilizados.

En 1946 se propuso como ayuda estándar para la aviación civil. Más adelante, con el avance de las tecnologías, se diseñó un receptor que mostrara al piloto una lectura más directa y, en 1954 apareció ya un receptor totalmente automático. Fue especialmente importante en el norte de Europa durante la década de 1960.

Finalmente, terminó siendo sustituido por el sistema combinado VOR/DME. La última estación del Gee quedó fuera de servicio en 1970.

2.6.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del Gee

El desarrollo del Gee fue similar al del Consol. Partió de la idea de un sistema de ayudas al aterrizaje y terminó evolucionando hacia un sistema de ayudas a la aproximación. Esto fue así debido a las necesidades de los Aliados en la Segunda Guerra Mundial, donde se requerían sistemas que fueran capaces de acercar a los bombarderos de forma precisa a sus objetivos y llevarlos de vuelta a sus bases.

El sistema de aterrizaje inicial seguía manteniendo la idea seguida por los sistemas de aterrizaje empleados hasta entonces, como el LFR y el Haz de Lorenz, pero aplicando una tecnología diferente. Se seguían estableciendo tres zonas: una línea central coincidente con el eje de la pista y dos zonas a ambos lados de este.

Además, introducía una novedad muy importante respecto a los sistemas anteriores: **sustituía el código de sonidos por imágenes de las señales** para calcular la posición de la aeronave. Esto facilitaría la lectura de los datos.

Sin embargo, tenía **importantes limitaciones a la hora de leer en la pantalla CRT**, ya que las primeras pantallas de este tipo emitían una luz muy tenue, por lo que solo eran visibles en la oscuridad. Durante el día, el piloto debía quedarse a oscuras para ver los resultados, algo impensable, ya que debía estar atento en todo momento al pilotaje de la aeronave, sobre todo en una maniobra tan compleja como el aterrizaje. Por la noche sería más fácil de leer, sin embargo no eran muy frecuentes los vuelos nocturnos.

Probablemente fue debido a estas limitaciones y a la necesidad de centrarse en otros sistemas más urgentes debido al desarrollo de la Segunda Guerra Mundial, por lo que este sistema no recibió un mayor apoyo.

Al igual que el sistema del que evolucionaría, el Gee se diferenciaba de los anteriores sistemas de navegación en la forma en la que el piloto recibía la información: en estos, el piloto debía estar atento a los sonidos de puntos y las rayas recibidos en unos auriculares, mientras que en el sistema de Dippy debía calcularse un retraso entre pulsos en una pantalla. La ventaja del segundo sobre los primeros es que en la pantalla podía congelarse la imagen para realizar una **lectura con mayor precisión**, mientras que la secuencia de sonidos no podía detenerse. Además, la lectura era más rápida.

A pesar de que todos los sistemas estaban sujetos a errores introducidos por la persona que interpretara las lecturas, el Gee, al poder congelarse la imagen, la hacía más fácil de leer y, por tanto, **menos propensa a la introducción de errores**.

El Gee, capaz de situar a una aeronave con una precisión de ± 2 NM, superó la precisión máxima del

Consol (± 10 NM). Aunque actualmente esta **precisión** no es importante, si lo fue en su momento, situándose **por encima de cualquier otro sistema de posicionamiento hasta ese momento**.

Sin embargo, al igual que todos los sistemas de navegación hiperbólicos, **su precisión disminuía a medida que las aeronaves se alejaban de las estaciones de tierra**, ya que el ángulo que formaban las líneas que determinaban su posición era cada vez más pequeño. Así, este sistema terminó siendo sustituido por el sistema de navegación VOR/DME.

La potencia de emisión ha aumentado muchísimo respecto al Consol, siendo unas cien veces superior. Sin embargo, **el alcance del Gee es menor**, lo que haría necesaria una mayor cantidad de estaciones en tierra para lograr una cobertura similar. Además, mientras este emitía a una frecuencia del orden de las centenas de KHz, el Gee lo hacía del orden de las decenas de MHz.

Fue uno de los sistemas de ayudas a la navegación más utilizados por los Aliados durante la Segunda Guerra Mundial debido a que **el usuario no tenía que hacer ninguna transmisión por radio**, lo que era esencial para no ser detectado en territorio enemigo. Además, a causa de lo anterior, el sistema no se saturaba por el uso simultáneo de muchos usuarios.

Todas estas ventajas lo convertirían en un sistema **muy útil como sistema de aproximación a los aeropuertos**.

2.7. DECCA

El sistema DECCA fue un sistema de navegación hiperbólica de baja frecuencia ideado por W. J. O'Brien en los Estados Unidos para medir la velocidad de una aeronave respecto a tierra, por lo que en sus inicios recibió el nombre de Indicador de Posición de Aviación. Inicialmente fue creado como sistema de largo alcance pero, debido a su principio de funcionamiento, se limitó a un sistema de corto alcance.

2.7.1 Principio de funcionamiento y evolución

O'Brien ofreció su sistema tanto al ejército estadounidense como a las autoridades civiles, pero ambos rechazaron la propuesta. Con el comienzo de la Segunda Guerra Mundial y con la intermediación de su amigo H. F. Schwartz, un trabajador de la empresa DECCA Record Company, ofreció su idea al ministerio del aire inglés, pero de nuevo, fue rechazada. Sin embargo, O'Brien y Schwartz, apoyados por la compañía DECCA, empezaron a realizar pruebas en California con un prototipo del sistema, comprobando la exactitud del mismo con ayuda de un coche.

En 1941 el Almirantazgo Inglés buscaba un método de navegación exacta para realizar aterrizajes en Francia. Así empezó a interesarse por el DECCA como sistema de respaldo para el utilizado en ese momento, el Gee, en caso de que se produjera una caída de este. Se realizaron pruebas en los alrededores de Anglesey a mediados de 1942 con los mismos equipos utilizados en California. El éxito de estas pruebas hizo que, a principios de 1943 la empresa DECCA recibiera la orden de producir 27 receptores y las unidades de fase necesarias para los transmisores, para ser entregados a la Royal Navy. Así, la sociedad DECCA empezó a extender su cadena de estaciones por Europa, América y algunas regiones de Asia.

El sistema DECCA estaba basado en señales de radio de onda continua de baja frecuencia en la banda de los 70 a los 130 KHz⁸. Una cadena de estaciones estaba formada por una estación central, llamada Maestra (Master) y dos o tres estaciones Esclavas (Slaves) a una distancia de entre 80 y 110 Km de la estación Maestra. Para determinar la posición de un móvil en el espacio eran necesarias al menos tres estaciones transmisoras, aunque en casi todas las situaciones se disponía de cuatro para evitar ambigüedades. Las estaciones Esclavas se nombraban Roja, Verde y Púrpura. Esta nomenclatura relacionaba la frecuencia utilizada con el espectro de luz visible. Una característica importante de una cadena DECCA es que la estación Maestra quedaba en el centro de un triángulo formado por las tres estaciones Esclavas.

El sistema utilizaba diferentes frecuencias para cada estación transmisora, todas relacionadas armónicamente entre sí. Las cadenas DECCA tenían una frecuencia fundamental en la banda de los 14 KHz

⁸ Banda LF.

que no se transmitía. La estación Maestra transmitía a seis veces esa frecuencia fundamental (84-86 KHz), con una potencia de 2 KW, a través de una antena de unos 300 ft de altura. La Esclava Roja transmitía a ocho veces esa frecuencia (112-115 KHz), la Esclava Verde a nueve veces la frecuencia fundamental (126-129 KHz) y la Esclava Púrpura a cinco veces (70-72 KHz). Puesto que son señales de onda continua, bastaba con espaciadas 150 Hz para que no se produjeran interferencias.

Para crear un patrón hiperbólico entre cada par Maestra-Esclava las estaciones debían estar sincronizadas en frecuencia y en fase. Para ello, las estaciones Esclavas disponían de pequeñas antenas receptoras que captaban la transmisión de la estación Maestra para sincronizar su transmisión.

El receptor multiplicaba cada frecuencia por el múltiplo correspondiente para comparar siempre a la misma frecuencia final (x24 para Maestra-Esclava Roja, x18 para Maestra-Esclava Verde y x30 para Maestra-Esclava Púrpura). Después calculaba las diferencias de fase como si cada estación hubiese emitido a la misma frecuencia. Las diferencias de fase entre las emisiones de la estación Maestra y cada una de las estaciones Esclavas producían un patrón hiperbólico. La posición de un móvil será el punto de intersección entre, al menos, un par de hipérbolas (tres para tener una mayor precisión).

El receptor representaba las líneas de posición como números en un dial conocido como *decómetro*. Al principio, la posición del móvil se obtenía en las cartas de navegación DECCA, donde están representadas las hipérbolas con los colores del par de antenas correspondiente, a partir de las lecturas de los decómetros. Más adelante, a partir de la década de 1980 se utilizaron receptores digitales con microprocesadores que convertían directamente la señal en coordenadas de latitud y longitud.

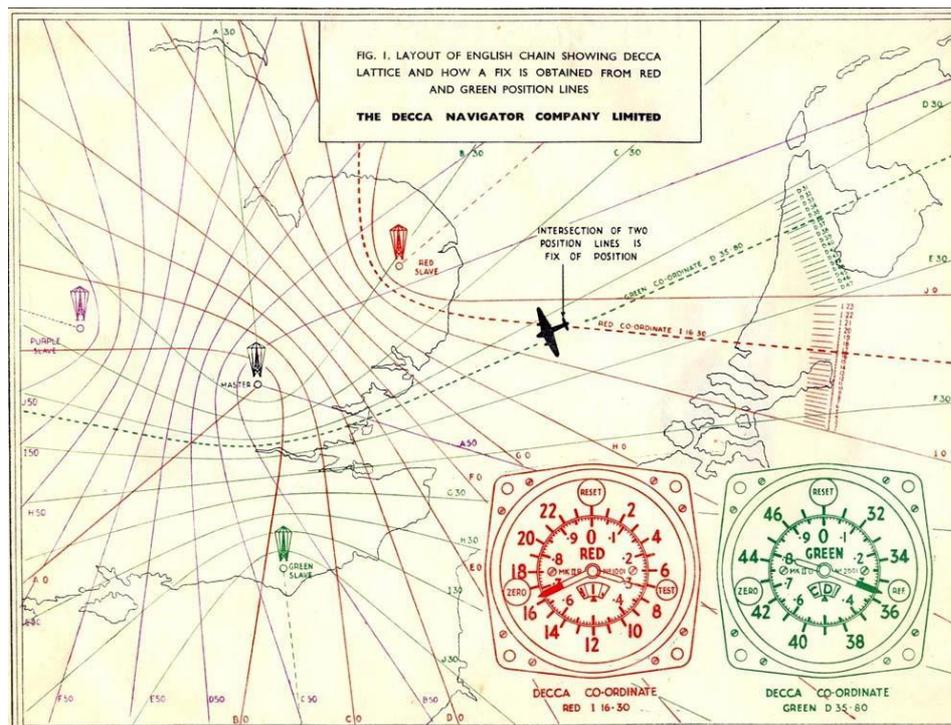


Figura 2.6. Obtención de la posición de una aeronave mediante el sistema DECCA

El alcance del sistema variaba dependiendo de algunos factores. En general, era de unas 1500 NM, pero el alcance efectivo era de solo unas 300 NM, pues a mayor distancia la precisión disminuía mucho. Por la noche el alcance era menor que durante el día debido a la interferencia que producía la ionosfera, que era más activa durante la noche.

La precisión del sistema era teóricamente de ± 0.68 NM a 400 NM de distancia, aunque la precisión práctica era de 1 NM en el 95% de los casos. Debido a su carácter hiperbólico, la precisión era mayor cuanto más cerca estuviera de la línea base. La zona donde la precisión es mayor era aquella donde las líneas DECCA se cortaban lo más perpendicularmente posible.

El DECCA fue muy importante en la Operación Neptuno (Día D) durante la Segunda Guerra Mundial. Se construyeron e instalaron en secreto cuatro estaciones. La empresa DECCA fabricó en muy poco tiempo diecinueve receptores para equiparlos en algunos barcos que iban a participar en la operación. El sistema comenzó a transmitir el 5 de junio de 1944, un día antes del Día D.

El sistema tuvo su apogeo en la navegación aérea con su instalación en líneas en Europa de la compañía British Airways y en algunos aviones y helicópteros privados. Fue muy popular entre los pilotos de helicópteros y de pequeños aviones comerciales para aterrizar en aeródromos donde no había otras ayudas a la navegación. También fue muy utilizado por la RAF (Royal Air Force) británica. Llegó a cubrir casi la totalidad de las rutas aéreas y marítimas.

En los años sesenta la compañía DECCA intentó, de forma considerable, introducir el sistema en la navegación aérea en sustitución del VOR/DME. La propuesta incluía el montaje de una serie de cadenas DECCA en Estados Unidos costeadas por la compañía. El proyecto fracasó por problemas de cobertura y exactitud y por cuestiones económicas.

En un principio, los receptores DECCA no se vendían libremente, sino que se alquilaban a la compañía DECCA. A mediados de los 80, la amplia cobertura del sistema y el bajo coste de los microprocesadores hicieron disminuir el coste de los receptores, haciéndolos asequibles, de forma que estos pudieron adquirirse libremente. Esto hizo que la empresa Racal Electronics, que se había hecho con el sistema, no pudiera mantenerlo debido a la pérdida de los ingresos por el alquiler de los receptores. Desde entonces, el sistema fue financiado por el gobierno y la empresa se encargó de la parte técnica y de mantenimiento.

En 1989 el sistema contaba con 42 cadenas operativas en el mundo con un total de 119 estaciones esclavas. Se estima que solo en Europa tuviera unos 200.000 usuarios. Muchas instalaciones fueron totalmente automatizadas en 1994, reduciendo el personal necesario para su mantenimiento y reduciendo los costes operativos un 40%.

Finalmente, el sistema fue abandonado debido a la aparición de mejores sistemas. LORAN-C, aún con sus propios problemas, conseguía alcances mayores. Más tarde, la precisión y cobertura del GPS superó al resto de sistemas.

2.7.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del DECCA

En sus inicios, el sistema DECCA tuvo que convivir con otro sistema de navegación hiperbólico, el Gee, que ya estaba muy extendido. Se complementaron muy bien durante la Operación Neptuno en la Segunda Guerra Mundial. Ambos sistemas, el DECCA y el Gee, tenían principios de funcionamiento similares, sin embargo el primero era mucho más exacto y más fácil de interpretar ya que proporcionaba el resultado de forma más clara y sencilla que las pantallas de rayos catódicos del Gee.

A pesar de fracasar frente al Gee y al sistema combinado VOR/DME, el DECCA los superaba a ambos en precisión. Además, este último permitía la navegación libre entre dos puntos de paso, sin verse restringido a navegar por aerovías definidas por los radiales emitidos por el VOR. El motivo por el que este sistema no triunfara probablemente se debiera a que llegó tarde a competir con los anteriores. Cuando estuvo listo para entrar en funcionamiento, el Gee ya estaba asentado y dando buenos resultados y, cuando se pensó como sistema de ayudas a la navegación global, el VOR/DME ya se le había adelantado, además que, si bien no en precisión, tenía algunas ventajas sobre el DECCA.

Por otra parte, en la mayoría de los sistemas de radionavegación, las estaciones terrestres pertenecen a los gobiernos y los equipos de a bordo a los propietarios de las aeronaves. El DECCA fue una excepción, ya que muchas de sus cadenas pertenecían a la compañía inglesa DECCA Navigator que, como hemos visto, alquilaba los receptores a los usuarios. El hecho de que durante estos primeros años fuera el **único sistema de desarrollo civil** en un mercado lleno de sistemas militares en los que los gobiernos habían invertido dinero, constituía una desventaja importante a la hora de apostar por él.

Con el DECCA nuevamente se produce un **avance en la forma de presentar los resultados** al piloto (o al navegante). Si el LFR y el Consol se servían de patrones sonoros y el Gee de la imagen de las señales, el DECCA proporcionaba directamente un dato, calculado por el equipo receptor, en un indicador especial (decómetro). Al igual que en los sistemas anteriores, el resultado debía que trasladarlo a unas cartas especiales para hallar la posición en la que se encontraba la aeronave. Este sistema reducía muchísimo el tiempo que se

tarda en obtener la posición, por lo que en este sentido conseguía superar a sus competidores.

Hasta ahora, conforme veíamos aparecer nuevos sistemas de navegación, estos iban aumentando la **frecuencia de transmisión**. Sin embargo, en el DECCA se invierte esta tendencia. Este sistema utiliza frecuencias del orden de las empleadas por el Consol, incluso menores.

El **alcance efectivo** del DECCA es **menor** que el del Consol o el Gee pero, en cambio, tiene una **mayor precisión**. Vemos como en apenas unos años hemos pasado de un sistema con una precisión de ± 10 NM (Consol) a uno con una precisión de ± 1 NM, lo que nos indica el desarrollo tan importante que tuvo lugar durante este periodo en los sistemas de navegación aérea. Además, a pesar de tener menor alcance, este seguía siendo muy adecuado para un **sistema de ayudas a la navegación de corto alcance**. Si el Gee era un buen **sistema de ayudas a la aproximación**, el DECCA lo fue aún más.

El sistema DECCA estuvo muy bien considerado, además de por su gran precisión y su adecuado alcance, debido a su manejo sencillo, que permitía una lectura rápida de la información y a la simplicidad de los instrumentos de a bordo. Además, suministraba información al sistema de vuelo automático y permitía registrar la ruta seguida por medio de un trazador de ruta.

Sin embargo, también tenía algunos inconvenientes. El más importante de ellos es que **no daba información de rumbo**. Esto era un hándicap importante, ya que no se le proporcionaba al piloto la dirección a la que estaba la estación y, por tanto, a la que debía volar. Por ello, **no podía utilizarse como sistema en el que apoyar una red de aerovías**.

Además, a pesar de su sencillez, se requerían a bordo mapas especiales, así como un receptor especial y un instrumento indicador y necesitaba cuatro canales de frecuencia para cada estación.

Por otro lado, la estática de la lluvia o de la atmósfera podía eliminar las señales totalmente o dar lugar a lecturas incorrectas. Lo que lo convertía en un sistema **poco fiable en determinadas condiciones atmosféricas**.

2.8. LORAN

El LORAN se desarrolló durante la Segunda Guerra Mundial con la intención de producir un sistema hiperbólico de largo alcance que se viera afectado por las perturbaciones de las ondas ionosféricas, típica de los sistemas hiperbólicos de onda continua como el DECCA.

2.8.1 Principio de funcionamiento y evolución

En una reunión del 1 de octubre de 1940 del Comité Técnico del Ejército de los EEUU, Alfred Loomis, presidente del Comité de Microondas, propuso la construcción de un sistema de navegación hiperbólica para el guiado de aeronaves. Los primeros sistemas operaron en torno a los 30 MHz, pero más tarde se realizaron experimentos con diferentes equipos que podían ser sintonizados de 3 a 8 MHz. A menores frecuencias se descubrió que el sistema era mucho más estable.

Poco después, se tuvo conocimiento del sistema Gee, que estaba siendo desarrollado por Reino Unido. EEUU envió un equipo a Gran Bretaña para estudiar dicho sistema. Al hacerlo, se dieron cuenta de que el sistema que estaban diseñando era casi idéntico al británico en concepto y rendimiento, pero este ya casi había completado su fase de desarrollo y se iba a proceder a su producción. Por ello, se decidió abandonar el desarrollo de un nuevo sistema y empezar a utilizar el Gee en sus propias aeronaves.

El proyecto norteamericano inicial fue modificado para desarrollar un sistema de largo alcance. En este caso, no era necesaria la alta precisión del sistema GEE, lo que reducía en gran medida los problemas de temporización. Este cambio también llevó al uso de frecuencias de transmisión más bajas, que podrían reflejarse en la ionosfera por la noche y, por lo tanto, aumentar su alcance. Se eligieron dos frecuencias: 1.95 MHz para uso nocturno y 7.5 MHz para su uso diario.

A mediados de 1942, Robert J. Dippy, principal desarrollador del sistema Gee, viajó a EEUU durante ocho meses para colaborar en el desarrollo del LORAN. Al principio, fue impulsado por la Marina de los EEUU, pero cuando Dippy habló de que era posible una versión aerotransportada, la Fuerza Aérea también mostró interés. Dippy propuso que los receptores LORAN fuesen físicamente similares a los del Gee, de forma que

podrían ser intercambiados por estos sin más que cambiar la unidad receptora. De esta manera, los aviones americanos y británicos tendrían disponibles ambos sistemas en los lugares en los que cada uno de ellos tuviera cobertura. Así nació *LORAN (Long Range Navigation)*, un sistema de navegación hiperbólica desarrollado por Estados Unidos durante la Segunda Guerra Mundial.

El sistema consistía en una serie de pares de estaciones de transmisión sincronizadas en la emisión de impulsos radioeléctricos a intervalos regulares. Las estaciones estaban situadas en los focos de cada familia de hipérbolas. Cada par de estaciones sincronizado estaba compuesto por una estación Maestra (Master) y una Esclava (Slave). La línea recta que las unía a ambas se denominaba Línea Base y la perpendicular trazada por el punto medio de la Línea Base se llamaba Línea Central.

El equipo de a bordo consistía en un receptor que captaba las señales emitidas por las estaciones y las mostraba en un osciloscopio, donde se apreciaba una serie de picos. Mediante la medición de la distancia entre estos picos, se calculaba la diferencia de tiempos, en microsegundos, entre la llegada de las señales procedentes del par de estaciones sincronizado. Este dato se utilizaba para determinar en la carta LORAN la hipérbola en la que la aeronave estaba situada.

Para hallar una posición, el receptor tomaba dos mediciones de dos pares de estaciones distintas. Las intersecciones de los dos conjuntos de curvas dan lugar, por norma general, a dos ubicaciones posibles. Mediante otro tipo de navegación, por ejemplo la navegación a estima, puede eliminarse una de estas ubicaciones y obtener la correcta.

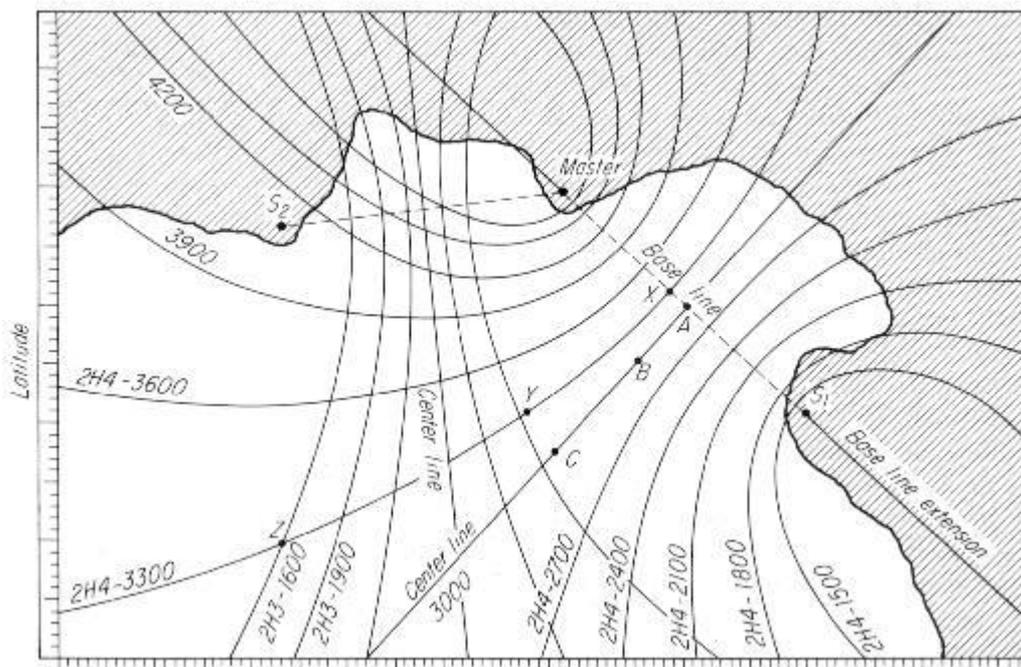


Figura 2.7. Curvas proporcionadas por el sistema para el posicionamiento de una aeronave

Las estaciones LORAN fueron construidas de dos en dos, una estación maestra y una esclava, separadas entre sí unas 600 millas (970 km). Cada par de estaciones transmitía en una de las cuatro frecuencias que tenía el sistema: 1.75, 1.85, 1.9 o 1.95 MHz. Puesto que en algunos lugares podían recibirse transmisiones de tres estaciones a la vez, se hicieron necesarios medios de identificación de los pares. LORAN adoptó el uso de la variación de la frecuencia de repetición de pulsos (PRF), con cada estación transmitiendo 40, 33.3 o 25 pulsos por segundo.

La nomenclatura de las estaciones LORAN estaba formada por tres partes: un número que indicaba la banda de frecuencias, 1=1.75 MHz, 2=1.85 MHz, 3= 1.9 MHz y 4=1.95 MHz; una letra que indicaba la frecuencia de repetición de pulsos, L=baja, M=media, H=alta; seguidos de un número que las identifica dentro de la cadena.

La unidad receptora original a bordo era la unidad AN/APN-4 de 1943. Físicamente era idéntica a la del Gee de Reino Unido, por lo que ambas podían ser intercambiadas fácilmente. La unidad principal, además de la pantalla, también contenía la mayoría de los controles. Su funcionamiento consistía en la selección de una de las nueve estaciones marcando de 0 a 8 y el establecimiento de diferentes velocidades de barrido. Entonces, el operador utilizaba los controles para variar la intensidad de la señal recibida y permitir una mejor visualización.

Durante el día, la señal se propagaba adaptándose a la curvatura de la Tierra (propagación por onda de tierra o de superficie) haciendo que el alcance del LORAN fuera de entre 500 y 700 NM, con una precisión de ± 1.6 NM. Por la noche, sin embargo, gracias a la reflexión ionosférica podía extenderse hasta las 1200-1400 NM, con una precisión de 1.8 NM aproximadamente.

En poco tiempo, el sistema LORAN estuvo listo para su despliegue. La primera cadena empezó a emitir en junio de 1942 en Montauk, Nueva York y Newfoundland, Bonavista. Después aumentó con dos estaciones más. La instalación de estaciones adicionales en todo el territorio estadounidense y la costa este de Canadá se inició en octubre y el sistema entró en funcionamiento a principios de 1943. A finales de ese año ya se habían instalado nuevas estaciones en Groenlandia, Islandia, las Islas Feroe y las Hébridas, que ofrecían cobertura continua a lo largo del Atlántico Norte.

Al finalizar la Segunda Guerra Mundial había instaladas 72 estaciones LORAN con más de 75000 receptores en uso. Tras la guerra, se añadieron más cadenas LORAN en el Pacífico. Con el inicio de la Guerra de Vietnam, se instalaron nuevas estaciones en Japón y en Corea. También se instalaron estaciones en China antes de la Revolución Comunista y estas estaciones se mantuvieron hasta la década de 1990. Hubo una gran expansión final en Portugal y en las Islas Azores en 1965, ofreciendo cobertura adicional en el Atlántico.

Una vez el sistema estuvo asentado, se desarrollaron a partir de este, distintos transmisores. La Marina de los EEUU comenzó el desarrollo del LORAN-B, que iba a tener una precisión de unas decenas de metros, pero se encontró con problemas tecnológicos para llevarlo a la práctica. Por su parte, la Fuerza Aérea de EEUU desarrolló el LORAN-C o CYTAC, una versión perfeccionada del LORAN que tenía un mayor alcance que este y una precisión del orden de las centenas de metros. El LORAN-C entró en funcionamiento en 1957. En ese momento, el LORAN original fue conocido como LORAN-A. La Guardia Costera de EEUU se hizo cargo de ambos sistemas en 1958.

El LORAN-C se extendió al uso civil en 1974. A finales de 1970 empezaron a desmontarse las instalaciones del LORAN-A y en 1985 la mayoría ya no estaban en servicio. Sin embargo, aún se mantuvieron algunas cadenas en Asia hasta el año 2000.

Con la aparición del GPS y el aumento de su precisión, la Guardia Costera de los EEUU anunció el desmantelamiento del sistema LORAN-C. La señal de este sistema se dio por terminada oficialmente el 8 de febrero del 2010, sin embargo, aún puede utilizarse en aviones y barcos recreativos.

2.8.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del LORAN

El LORAN era similar al Gee de Reino Unido, pero operaba a **frecuencias más bajas** con el fin de proporcionar un **alcance mayor** que este. En su forma original era un sistema cuya implantación era muy cara, ya que requería una pantalla de tubo de rayos catódicos (CRT). Esto limitó su uso al ejército y a las grandes compañías.

Su precisión dependía de la precisión con la que pudieran medirse los tiempos de transmisión de las señales, por lo que variaba según el operador. Además, los sistemas de **baja frecuencia** como el LORAN tienen **menos precisión** que los de mayor frecuencia, como el Gee o el DECCA, pero en ese rango de frecuencias se consigue un mayor alcance.

La precisión también dependía de la distancia entre la aeronave y la estación. A distancias cortas, las líneas hiperbólicas se cruzaban en ángulos cercanos a los 90°, sin embargo, este ángulo iba disminuyendo de forma constante a medida que nos alejábamos de las estaciones. Esto hace que la precisión disminuya conforme el ángulo se va haciendo más pequeño. Así, en todos los sistemas de navegación hiperbólica, **la precisión disminuía con el alcance**. Además, debido a la cantidad de señales recibidas, la precisión en la medida dependía en gran parte de la pericia del operador.

Como hemos visto anteriormente, tiene la ventaja de ser visual respecto a otros sistemas cuyos datos se

obtienen a partir de audio. Aunque el LORAN utilizaba la misma pantalla que el Gee (representación de las señales recibidas en dos trazas), **las señales eran mucho más complejas de medir** que las de este último, en el que se podía hacer una medición directa. Los tiempos de medición con el LORAN eran del orden de tres a cinco minutos. Como consecuencia de esto, las lecturas no podía efectuarlas directamente el piloto. Es el sistema en el que se tarda más en obtener una posición de todos los vistos hasta ahora. Por ello, el navegador debía tener en cuenta el movimiento del vehículo durante ese tiempo.

El uso del LORAN durante la Segunda Guerra Mundial supuso una baza muy importante para los Aliados en la Guerra del Pacífico. En primer lugar, su gran alcance permitió superar las enormes distancias y la falta de referencias útiles para la navegación en el Océano Pacífico. En segundo lugar, su precisión permitió a los aviones reducir la cantidad de combustible adicional que, de otra forma, tenían que llevar para asegurarse encontrar su base después de una misión larga. Esto permitió equipar a los aviones con una mayor cantidad de bombas, lo que les daba mayor potencia de fuego concediéndoles más recursos para lograr su objetivo.

Era **prácticamente independiente de las condiciones meteorológicas y de la altitud de la aeronave**. Además, puede ser utilizado por un número ilimitado de usuarios al mismo tiempo. Por el contrario, los errores del sistema se debían principalmente a **problemas en la propagación causados por la curvatura de la Tierra** y la orografía del terreno.

Al principio, era un **equipo difícil de adaptar** a calculadores y al piloto automático. Necesitaba un receptor especial, además de un indicador y cartas especiales a bordo. Para obtener una posición son necesarias varias estaciones, las cuales requieren un excesivo mantenimiento, lo que hace del LORAN un **sistema caro**, al alcance solo de los gobiernos.

Esto se fue revirtiendo con el tiempo. Los avances en la electrónica fueron mejorando el LORAN-A, mientras que los precios iban cayendo. A principios de 1970 estas unidades eran muy comunes, aunque seguían siendo caras en comparación con otros sistemas. Sin embargo, la mejora de la electrónica durante este periodo fue tan rápida que en unos pocos años, las unidades de LORAN-C estuvieron disponibles a un coste y tamaños similares. Además, finalmente se hicieron más fáciles de adaptar. Los últimos equipos LORAN ya incluían su propio calculador de navegación y eran compatibles con el resto de la aviónica, ocupando un espacio muy reducido.

A pesar del gran aumento de la precisión y la facilidad de uso del LORAN-C, el LORAN-A mantuvo su uso generalizado. Esto se debió en gran medida a dos factores importantes. En primer lugar, la electrónica necesaria para leer el LORAN-C en ese momento era muy compleja, físicamente muy grande, frágil y cara. Por otro lado, puesto que los barcos y aeronaves militares sustituyeron los receptores de LORAN-A por los nuevos LORAN-C, los primeros fueron adquiridos por empresas civiles, por lo que el sistema inicial siguió siendo muy utilizado.

Sin embargo, el sistema LORAN tuvo importantes inconvenientes que lo hizo ser superado como sistema de navegación global por otro sistema más moderno, como el GPS.

Por otra parte, el hecho de que las instalaciones de transmisión solo podían ser instaladas en tierra y esta, representa una parte muy pequeña del planeta, **el sistema no podía ofrecer cobertura global**; solo alcanzaba el 5%.

A pesar de que su uso estuvo muy generalizado **como sistema de navegación aérea, no fue muy eficaz**, pues solo proporcionaba datos de latitud y longitud, no de altitud. A pesar de ello, fue muy utilizado para la aviación, pero donde destacó principalmente fue en la navegación marítima.

Para concluir esta primera parte es interesante ver en un gráfico una comparativa del alcance y la precisión de los distintos sistemas de navegación vistos hasta ahora. Por supuesto, a la hora de decantarse por uno u otro sistema, había otros muchos factores que influían en la decisión: su uso, su sencillez, posibles interferencias por las que se podría ver afectada la señal... Pero las dos características más importantes son el error cometido a la hora de situar a una aeronave en el espacio aéreo y el alcance del sistema que, en definitiva repercute en el coste económico de la instalación, ya que a mayor alcance, serán necesarias menos estaciones.

Así, en la figura 2.8 podemos ver la evolución en este sentido de los sistemas de navegación hiperbólicos en este periodo. Todos ellos aparecieron en un intervalo de tiempo muy cercano pero, como hemos visto sobre todo en los tres últimos, se han influenciado unos a otros en su desarrollo.

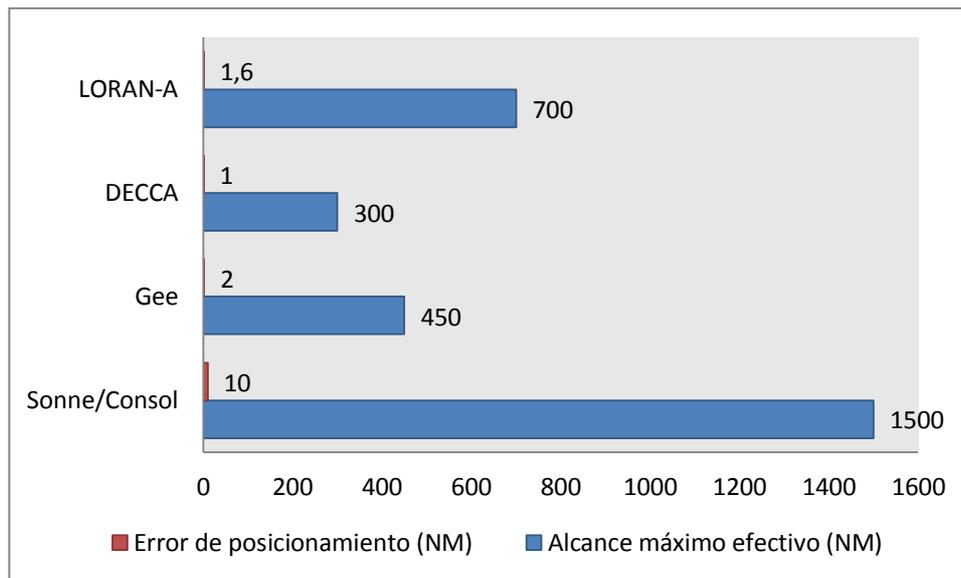


Figura 2.8. Alcance y precisión de los primeros sistemas de navegación

Comenzamos con un sistema desarrollado en Alemania como el Sonne/Consol que tenía un gran alcance pero, por el contrario, el error cometido en el posicionamiento de las aeronaves era muy grande. Poco después, los Aliados pusieron en funcionamiento el Gee, cuyo alcance efectivo era mucho menor, pero en cambio tenía una precisión mucho mayor que el Sonne/Consol. Con el DECCA, se consiguió aumentar aún más la precisión, pero a costa de perder algo de alcance. Finalmente, el LORAN fue un sistema de navegación de largo alcance con una precisión algo menor que el anterior.

Es importante reseñar que los sistemas de largo alcance como el Sonne/Consol y el LORAN, por sus características de funcionamiento, no podían ser utilizados como ayuda para la aproximación a los aeropuertos, sin embargo, tanto el Gee como el DECCA, además de para la navegación en ruta de corto alcance, también cumplían este cometido.

3 ANÁLISIS Y EVOLUCIÓN DE LOS SISTEMAS DE AYUDAS A LA APROXIMACIÓN Y ATERRIZAJE EN LA ACTUALIDAD

Paralelamente a los sistemas de ayudas a la aproximación y aterrizaje que se utilizaron durante la primera mitad (y en algunos casos parte de la segunda mitad) del siglo XX se desarrollaron otros sistemas que son utilizados en la actualidad y que cambiaron la forma que tenían las aeronaves de sobrevolar el espacio aéreo. Esto condujo a rutas más eficientes, en las que se intentaba minimizar el tiempo de vuelo, así como el consumo de combustible en las aeronaves.

Actualmente, la gran mayoría de vuelos requiere la presentación ante las autoridades pertinentes de un plan de vuelo (FPL). El plan de vuelo es un documento que contiene información sobre la aeronave, la operación de vuelo, los equipos de emergencia y el piloto al mando. Este documento es necesario para poder controlar todo el espacio aéreo y para que a las aeronaves se les suministren servicios de tráfico aéreo (Air Traffic Services, ATS), que consisten en servicios de información de vuelo, alerta, asesoramiento de tráfico aéreo y control de tráfico aéreo.

Se realiza una gestión de ruta para evitar colisiones y optimizar los parámetros de vuelo. Esta se divide en dos segmentos, el segmento de vuelo y el segmento de tierra. El segmento de vuelo coordina su plan de vuelo con las indicaciones del Control de Tráfico Aéreo (ATC, Air Traffic Control) y con las indicaciones del sistema de navegación. El segmento de tierra coordina todos los planes de vuelo de todos los vuelos.

El vuelo entre un aeropuerto de salida y uno de destino está dividido en cuatro partes, cada una de las cuales recibe los servicios ATS (control de área, control de aproximación y control de aeródromo) de distintas dependencias:

1. Procedimiento de salida (SID).
2. En ruta.
3. Procedimiento de llegada (STAR).
4. Procedimiento de aproximación (IAP).

Procedimiento de salida (SID)

Consiste en la fase inicial del vuelo. Comienza en el instante en el que la aeronave empieza la carrera de despegue y adquiere una velocidad de sustentación para ascender. Continúa ascendiendo hasta una altitud de crucero siguiendo una ruta de salida que termina en un punto en el que conecta con una aerovía principal. Durante este procedimiento las aeronaves reciben el servicio de control de aeródromo de una torre de control (Aerodrome control Tower, TWR).

En ruta

Una vez que se alcanza una aerovía principal, la aeronave continúa siguiendo una ruta establecida que cruza varios espacios aéreos. Una aerovía es una franja del espacio aéreo por los que vuelan las aeronaves durante la

mayor parte de la ruta. Tienen una anchura de entre 5 y 10 millas, con un límite superior y uno inferior. Pueden tener uno o dos sentidos. Empiezan y terminan en un VOR, por lo que la forma de navegar será dirigirse de un VOR a otro. En función del nivel de vuelo de la aeronave (Flight Level, FL) pueden ser de nivel inferior o de nivel superior.

La aeronave también puede volar siguiendo un método conocido como Navegación de Área (RNAV), que permite a la aeronave volar siguiendo cualquier curso deseado, no siempre siguiendo una aerovía, dentro de la cobertura de las señales de las radioayudas de referencia o dentro de los límites de capacidad de un sistema de a bordo, o una combinación de las dos.

El vuelo de una aeronave sobre las aerovías está controlado por un centro de control de área (Area Control Center, ACC), que les proporciona servicios de control de área.

Procedimiento de llegada (STAR)

Es la fase de la ruta previa a la aproximación. Desde el último punto de la ruta, la aeronave comienza a descender siguiendo un procedimiento predefinido que la lleva hasta las proximidades del aeropuerto de destino. Termina en un punto llamado IAF (Initial Approach Fix), en el que intercepta la señal de la radioayuda de aterrizaje. Este procedimiento está controlado bien por una torre de control de aeródromo o bien por un ACC cuando sea necesario combinar bajo la responsabilidad de una dependencia las funciones del servicio de control de aproximación con las del servicio de control de aeródromo o el servicio de control de área.

Procedimiento de aproximación (IAP)

Consiste en la parte final de la ruta. Comienza en el IAF y dirige a una aeronave hasta la pista de aterrizaje. Se realiza un procedimiento en el que la aeronave se alinea con la pista siguiendo las indicaciones de la radioayuda de aterrizaje. Termina cuando la aeronave está a distancia visual de la cabecera de la pista, momento en el que el piloto comienza el aterrizaje. Está dividido en cuatro tramos: aproximación inicial, aproximación intermedia, aproximación final y aproximación frustrada. Los tramos de aproximación empiezan y terminan en puntos de referencias predefinidos. Durante este procedimiento la aeronave recibe servicios de control de aeródromo de una torre de control de aeródromo.

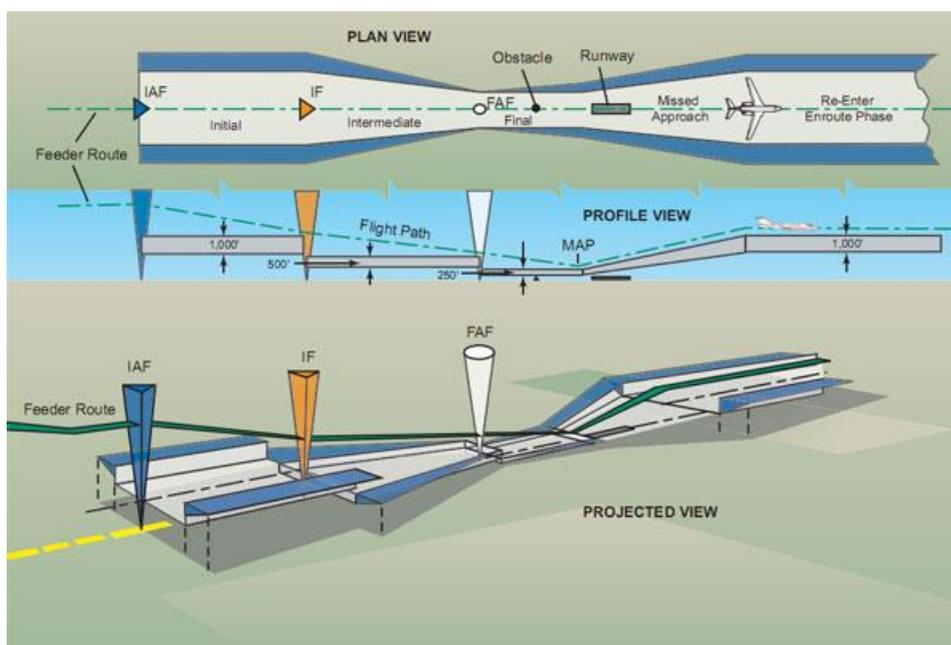


Figura 3.1 Procedimiento de aproximación (IAP).

Aproximación inicial

El tramo de aproximación inicial comienza en el punto de referencia de aproximación inicial (IAF) y termina en el punto de referencia de aproximación intermedia (IF). En este tramo, la aeronave ha salido del vuelo en ruta y comienza a maniobrar para entrar en el tramo de aproximación intermedia. La aproximación inicial puede realizarse siguiendo un radial de algún VOR o una marcación NDB o una combinación de ambos. Los procedimientos de inversión y de hipódromo y los descensos a circuitos de espera se consideran dentro de este tramo.

El procedimiento de espera es una maniobra predeterminada que mantiene a la aeronave dentro de un espacio aéreo especificado hasta que recibe el permiso para aterrizar.

Aproximación intermedia

Es la parte de un procedimiento de aproximación por instrumentos que tiene lugar entre el punto de referencia de aproximación intermedia y el punto de referencia de aproximación final, o entre el final de un procedimiento de inversión, de hipódromo o de navegación a estima y el punto de referencia de aproximación final.

En este tramo debe ajustarse la velocidad y la configuración para iniciar la aproximación final. Se deben efectuar las correcciones de tiempo solamente por viento, no por cambio de velocidad.

Aproximación final

Es la parte del procedimiento de aproximación por instrumentos que comienza en el punto de referencia de aproximación final y termina en el punto de aproximación frustrada (MAPt). El punto de referencia de aproximación final (FAF) no siempre es un punto fijo. En general, está situado en el punto en el que la aeronave se encuentre en una de las siguientes situaciones:

- a) Ha completado el último viraje reglamentario.
- b) Ha sobrevolado una posición preestablecida.
- c) Ha interceptado la última trayectoria especificada para el procedimiento.

Cuando empieza la fase de aproximación final se baja el tren de aterrizaje y se ajustan los flaps en función de la longitud de la pista, el viento, etc. Al mismo tiempo se ajusta la potencia del motor y se mantiene la altura para que la velocidad descienda hasta su valor de aproximación final. En este momento se inicia el descenso.

Esta fase termina cuando:

- La aeronave puede aterrizar.
- Comienza el procedimiento de aproximación frustrada.

Aproximación frustrada

Este procedimiento se divide en tres fases: inicial, intermedia y final. Comienza en el punto de aproximación frustrada (MAPt), que puede ser:

- a) El punto de intersección de una trayectoria de planeo electrónica con la altitud de decisión (DA) aplicable.
- b) Una instalación de navegación.
- c) Un punto de referencia.
- d) Una distancia especificada a partir del punto de referencia de aproximación final (FAF).

En todos los procedimientos de aproximación por instrumentos se establece un procedimiento de aproximación frustrada, en el que están indicados los puntos de inicio y final del procedimiento.

El procedimiento termina a una altitud suficiente que permita:

- a) Iniciar otra aproximación.
- b) Regresar a un circuito de espera designado.
- c) Reanudar el vuelo en ruta.

3.1 El Radar

El radar (Radio Detection and Ranging) es capaz de detectar objetos y la distancia a la que estos se encuentran mediante ondas de radio. Es utilizado principalmente por el ATC para dirigir a las aeronaves tanto en ruta como en las proximidades de los aeropuertos. Además, también proporciona un sistema de aproximación de precisión para el aterrizaje de las aeronaves en condiciones de baja visibilidad.

Hay muchos tipos de radar según el empleo que se haga de esta tecnología. En este trabajo se hablarán de los tipos de radar que se utilizan para el guiado de la navegación, tanto en ruta, como en aproximación y aterrizaje.

3.1.1 Principio de funcionamiento y evolución

En 1887 el físico Heinrich Hertz demostró la capacidad de reflexión de las ondas electromagnéticas. Más tarde, en 1922, Marconi, encontró una forma de aprovechar esta propiedad, estudiando la posibilidad de localizar objetos, sentando así las bases del radar. Esta idea se desarrolló de forma simultánea en Reino Unido y en Estados Unidos para la detección de barcos y aviones.

El modelo del radar actual fue creado por el físico escocés Robert Watson-Watt. Su idea inicial era la de proteger a las aeronaves frente a tormentas y otras turbulencias. En 1935 había desarrollado un sistema capaz de detectar aeronaves a 65 km de distancia. Sin embargo, cuando esto llegó a conocimiento de la Fuerza Aérea Británica (RAF, Royal Air Force), terminó desarrollando esta tecnología para fines bélicos.⁹

El radar se basa en el principio de reflexión de las ondas de radio en cuerpos sólidos: Se transmite en una determinada dirección un impulso corto de radiofrecuencia que puede durar entre uno y varios microsegundos. Cuando este impulso se encuentra en su camino con un objeto, algunas de las ondas emitidas son reflejadas y retornan al punto de transmisión, donde son captadas por un receptor y reciben el nombre de *eco*. Para que haya reflexión basta con que la onda se encuentre en su camino un objeto de impedancia distinta a la del medio.

La distancia entre la antena y el blanco es proporcional al tiempo que tarda la onda de radiofrecuencia en ir hasta el blanco y regresar a la antena. Sabiendo que la velocidad de una onda electromagnética es similar a la de la luz, basta cronometrar dicho tiempo para obtener la distancia blanco-antena. Además, el radar detecta la dirección de recepción de la señal emitida respecto a la antena a partir de las propiedades de directividad de la antena receptora. Así, conocido el ángulo y la distancia a la que está el blanco, se conoce su posición.

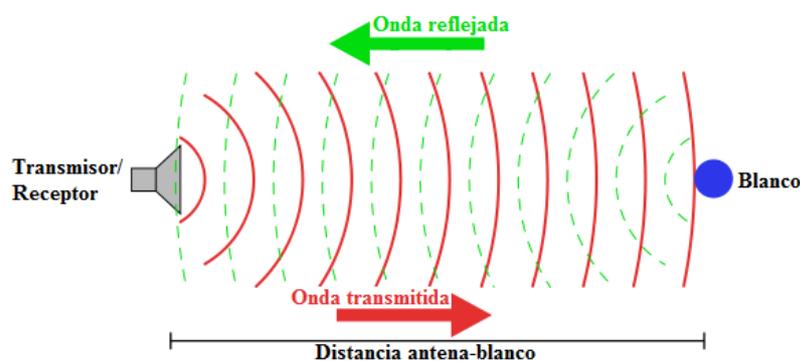


Figura 3.2. Reflexión de las ondas del radar

⁹ Descubrimientos: Innovación y Tecnología siglos XX y XXI. José Manuel Sánchez Ron. CSIC, 2010.

Una firma es un patrón distintivo en la solución de la posición del blanco. Ese patrón proviene de ecos de diferentes partes del blanco. Así, la energía reflejada devuelta hacia la antena será máxima en las partes del blanco cuya superficie es perpendicular a la dirección de propagación.

La forma de representar el retorno de la señal es en una pantalla de rayos catódicos denominada PPI. En esta pantalla el objeto que refleja las ondas electromagnéticas aparece como una mancha luminosa. Su intensidad dependerá de la potencia del eco recibido. Un dispositivo en la pantalla genera un mapa del espacio aéreo o del aeropuerto y lo representa en la pantalla del radar. Así, el controlador de radar puede tener una imagen de distintos elementos tales como la senda de planeo, la prolongación de la pista de aterrizaje, los tramos de aerovías de su zona, etc., que le sirven de referencia para conocer la situación real del blanco.



Figura 3.3. Imagen radar ATC

Si dos aeronaves vuelan muy próximas, los ecos de ambas pueden confundirse, produciéndose un solape. Que esto ocurra dependerá de la resolución radial del radar. Esta viene determinada por la longitud del pulso emitido, de forma que dos blancos serán resueltos si sus ecos están separados por una distancia mayor que la longitud del pulso.

Es importante tener en cuenta a la hora de interpretar la imagen que en la pantalla, además de los blancos aeronáuticos, se reciben también ecos procedentes del terreno (blancos terrestres) y ecos procedentes de fenómenos meteorológicos (blancos meteorológicos). Estos pueden anularse gracias a un dispositivo que hace que se cancelen sus ecos cambiando el sentido de la polarización.

Por otro lado, hay que distinguir los blancos móviles de los fijos. Para ello se analiza el retardo de fase entre la emisión y la recepción del eco. Si el retardo es constante, el blanco es fijo y se cancela la respuesta. Si varía, significa que la posición cambia, por lo que se clasifica el blanco como móvil y no se cancela.

Durante la Segunda Guerra Mundial, este sistema experimentó un importante desarrollo, consiguiéndose equipos que median con gran precisión la dirección y la distancia a un objeto. Durante el conflicto surge el problema de conocer la identidad del blanco, lo que llevó al desarrollo del sistema IFF (Identification Friend or Foe). Esto supuso el desarrollo del transpondedor a bordo de las aeronaves y su empleo en el Radar de Vigilancia Secundario, complementario al radar primario y que proporciona datos sobre las aeronaves cercanas.

Una de las aplicaciones del radar fue el radar meteorológico, para evitar fenómenos meteorológicos adversos como tormentas, turbulencias, granizo, etc. Con el paso del tiempo se fueron desarrollando otros sistemas más avanzados, llegando al sistema anticolidión TCAS.

El empleo del radar tal y como ha sido descrito hasta ahora se conoce como *radar primario* (*Primary Surveillance Radar, PSR*). Los servicios de tránsito aéreo ATC lo emplean para obtener información de la situación del tráfico aéreo tanto en ruta como en control de aproximación. De esta forma, les permite conocer las posiciones relativas de los blancos, detectar riesgos de colisión y agilizar el tránsito aéreo. Además, también es capaz de detectar zonas montañosas y tormentas. El radar primario emite con una potencia de unos 25 KW. Tiene un alcance de 100 NM y una resolución de entre 2° y 4° .

Sin embargo, hay otras formas de emplear este sistema que tienen usos diferentes. Las más importantes, además del radar primario (PSR), son el radar secundario (SSR), el radar de precisión en la aproximación (PAR, Precisión Approach Radar) y el radar de vigilancia del aeropuerto (ASR, Airport Surveillance Radar).

3.1.1.1 El Radar de Vigilancia Secundario (SSR)

El *radar secundario* (*SSR, Secondary Surveillance Radar*) es ahora mismo el sistema más importante y de uso más extendido en la función de vigilancia. La diferencia principal con el radar primario radica en que el radar secundario es un sistema activo, es decir, no utiliza el eco reflejado por el blanco, sino que el propio blanco, al recibir la interrogación del equipo de tierra, la amplifica y genera una respuesta. Dicha respuesta es generada por un transpondedor instalado a bordo de la aeronave. Al principio solo proporcionaba identificación (Modos A y B). Más adelante fue obligatorio el Modo C, en el que, además de identificación, también se informaba de la altitud de vuelo. En la actualidad, las aeronaves comerciales utilizan el Modo S que además de lo anteriormente mencionado, también informa de la dirección que llevan respecto a la estación radar.

El equipo de tierra del radar secundario consta de una unidad interrogadora, una antena que barre el espacio aéreo simultáneamente con la del radar primario y un decodificador. Genera interrogaciones a una frecuencia de $1.030 \pm 0,2$ MHz que se codifican mediante la separación de pulsos (entre $3 \mu\text{s}$ y $25 \mu\text{s}$). Según sea esta separación se le indica al equipo de a bordo el tipo de información que debe proporcionar.

El equipo de a bordo del radar secundario consiste en un transpondedor que genera una respuesta mediante impulsos a una frecuencia de $1.090 \pm 3,0$ MHz. La información contenida en esta respuesta puede ser: azimut, distancia, altitud, velocidad de la aeronave, código de identificación (incluido el nombre de la compañía y el número de vuelo) o situaciones de emergencia (fallos, secuestros, etc.).



Figura 3.4. Radar de Vigilancia Secundario

3.1.1.2 El Radar de Vigilancia del Aeropuerto (ASR)

La finalidad del *radar de vigilancia del aeropuerto (ASR, Airport Surveillance Radar)* es la de controlar el espacio aéreo en torno a este. Permite determinar la posición y la distancia de una aeronave en cualquier momento. Así, Control del Tráfico Aéreo identifica a la aeronave que va a hacer una aproximación y lo guía a un punto situado a unas 10 NM de la pista, momento en el que empezará a ser controlado por el radar de precisión.

Este radar proporciona un haz giratorio de 30 r.p.m. de 8° de amplitud vertical y 7° de amplitud horizontal y cubre los 360° de azimut. Tiene un alcance de 30 NM y emite en la banda de frecuencias UHF, entre 2.780 MHz y 2.820 MHz.

Si el radar de precisión no está operativo, puede utilizarse el radar de vigilancia para proporcionar la información necesaria para alinear la aeronave con el eje de la pista en aproximación. Puesto que el radar de vigilancia no es tan exacto y no da datos de posición respecto a la senda de planeo, los mínimos de aterrizaje son mayores. Control del Tráfico Aéreo informará al piloto de algunos datos relevantes para el proceso de aproximación, tales como la pista en la que se hará la aproximación o la altitud mínima de descenso (MDA). La aproximación terminará cuando el piloto tenga la pista a la vista o cuando la aeronave esté en el punto de aproximación frustrada o a 2 NM del umbral de la pista, lo que sea mayor.

3.1.1.3 El Radar de Vigilancia de Precisión (PAR)

Su finalidad es dirigir a la aeronave durante la aproximación final hasta la vertical del punto de contacto con la pista. Está más extendido su uso en entornos militares, en los que la aeronave no sigue una maniobra estándar por instrumentos.

El equipo suele estar situado a la mitad de la pista y a una distancia de entre 150 ft y 300 ft a su lado. Consta de cuatro pantallas y dos antenas. Dos de las pantallas indican en azimut la situación de la aeronave, una con un alcance de 10 NM y la otra de 2 NM, y las otras dos la elevación sobre el terreno, con los mismos alcances anteriores. Las antenas son la antena de azimut, que gira su haz de derecha a izquierda, y la de senda de planeo, que gira su haz de arriba abajo.

El haz de la antena de azimut tiene unas dimensiones de 1° en horizontal y 2° en vertical y barre un sector de 20° de amplitud sobre el plano horizontal y de 2° sobre el plano vertical. El haz de la antena de senda de planeo tiene unas dimensiones de 1° en vertical y 3,6° en horizontal y barre un sector vertical de 3,6° de ancho y 7° de alto. Tiene un alcance de 10 NM y emite en la banda de frecuencias SHF, entre 9.000 MHz y 9.160 MHz con una potencia de 150 KW. El error máximo en azimut desde la línea central de la pista en el punto de contacto es de 30 ft o de 0,2°.

Cuando una aeronave está a la distancia de aproximación, el haz de la senda de planeo indica al controlador la altura a la que se encuentra ésta y el haz de azimut le indica si está a la derecha o a la izquierda de la trayectoria final. El controlador da instrucciones al piloto para descender a la altitud de interceptación de la senda de planeo, antes de la aproximación final y comunicará al piloto cuando está fuera de la ruta. Así mismo, advertirá al piloto del momento en el que está pasando por la altura de decisión (DA, Decision Altitude). Tras esto, le notificará cuando está sobre las luces de aproximación o sobre el umbral de la pista. El controlador seguirá informando al piloto de cualquier desviación sobre la línea central de la pista.

3.1.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del Radar

El radar es el sistema principal del Control del Tráfico Aéreo (ATC). Su invención proporcionó la posibilidad de ver y guiar a las aeronaves, lo que supuso tener controlado todo lo que ocurre en el espacio aéreo. De esta forma, se consiguió **reducir considerablemente el riesgo de colisión entre las aeronaves**. Además, al conocer con un margen de error aceptable la situación de todas las aeronaves permitió **reducir los mínimos de separación** entre ellas, con la consiguiente mejora del aprovechando del espacio aéreo ante la creciente densidad del tráfico aéreo.

No puede ser comparado con ningún sistema de navegación anterior, ya que introduce un nuevo concepto en la navegación aérea: hasta ahora era el piloto (o el navegador) el que realizaba los cálculos para conocer su posición, ahora es un controlador en tierra el que la conoce y puede guiarlo. Además, el piloto, en primera

instancia, no podía conocer la situación del tráfico cercano, mientras que Control del Tráfico Aéreo, con la ayuda del radar, podía controlar varios vuelos simultáneamente. Así, la figura del controlador aéreo cobra una mayor relevancia, haciéndose indispensable para que la navegación aérea sea más segura y eficiente.

Es posible efectuar aproximaciones instrumentales de precisión **sin el apoyo de otras ayudas a la navegación**, solamente siguiendo las indicaciones de Control del Tráfico Aéreo. Además, el hecho de poder controlar varios vuelos simultáneamente, permite programar la **secuencia de tráfico para el aterrizaje de una manera más fluida y ordenada**.

La principal ventaja del radar primario es que **no requiere ningún tipo de equipo especial a bordo**, lo que significa que el peso de las aeronaves no se ve incrementado. Además, todas las aeronaves pueden hacer uso de la información proporcionada por esta ayuda a través de Control del Tráfico Aéreo. Más tarde, con la utilización del radar secundario, se hizo necesario la instalación de un transpondedor a bordo que, si bien, es una desventaja frente al radar primario, no supone un incremento en el peso total de la aeronave a tener en cuenta.

Por el contrario, su principal inconveniente es la **imprecisión en la identificación del blanco**. Solo puede identificar firmas, es decir, señales características de blancos determinados. La identificación de firmas solo es viable para blancos muy diferentes, lo que supone un problema para su uso como sistema principal de identificación en el tráfico civil, donde hay demasiada homogeneidad entre los modelos de las aeronaves.

Además, las condiciones meteorológicas adversas pueden atenuar las señales radar, provocando una reducción de sus propiedades y la aparición de sectores ciegos. Estos efectos se ven incrementados cuanto mayor es la frecuencia, llegando a ser extremos en frecuencias superiores a los 10 GHz.

La antena óptima para el radar primario es la antena cosec², que no proporciona gran resolución angular debido a que sólo detecta con precisión la posición en el eje principal de la antena si el error de medida de potencia es pequeño, algo que no ocurre debido, entre otras cosas, a ruidos electrónicos. Como se ha dicho antes, se consigue una **resolución angular** típica de entre 2° y 3°, **insuficiente para separaciones de precisión entre aeronaves**.

Por otro lado, **la lectura de los datos es muy sencilla**. Control del Tráfico Aéreo obtiene directamente la posición de las aeronaves cercanas en la pantalla de rayos catódicos, **sin necesidad de hacer ningún tipo de cálculos ni utilizando mapas especiales**, a diferencia de todos los sistemas que hemos visto hasta ahora.

El problema de la identificación del blanco es resuelto en el radar secundario con la tecnología de identificación amigo o enemigo/identificación selectiva (IFF/SIF). Así, las aeronaves que sobrevuelan un sector controlado por este radar pueden ser seguidas fácilmente por Control del Tráfico Aéreo, incluso a pesar de que haya interferencias causadas por el terreno o por fenómenos meteorológicos.

El hecho de que el blanco sea de carácter cooperativo en el radar secundario hace que **no sean necesarias potencias de pico tan elevadas como para un radar primario**, con el consiguiente ahorro de energía. Por otra parte, **el receptor no requiere sensibilidades grandes**, lo que implica una tecnología menos sofisticada para este y, por tanto, más barata. Además, como hemos visto, puede **intercambiarse información**, no solo de posición, entre los equipos de tierra (interrogador) y de a bordo (respondedor), proporcionando un canal adicional de comunicación con el Servicio de Control.

El problema del radar secundario es el **requerimiento de que la aeronave coopere activamente en el proceso**. Si esto no ocurre, no es posible detectar el blanco. Esta es la causa por la que este radar sólo es útil en escenarios no hostiles, como sucede en el Control del Tráfico Aéreo. Debido a esto, el radar secundario trabaja respaldado siempre por un radar primario. Este proporciona una primera imagen de la situación y aquel interactúa con los blancos para concretarla.

La **alta precisión goniométrica** del radar secundario **reduce el garbling**, fenómeno en el que las respuestas de dos aeronaves se solapan. Ocurre cuando están situados en idéntica posición radial y azimutal dentro del haz principal de la antena pero a diferente altura.

Por otro lado, el radar de vigilancia del aeropuerto y el radar de precisión en la aproximación, debido a que las operaciones en las que se emplean lo requieren, son más precisos que los anteriores, sobre todo el segundo. Sin embargo, su alcance es menor. Esto no supone una desventaja, ya que mediante el radar secundario es perfectamente posible guiar a las aeronaves hasta la cobertura estos con total seguridad y eficiencia.

La frecuencia de emisión del radar es mucho mayor que la que utilizaban los sistemas que hemos visto anteriormente. Así, estos, como mucho, llegaban a las decenas de MHz, mientras que el radar supera los mil MHz. También se observa una diferencia importante entre las frecuencias de emisión de cada uno de los tipos de radar que hemos visto. Esta aumenta gradualmente con la precisión y disminuye con el alcance, siendo en el radar de precisión en la aproximación del orden de diez veces mayor que en los radares primario y secundario.

Si las aeronaves se basaran solo en este sistema para su guiado, la pérdida de comunicación con el Control del Tráfico Aéreo sería un problema catastrófico, ya que volarían casi a ciegas. Por ello, el radar, en cualquiera de sus usos, es un sistema imprescindible para el Control del Tráfico Aéreo en tierra, pero la aeronave, a bordo, debe disponer de otros sistemas que permitan al piloto conocer su posición de forma independiente.

3.2 Sistema de Navegación ADF/NDB

Un radiogoniómetro (Radio Direction Finder, RDF) es un dispositivo capaz de detectar la dirección de la que proceden las señales de radio originadas en estaciones de transmisión para la navegación aérea o en emisoras de radiodifusión normales. Este sistema es muy utilizado como sistema de radionavegación, principalmente en barcos y aviones.

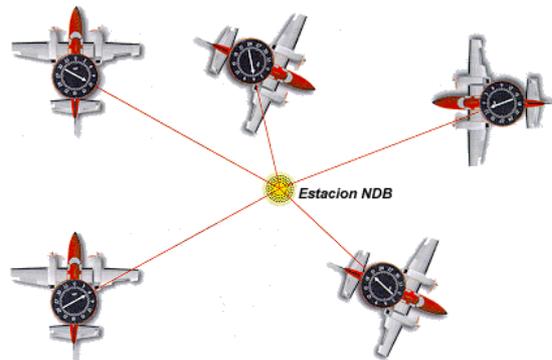


Figura 3.5. Sistema ADF/NDB

3.2.1 Evolución y principio de funcionamiento

Los primeros sistemas de radio utilizaban, por lo general, señales de onda larga y media. La onda larga tenía buenas características de transmisión a larga distancia debido a su limitada interacción con el suelo. Por eso, en las décadas de 1900 y 1910 los experimentos para realizar RDF (Radio Direction Finder) se centraban en señales de onda larga.

Ettore Bellini y Alessandro Tosi idearon, en 1909, un sistema RDF que utilizaba dos antenas triangulares, en ángulo recto. Las señales captadas por las antenas eran recibidas por bobinas enrolladas entorno a un marco de lana del tamaño de una lata de bebidas. La señal se recreaba en la zona que había entre las bobinas. Su sistema hizo el RDF mucho más práctico, por lo que pronto empezó a utilizarse en la navegación a gran escala, muchas veces como primera forma de navegación disponible. Los radiogoniómetros Bellini-Tosi fueron muy empleados desde la década de 1920 hasta la década de 1950.

Estos radiogoniómetros solo eran útiles para sistemas de largo alcance, para frecuencias más altas, las ondas se reflejaban en la ionosfera, lo que provocaba graves problemas para determinar una ubicación. Esto fue corregido gracias a la introducción de las antenas Adcock en 1919. Estas fueron muy utilizadas junto con los detectores Bellini-Tosi desde la década de 1920.

Robert Watson-Watt logró un gran avance durante sus experimentos para localizar tormentas eléctricas a través de los rayos. Presentó un nuevo sistema en 1926 y a mediados de la década de 1930 el ejército británico empezó a utilizar los llamados “high frequency direction finding” o sistemas Huff-Duff. Estos sistemas

localizaban una señal en cuestión de segundos con una precisión razonable, mientras que para lograrlo con un sistema Bellini-Tosi era necesario cerca de un minuto. Este sistema fue muy importante en los ataques de los Aliados durante la Segunda Guerra Mundial.

Tras la guerra, los avances en la electrónica condujeron a métodos mejores. En concreto, la capacidad para comparar la fase de las señales, que es la técnica más utilizada actualmente en la fase de comparación del RDF. La operación consiste únicamente en sintonizar la estación, por lo que a estos sistemas se les conoce hoy en día como ADF (Automatic Direction Finder).

Los transmisores de radio para ayudas a la navegación (también llamados balizas), tanto aérea como marítima, eran el equivalente en radio a un faro. Desde estas estaciones de radio se emitían señales en todas direcciones durante el día. Estas señales no contenían información de dirección, por lo que se les conocía como balizas no direccionales (Non-Directional Beacons, NDB).

La banda de radiodifusión comercial de onda media estaba dentro del rango de frecuencia de la mayoría de unidades de RDF. Así, en Estados Unidos fue obligatorio para las estaciones de radio AM comerciales difundir la identificación de las estaciones transmisoras una vez por hora, para que pudieran ser utilizadas como referencia por aviones y barcos.

Durante un tiempo, el RDF fue la principal forma de navegación para aeronaves y barcos. Las balizas, se distribuían formando una red de aerovías entre los aeropuertos. En la década de 1950, los NDBs fueron sustituidos en avión por el sistema VOR, en el cual podía extraerse de la propia señal la dirección en la que se encontraba la estación de tierra.

Actualmente, muchos NDBs han sido abandonados en favor de los sistemas de navegación GPS, mucho más rápidos y precisos. Sin embargo, el bajo coste del sistema ADF/NDB y la presencia de estaciones de radiodifusión AM, así como balizas de navegación ha permitido que estos dispositivos sigan funcionando como complemento del GPS en muchos países.

3.2.1.1 Equipo de tierra: NDB

El equipo de tierra de este sistema de navegación recibe el nombre de *NDB (Non Directional Beacon)*. Es una estación de radiodifusión AM que consiste en un transmisor de onda continua (CW) u onda continua modulada en amplitud (MCW) situado en tierra en una localización conocida. Transmite de forma continua ondas electromagnéticas moduladas a 400 o 1020 Hz a frecuencias de 190 KHz a 1750 KHz¹⁰. Presenta un patrón de radiación omnidireccional, radiando a la misma potencia en todas las direcciones, salvo en su vertical, donde presenta un nulo.



Figura 3.6. Antena transmisora NDB

¹⁰ Frecuencias de transmisión entre las bandas LF y MF.

La señal de un NDB es su identificativo, que consiste en un grupo de dos o tres letras en Código Morse Internacional, transmitido aproximadamente a siete palabras por minuto. Esta identificación se transmite una vez cada 30 segundos, a no ser que la identificación del radiofaro se efectúe por manipulación que interrumpe la portadora, en cuyo caso se dará la identificación, aproximadamente, a intervalos de 60 segundos. Los NDB que se utilizan como ayudas a la aproximación y la espera en las cercanías de un aeropuerto, transmiten la identificación al menos tres veces cada 30 segundos.

Los NDB dan una cobertura de 360° alrededor de las antenas. Su alcance depende de factores como la frecuencia, la potencia de transmisión y las condiciones atmosféricas de la zona. La precisión del NDB es de $\pm 6.9^\circ$.

En función de la potencia de emisión y su alcance, los NDB se emplean en distintos tramos del vuelo y pueden clasificarse en cuatro tipos según el Anexo 10¹¹ de OACI:

- *Radiofaros de localización*: Tiene una potencia de emisión inferior a 25 W y un alcance de entre 10 y 25 NM. Sirven de apoyo para las aproximaciones ILS y para las aproximaciones de no precisión.
- *Ayudas MH (Medium Homing)*: Tiene una potencia de salida inferior a 50 W y un alcance de menos 50 NM. Se utiliza en la fase de aproximación y en las esperas.
- *Ayudas H (Homing)*: Su potencia de emisión oscila entre los 50 y los 1999 W. Tiene un alcance de más de 50 NM. Se utiliza para la navegación en ruta y las aproximaciones.
- *Ayudas HH (High Homing)*: Su potencia de salida es de 2000 W o más. Tiene un alcance máximo de 350 NM. Se emplea para la navegación en ruta en largas distancias.

3.2.1.2 Equipo de a bordo: ADF

A bordo del avión se emplea un receptor al que están conectadas dos antenas, una de cuadro y otra de sentido. Esto permite determinar, continuamente y de forma automática, la dirección y el sentido en el que se recibe la señal electromagnética transmitida por el equipo de tierra. La información se le suministra al piloto a través de un indicador visual. Este sistema recibe el nombre de *ADF (Automatic Direction Finder)*.

Es el único sistema radiogoniómetro de uso universal que se emplea en la actualidad. Normalmente se combina con un NDB, pero puede combinarse también con las señales radioeléctricas procedentes de cualquier transmisor que trabaje en la banda de frecuencias del receptor asociado al ADF.

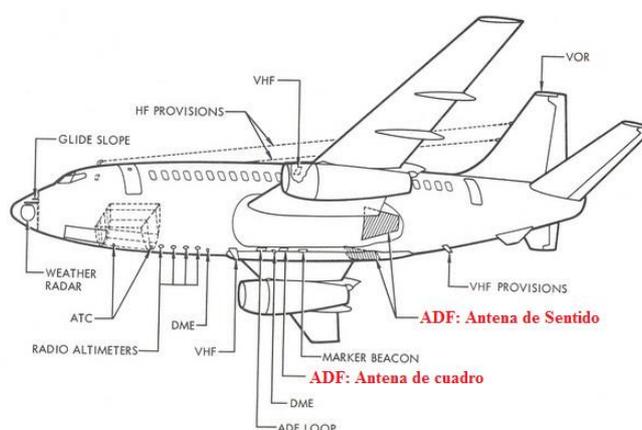


Figura 3.7. Localización de las antenas ADF

¹¹<http://www.proteccioncivil.org/catalogo/carpeta02/carpeta24/vademecum12/vdm02515ar/anexos%201%20a%2018.pdf>

Su funcionamiento consiste en componer un diagrama cardioide, en el que se tiene un eje orientado hacia adelante con un nulo en la parte de atrás. Este diagrama se consigue sumando el diagrama de radiación de una antena omnidireccional con el diagrama de radiación de una antena de cuadro (o de bucle), desfasado en 90° . El eje de la cardioide rota cuando rota el eje del patrón de la antena de cuadro.

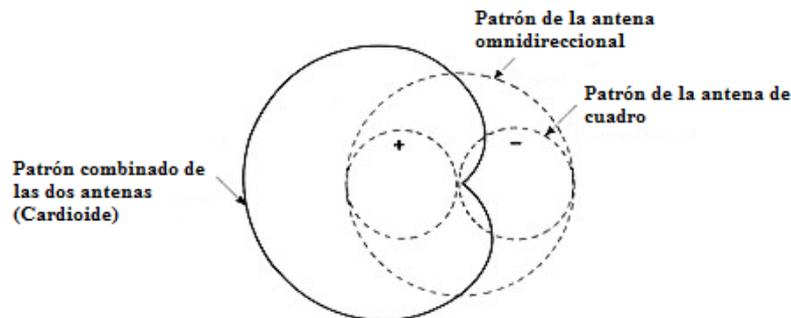


Figura 3.8. Diagrama Cardioide

El receptor emplea las señales de salida del radiogoniómetro y las de la antena de sentido. Estas señales varían según la posición del avión, lo que proporciona su orientación respecto a la estación de tierra NDB.

- La potencia de las señales recibidas será máxima cuando el avión está situado en paralelo a la dirección en la que se transmiten las señales del NDB.
- La potencia de las señales recibidas será mínima (esta situación recibe el nombre de “nulo”) cuando el avión viaja en dirección perpendicular a la dirección de transmisión de las ondas electromagnéticas del NDB.

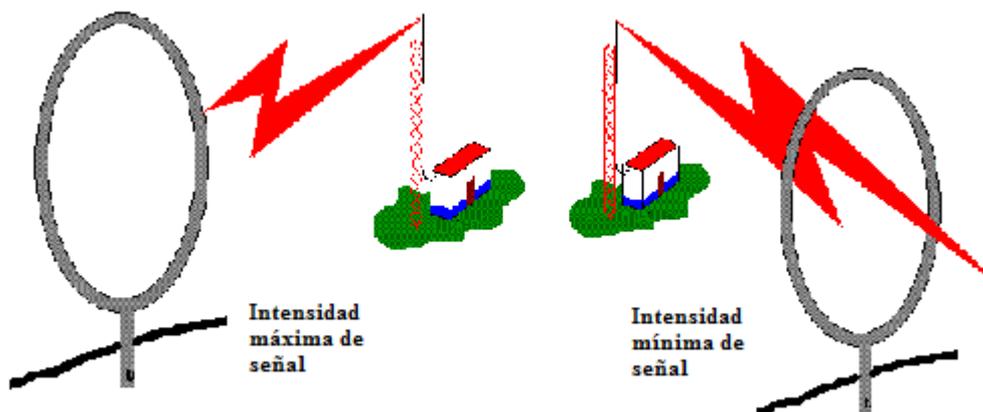


Figura 3.9 ADF

Si se intenta orientar una aeronave buscando el máximo de la señal transmitida por el NDB, la dirección obtenida puede no ser muy precisa, ya que la intensidad de campo disminuye muy lentamente a los lados de cada uno de los máximos. Sin embargo, un nulo absoluto es más fácil de reconocer, por lo que la búsqueda de este proporciona una mayor precisión para hallar la dirección de transmisión de la señal del equipo de tierra.

La antena de cuadro tiene dos posiciones en las cuales la intensidad de las señales es máxima y otras dos en las que es mínima. El sistema ADF es capaz de situar automáticamente la antena en perpendicular a la dirección en la que viajan las ondas. Por tanto, se puede determinar la dirección en la que se encuentra la emisora, pero no su sentido, ya que hay una ambigüedad de 180° . Para resolverla es necesaria una antena no direccional, es decir, una antena de sentido o unifilar, que se instala en posición vertical sobre el fuselaje de la aeronave.

El radiogoniómetro automático sustituye la rotación mecánica de la cardiodo por un tratamiento de señales.

Una aguja situada sobre una esfera graduada recoge las señales de ambas antenas y nos indica la dirección a seguir para llegar hasta la estación a la que esté sintonizado el ADF. Las indicaciones serán exactas solo en los planos nivelados y en línea de vuelo.

Esta aguja puede estar montada sobre una carta fija o RBI (Relative Bearing Indicator) o sobre una carta móvil o RMI (Radio Magnetic Indicator).

- El *RBI* es una rosa de los vientos fija sobre la que va montada una aguja. Las indicaciones hacia la estación son relativas al eje longitudinal del avión. En la parte inferior izquierda dispone de un botón giratorio que permite introducir el rumbo del avión; así, la cabeza de la aguja indicará el rumbo magnético (sin viento) y la cola indicará el radial de posición.
- El *RMI* es una rosa de los vientos móvil con el rumbo del avión sobre la que va montada una aguja. En este caso, las indicaciones hacia la estación corresponden realmente a los rumbos que deberán seguirse para llegar hasta ella (sin viento).



Figura 3.10. El indicador de la izquierda es un RBI y el de la derecha un RMI

Los errores del ADF son, principalmente debidos a la propagación y polarización no lineales y a las reflexiones ionosféricas. Además, la estructura metálica de la aeronave o la escasa abertura de la antena de cuadro, situada normalmente dentro del fuselaje para reducir la resistencia aerodinámica, también pueden dar lugar a errores. Así, la precisión angular del ADF en condiciones normales está entre 3° y 5° , aunque con malas condiciones atmosféricas o con grandes interferencias, esta disminuye.

Es posible detectar tormentas eléctricas con el ADF a partir de las emisiones de radiofrecuencia de los rayos. Sin embargo, no es muy fiable.

3.2.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del sistema ADF/NDB

El radiogoniómetro se introdujo desde el principio a bordo de las aeronaves para apoyar a los primeros sistemas de radioayudas. De esta forma, **se solucionó**, en parte, **la falta de información de la dirección a la que se encontraba la estación emisora** de la señal. Así, además de la información que proporcionara cada sistema, bien fuera solamente de guiado o bien de posicionamiento de la aeronave, también se conocía de donde provenían las señales, lo que suponía una ayuda extra para estimar la posición.

El NDB es un radiofaro muy sencillo que lo único que hace es transmitir su señal de identificación. Esto, por sí solo, no es de gran ayuda, ya que la única información que recibe el piloto es que se encuentra cerca de una determinada estación. Sin embargo, combinado con un ADF es un sistema muy útil que da información sobre el ángulo en el que se encuentra el avión respecto a esta. Con la recepción de dos señales de NDB permite determinar la posición de la aeronave.

Este sistema combinado supuso un cambio importante respecto al resto de sistemas utilizados hasta entonces. Estos transmitían patrones, bien sonoros, bien visuales, que el piloto o el navegante tenían que interpretar para recibir algún tipo de información. Con el sistema ADF/NDB, la información se mostraba directamente en un indicador en el avión. Así, se consiguió un sistema mucho **más sencillo**, tanto en la forma de emitir como en la de interpretar los resultados, **que cualquier otro** que hubiera entonces.

Sin embargo, la precisión total de la línea de situación depende de la precisión del ADF y de la de la brújula, cuyos errores se suman. Este es el principal problema del ADF, ya que su **escasa precisión** y la dependencia del rumbo de la aeronave para obtener la línea de situación lo hacen **deficiente para las necesidades actuales**. De hecho, la precisión angular es incluso inferior a la del LFR, el primer sistema de radioayudas importante y muy inferior a algunos sistemas posteriores a este.

Hemos visto varios tipos de NDB, destinados a diferentes tramos del vuelo de un avión. La diferencia entre cada uno de ellos es la potencia a la que transmiten, permitiéndoles conseguir mayores o menores alcances. Así, los que transmiten a potencias bajas se utilizan en los entornos de los aeropuertos; los que emiten a potencias medias sirven de ayudas para la aproximación; y los que lo hacen a potencias más altas son más útiles en ruta.

Las diferentes **potencias de radiación eran del orden de las de la mayoría de los sistemas de navegación anteriores**, yendo desde los 25 W hasta los 2 KW o más. Sí que eran mucho menores que, por ejemplo, las del sistema Gee, que radiaba a 300 KW y conseguía un alcance algo mayor.

Por otro lado, **las frecuencias de emisión del NDB también eran similares** a las de la mayoría de los sistemas de navegación vistos anteriormente, situándose en la banda de frecuencia LF/MF. Esto es así porque, en general, lo que se quiere conseguir son alcances grandes, para lo cual, no es beneficioso transmitir frecuencias demasiado altas.

Debido al uso de estas frecuencias, la señal del NDB está sujeta a errores producidos por distintos fenómenos: las **condiciones atmosféricas**, la **conductividad del terreno** en los alcances largos, el **efecto noche** debido a los cambios en las capas de la ionosfera o la **interferencia estática** debida a la estructura del avión.

Al principio, la combinación ADF/NDB servía como sistema principal en el que una aeronave se apoyaba para volar. Esto se debía principalmente a su sencillez y a que las diferencias de precisión respecto al resto de sistemas no eran tan importantes para un sistema de ayudas a la navegación en ruta. Así, consiguió superar a todos estos primeros sistemas de navegación hasta la consolidación del VOR/DME.

El VOR/DME sustituyó al ADF/NDB principalmente por tres motivos. En primer lugar, la precisión del VOR es mayor. En segundo lugar, el VOR proporciona señales direccionales, por lo que no es necesario un ADF para conocer la posición del avión respecto a la estación en tierra. Finalmente, la combinación de este sistema con el DME hace que solo sea necesaria una estación en tierra para detectar la posición, no dos, como ocurre con el ADF/NDB.

El sistema ADF/NDB es, ante todo, un **sistema sencillo y barato de operar**. Su **escaso coste de mantenimiento** permite que se sigan utilizando balizas omnidireccionales. Estas son especialmente útiles en los entornos de los aeropuertos, tanto en la fase de aproximación como en la de aterrizaje, donde pueden ser utilizados como puntos a partir de los que iniciar maniobras o para informar al piloto del punto en el que se encuentra dentro de dichas maniobras, permitiéndoles comprobar y, si fuera necesario, corregir su altitud, velocidad o cualquier otro parámetro.

Como son tan antiguas, ya están amortizadas. Además, en su banda de operación, la propagación se realiza por onda de tierra, por lo que **su alcance es mucho mayor que el del VOR a baja altitud** (500 km aproximadamente).

Además, el ADF también sigue siendo útil, ya que muestra la dirección de la que proceden las ondas de cualquier sistema emisor. Por ello, sirve como **sistema de respaldo** en caso de fallo de los equipos principales e, incluso, en zonas remotas del planeta donde sigue siendo el sistema principal para la radionavegación.

3.3 Sistema de Navegación VOR/DME

El *VOR (Very High Frequency Omnidirectional Range)* es una radioayuda de corto alcance para la navegación en ruta y la aproximación. Determina el ángulo entre la dirección que une a la aeronave con la estación VOR y la dirección del Norte Magnético.

El *DME (Distance Measurement Equipment)* es un sistema radar con respuesta activa que mide la distancia entre el avión (interrogador) y la estación en tierra (transpondedor). Además, también mide la velocidad del avión respecto al suelo y el tiempo de vuelo hasta la estación de tierra.

3.3.1 Evolución y principio de funcionamiento

El VOR se desarrolló durante la década de 1950, pero adquirió una mayor importancia durante la década siguiente, con la introducción de los receptores de estado sólido a bajo costo.

Por su parte, el DME fue una modificación de los sistemas de radionavegación empleados en la Segunda Guerra Mundial. Surgió de la idea del empleo del radar secundario para conocer la distancia del avión respecto a puntos fijos. Comenzó a desarrollarse en 1946, pero, al igual que el VOR, no se llevó a la práctica hasta la década de 1960.

A mediados de la década de 1960, la OACI buscaba implantar un sistema de radionavegación estándar para dar cobertura en un área de unos pocos cientos de kilómetros. Este sistema reemplazaría a los antiguos sistemas de navegación empleados en cada país hasta ese momento. Se presentaron como propuestas el VOR, el DME, una combinación de ambos, el Decca Navigator y el Loran-C. Finalmente, el ganador fue el sistema combinado VOR/DME que actualmente sigue siendo el sistema en el que se basa la red de aerovías de todos los países del mundo.

A partir de 1971 la precisión del VOR ha sido mejorada con su sustitución por los radiofaros DVOR (Doppler VOR), cuyo funcionamiento veremos a continuación.

3.3.1.1 VOR: Radiofaro omnidireccional

El VOR es la **radioayuda más utilizada en navegación aérea**. OACI establece que la cobertura óptima de un VOR se da con estaciones distanciadas unos 200 Km que emiten a 200 W de potencia para el VOR de Ruta (VOR-N) y de 50 W para el VOR Terminal (VOR-T). El primero opera en una banda de frecuencias de 111,975 a 117,975 MHz, con 120 canales separados 50 KHz. El segundo funciona en la banda de frecuencias de 108 a 111,975 MHz¹², con 80 canales separados 50 KHz.

Una estación VOR emite una señal de audio (canal de comunicación normal), una señal de identificación y dos señales sobre una portadora de VHF con polarización horizontal: una señal de referencia y una señal variable.

- *Señal variable*: Diagrama cardiode que rota a 30 revoluciones por segundo, generando una onda sinusoidal de 30 Hz en el receptor del avión. Modula en amplitud directamente a la portadora, mostrando además, una modulación espacial en fase. Esta señal varía en el receptor en función de la dirección en la que se encuentre.
- *Señal de referencia*: Señal omnidireccional, modulada en frecuencia con un tono fijo de 30 Hz. Radia desde la estación en forma circular. La fase es constante en los 360° de azimut. Como no es posible otra modulación en amplitud a la portadora de 30 Hz, ya que está ocupada por la señal variable, se emplea una subportadora a 9960 Hz. Esta subportadora se modula en frecuencia con un seno a 30 Hz y, a su vez, modula a la portadora en amplitud, con una profundidad de modulación del 30%.

La diferencia de fase entre la señal de referencia y la señal variable proporciona la marcación de una aeronave o ángulo de azimut respecto del Norte, visto desde el VOR.

La *señal de identificación* del VOR se transmite en Código Morse Internacional. Consiste en dos o tres letras emitidas a una velocidad de 7 palabras por minuto. La señal será repetida, al menos, una vez cada 30 segundos, en un tono de modulación de 1020 Hz.

¹² Banda de frecuencia VHF.

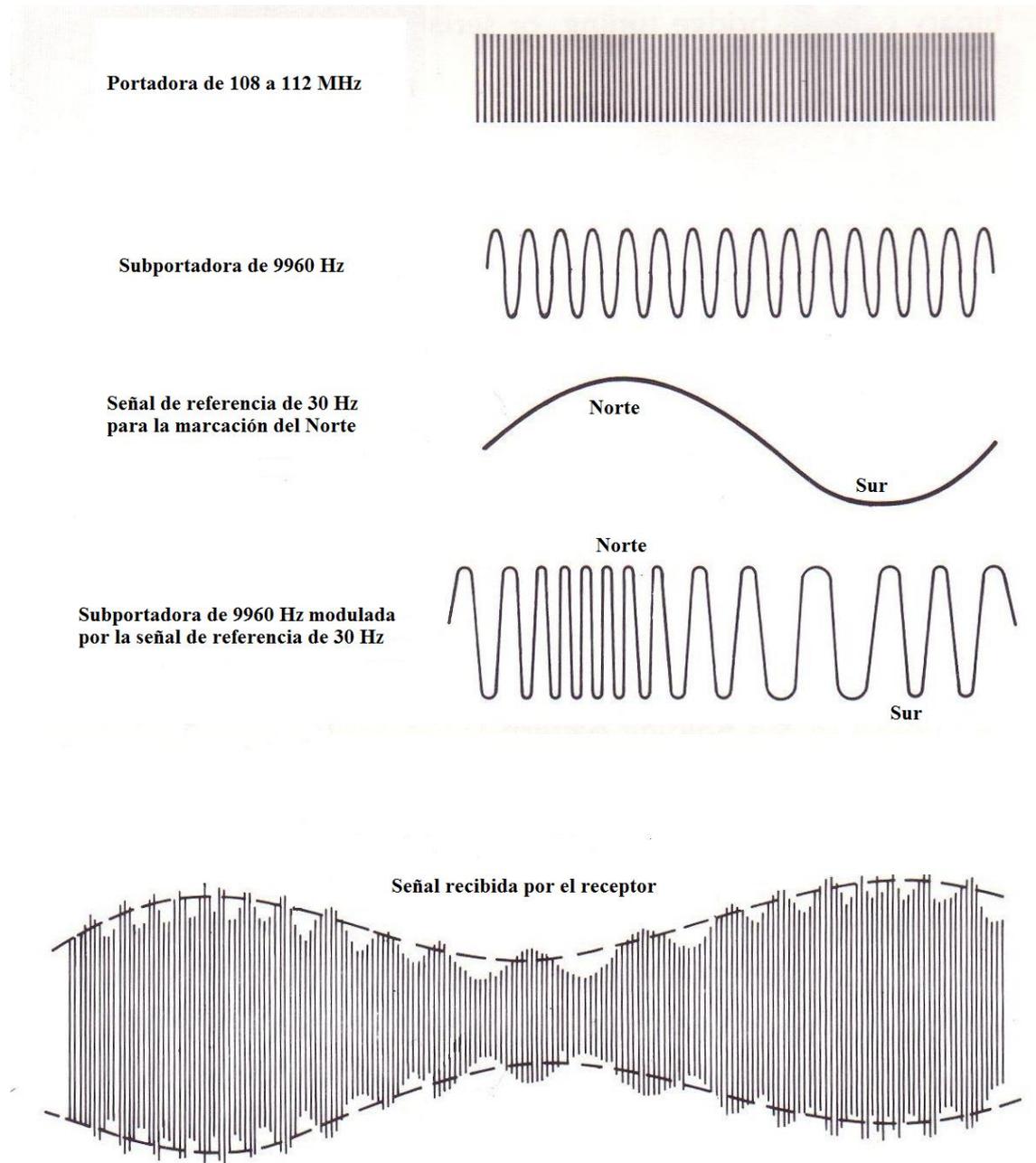


Figura 3.11. Señales del sistema VOR

Las direcciones VOR se definen en las cartas aeronáuticas como radiales alejándose de la estación. El equipo de tierra emite un número infinito de haces (radiales), que se identifican por su marcación magnética a la salida de la estación. El equipo de a bordo identifica 360 radiales, separados cada uno 1° . Se toma como origen (0°) la dirección del Norte Magnético. Si el avión se aleja de la estación, el curso y el radial coinciden. Si el avión se acerca a la estación, el rumbo será el ángulo complementario al curso.

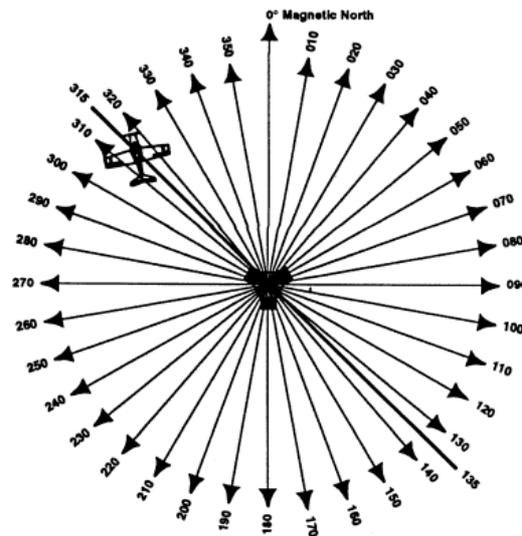


Figura 3.12. Radiales de una estación VOR

El VOR-N marca la dirección de una aerovía. Cuando está asociado a un DME, establece un vértice para una aerovía. Proporciona el azimut del radial que une la estación y la aeronave. Para esta función se emplea un VOR convencional (CVOR), que tiene una precisión angular de $\pm 2^\circ$.

Una emisora VOR convencional, CVOR, genera la modulación espacial mediante tres antenas: un par de dipolos cruzados ortogonales entre sí y una antena de bucle omnidireccional. Sin embargo, en la práctica se emplean dos pares de antenas de bucle Alford. Los patrones de radiación son los mismos, pero producen una polarización totalmente horizontal.

El VOR-T proporciona la misma información en las rutas de aproximación al aeropuerto pero, debido a las características de estas operaciones, requiere una mayor precisión angular. Para esta función se emplea un VOR Doppler (DVOR), que tiene una precisión angular de $\pm 0.5^\circ$.

El VOR Doppler, DVOR, sustituye la modulación espacial por el efecto Doppler, obtenido desde una antena giratoria. La señal variable está modulada en amplitud y se transmite desde una antena formada por una circunferencia de 26 parejas de antenas de dipolo y una antena de dipolo en el centro. En cada instante solo están alimentadas la antena central y una pareja. De esta forma, desde el receptor del DVOR se ve como un par de antenas giratorias a 30 revoluciones por segundo.

A bordo del avión se tiene un doble receptor AM/FM conectado a un comparador de fase. La salida se filtra para obtener los cuatro canales de información. El canal de voz y el de identificación proporcionan la señal a los amplificadores correspondientes de audio. El canal de referencia se obtiene mediante un demodulador FM compuesto de un filtro para la señal de 9960 Hz que modula a la portadora en amplitud. Un discriminador FM obtiene de esta subportadora la señal de 30 Hz de referencia. Otro filtro de 30 Hz obtiene la señal variable. El receptor es el mismo para una señal CVOR o DVOR.

El indicador de a bordo del VOR es un CDI (Course Deviation Indicator). Consta de una rosa de los vientos y una aguja que indica la dirección hacia la estación VOR. La aguja se desplaza hacia la derecha o hacia la izquierda indicando la dirección a seguir para volver al rumbo seleccionado. Contiene, además, un indicador TO (hacia la estación) o FROM (desde la estación) para indicar el sentido de la dirección a la estación VOR. Mediante la rueda OBS (OmniBearing Selector) el piloto selecciona el radial de la estación VOR sintonizada con el fin de interceptarlo y alejarse o acercarse por él a la estación.



Figura 3.13. Indicador VOR

Es posible determinar la posición de la aeronave mediante dos estaciones VOR. La situación del avión será el lugar en el que intersectan los radiales de posición de las dos estaciones. Para ello, el avión ha de disponer de dos receptores.

El alcance de una antena VOR depende de la potencia efectiva radiada y de la altura de la aeronave. Las potencias efectivas radiadas dependen del uso que se hagan de la radioayuda:

CLASE	ALTITUDES	ALCANCE (NM)
Terminal (T)	12.000 ft o menos	25
Cota Baja (L)	Menos de 18.000 ft	40
	14.500 ft - 18.000 ft	100
	18.000 ft – 45.000 ft	130
Cota Alta (H)	Más de 45.000 ft	200

Tabla 3.1. Altitud y alcance VOR

3.3.1.2 DME: Equipo Medidor de Distancia

El equipo de tierra del DME es un transpondedor, que consta de un receptor-transmisor. Opera en polarización vertical para no interferir con el VOR.

El equipo de a bordo del DME consta de una antena, un interrogador, una unidad de control y un indicador.

El transmisor del avión comienza un proceso de interrogación emitiendo 30 pares de pulsos con una separación al azar entre ellos. El equipo de tierra recibe la señal y, pasado un tiempo preestablecido (unos 50 μ s), envía la respuesta codificada con la misma separación entre los pulsos.

El receptor DME de a bordo mide el tiempo que tarda la señal de interrogación en ir desde el interrogador a bordo de la aeronave hasta el transpondedor en tierra y volver al interrogador, teniendo en cuenta el retardo de 50 μ s. A partir de este tiempo, calcula con gran exactitud la distancia oblicua entre el avión y la estación en tierra. La distancia lateral se obtiene a partir de la distancia oblicua y la altura de vuelo del avión.

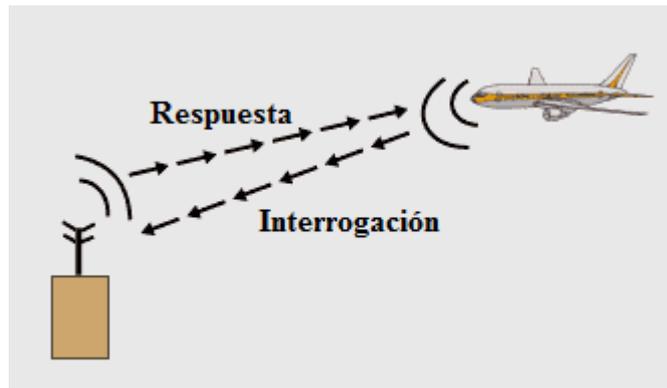


Figura 3.14. DME

El equipo DME tiene capacidad para cien usuarios simultáneamente. Si se supera este número, el equipo de tierra solo responderá a las cien aeronaves más cercanas. El equipo de a bordo solo admite señales con las mismas características que las que ha transmitido previamente, e ignora las demás. Así, se evita recibir las respuestas dirigidas a otras aeronaves.

La diferencia entre la distancia horizontal y la distancia oblicua hasta el DME es muy pequeña a baja altitud y a larga distancia. En general, la diferencia entre la distancia oblicua y la distancia terrestre es despreciable si la aeronave está a una milla o más de la radioayuda por cada 1.000 ft de altitud sobre esta, o bien si está a una altura inferior a 5.000 ft.

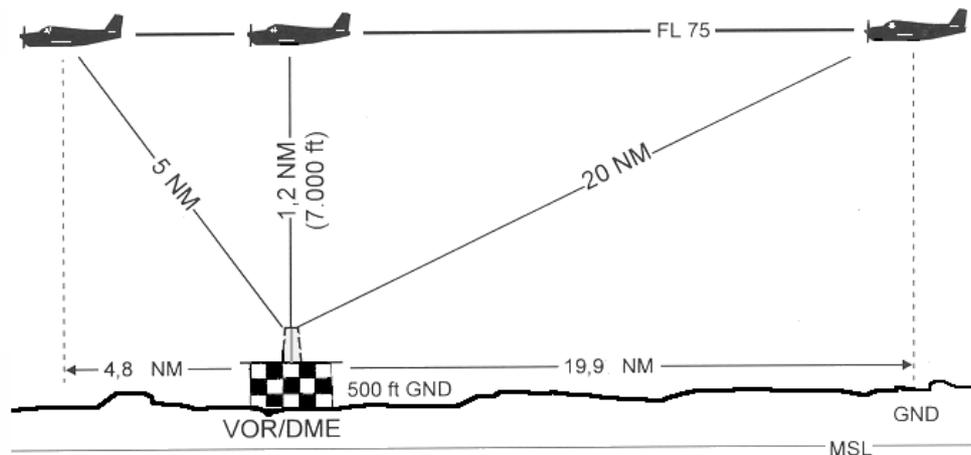


Figura 3.15. Diferencia entre distancia oblicua y distancia terrestre a corto alcance

En el funcionamiento de un DME intervienen tres tipos de señal: la señal enviada por el interrogador de a bordo, la respuesta del transponder de tierra y el código de identificación.

El interrogador funciona en la banda de frecuencias de 962-1213 MHz (UHF) con polarización vertical. Cada frecuencia de interrogación forma un canal. Hay 352 canales separados 1 MHz cada uno. La respuesta del transponder de tierra se hace 63 MHz por encima o por debajo de la frecuencia de interrogación, y retrasada 50 μ s. Ambas señales consisten en pares de impulsos modulados en amplitud de 3,5 μ s. La tasa de repetición de parejas de impulsos varía entre 5 parejas por segundo hasta 150 parejas por segundo. El interrogador de a bordo transmite a 100 W de potencia, mientras que el transponder de tierra lo hace con una potencia efectiva de 20 kW.

Además, cada 40 segundos, el DME emite una señal en Código Morse con su código de identificación a una frecuencia de 1350 Hz, que ayuda a los pilotos a localizar la estación en el mapa. Los indicativos del VOR y del DME están sincronizados.

El transpondedor de tierra responde a las aeronaves una a una, por lo que es necesario realizar en el interrogador del receptor de a bordo un proceso conocido como *defruiting*. Para ello se varía la frecuencia de repetición de pulsos (RPF) desde 150 pares de pulsos por segundo en el modo de búsqueda hasta 24 pares de pulsos por segundo en el modo de seguimiento. Una vez que se identifica en el receptor de a bordo el par de pulsos correcto, se mide la distancia. Esto se hace midiendo el tiempo entre pregunta y respuesta y restando el retardo introducido por el transpondedor de tierra y, finalmente, convirtiendo el tiempo en distancia.

El alcance al cual se puede recibir información de un DME no suele sobrepasar las 200 NM en línea recta desde la estación. Este alcance coincide con la cobertura de una estación VOR.

Por otro lado, la precisión del sistema es de $\pm 0,25$ NM (460 m). En los equipos instalados a partir de 1989, dicha precisión aumenta hasta $\pm 0,2$ NM (370 m). Para maniobras de aproximación y aterrizaje se emplea el DME de Precisión o DME-P, que tiene una precisión de 15 metros cuando la distancia entre avión y transpondedor es de 2 millas.

3.3.1.3 Navegación VOR/DME

El sistema de aerovías de un país se apoya en estaciones combinadas VOR-N/DME-N. Estos dos sistemas se emplean juntos, formando un solo conjunto, de forma que, conocidos el ángulo determinado por el VOR y la distancia hasta la estación de tierra, así como la velocidad y el tiempo de llegada hasta la estación, proporcionados por el DME, el piloto puede situarse con precisión y seguir el rumbo establecido.

Este tipo de instalaciones se conocen como asociadas. En los sistemas asociados VOR/DME, para simplificar el problema de la sincronización, a cada frecuencia VOR se le asigna un canal DME determinado. De esta forma, cuando el piloto seleccione una frecuencia VOR, se seleccionará automáticamente el canal DME asociado.

Técnicamente, las instalaciones asociadas VOR/DME pueden estar configuradas de dos formas diferentes: emplazamiento común coaxial y emplazamiento común descentrado.

En el *emplazamiento común coaxial* las antenas del VOR y del DME están situadas en el mismo eje vertical.

En el *emplazamiento común descentrado* las antenas del VOR y del DME no pueden estar separadas más de una distancia que depende del uso del sistema y del tipo de VOR. En las instalaciones empleadas en áreas terminales para procedimientos de precisión, como los de aproximación, esa separación no puede ser mayor de 30 m (100 ft), mientras que en las instalaciones VOR Doppler no pueden exceder los 80 m (260 ft). Para procedimientos que no sean de máxima precisión la separación entre las antenas del VOR y del DME no puede superar los 600 m (2000 ft).

A bordo del avión, el receptor del VOR se encuentra en la cola, mientras que los receptores del DME se encuentran en la parte inferior del fuselaje, tal y como puede apreciarse en la figura 3.16.

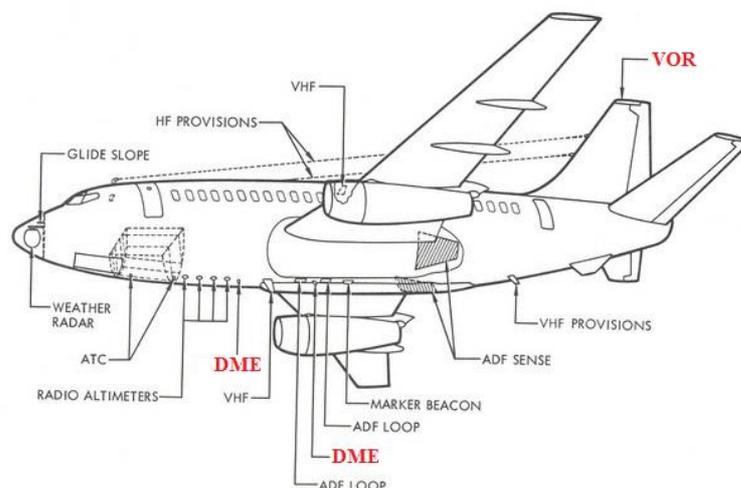


Figura 3.16. Localización de los receptores del VOR y el DME

3.3.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del sistema VOR/DME

La experiencia adquirida con los sistemas anteriores al VOR/DME permitió comprobar las limitaciones de la propagación en la banda de frecuencias LF/MF, como ya hemos visto. Por otro lado, las aeronaves comenzaron a volar a altitudes mayores, haciendo que la transmisión de señales en banda VHF fueran útiles a más de 100 NM de distancia. Pero lo más importante fue la necesidad de proporcionar un número ilimitado de cursos posibles desde las estaciones en tierra para el guiado de las aeronaves. En este contexto se desarrolló el sistema VOR/DME.

Fue seleccionado en el concurso realizado por OACI en los años sesenta para convertirse en el sistema de navegación principal. La elección del sistema combinado se debió, principalmente a su sencillez de uso: podía obtenerse fácilmente el ángulo y la distancia hasta la estación de tierra, sin necesidad de los complejos cálculos que requerían otros sistemas. Además, superaba a sus competidores en muchos factores. Por ejemplo, el Loran era mucho más costoso de implementar y el Decca tenía problemas con la interferencia estática debido a la caída de rayos.

Al principio de su desarrollo, **el equipo de a bordo del DME era complejo y caro**. Esto hizo que su implantación no fuera más rápida. Poco a poco, gracias a los avances en la microelectrónica se está consiguiendo un descenso importante de su precio.

A lo largo del tiempo vemos que se está consiguiendo que los sistemas de navegación sean cada vez más sencillos y nos proporcionen más información. Si ya con el sistema ADF/NDB se obtenía la posición de la aeronave mucho más fácilmente que con cualquier otro sistema anterior, el VOR/DME es incluso mejor en este sentido. El piloto obtiene de forma instantánea una línea de posición y tarda, aproximadamente, 20 segundos en obtener una situación por intersección. Además, conociendo la posición en cualquier instante, el DME permite determinar de un modo exacto y rápido la velocidad respecto al suelo. Por otro lado, a diferencia de la mayoría de los primeros sistemas de navegación, **no requiere el empleo a bordo de mapas especiales**.

A la hora de **leer los resultados a bordo es similar al sistema ADF/NDB**. Estos se obtienen directamente de un indicador que indica la dirección a seguir respecto a la estación de tierra. El piloto solo tiene que alinear el avión con la dicha dirección. Además, el DME proporciona directamente en cifras (en NM) la distancia hasta la estación sintonizada.

En precisión, el sistema VOR/DME supera al sistema ADF/NDB. El CVOR tiene una precisión angular de 2° y el DVOR de 0.5° , frente a los 5° del ADF. Además, la posición proporcionada por el sistema combinado VOR/DME es más exacta que la obtenida con el sistema ADF/NDB y, por supuesto, más que la de cualquier otro sistema de navegación anterior. Comparándolo con el Decca, uno de los sistemas más precisos hasta la fecha, recordamos que este proporcionaba la posición de una aeronave con un error de $\pm 1\text{NM}$, mientras que el error cometido por el DME es de $\pm 0,2\text{ NM}$, es decir, 5 veces mejor. Por contra, cuando la ruta de la aeronave no es exactamente hacia o desde la estación, la precisión del DME disminuye. Por otro lado, es cierto que **el alcance del sistema ADF/NDB es mayor que el del VOR/DME**, superándolo considerablemente.

Además, el VOR/DME mejora también en fiabilidad de la propagación de la señal y en precisión angular al ADF. Este se veía muy afectado por las condiciones atmosféricas y la conductividad del terreno en los alcances largos. Sin embargo, el DME, al funcionar en el rango de frecuencias UHF, no está influenciado por las interferencias atmosféricas. Por su parte, el VOR está **libre de interferencias estáticas** (provocadas principalmente por transmisores y equipos eléctricos) y a las debidas a la onda de espacio, ya que trabaja en VHF, pero se ve afectado por reflexiones de la señal en objetos situados en el entorno de la instalación, lo que ocurre especialmente en los aeropuertos, afectando a su precisión.

Los errores debidos a estas reflexiones se reducen si las dimensiones horizontales del sistema de antena se aumentan. Esto no puede lograrse de la forma convencional, por lo se ha solucionado utilizando en los alrededores de los aeropuertos el VOR Doppler, mucho menos sensibles a estos inconvenientes. Precisamente en estas zonas es donde el sistema convencional se ve más afectado y donde, además, es más importante conseguir una precisión alta debido a las características de las operaciones que allí se realizan.

En cuanto a la **banda de frecuencias empleada**, en el VOR es del orden de los 100 MHz, es decir, VHF, **mucho mayor** que la de la mayoría de sistemas de alcance medio vistos hasta ahora, que se situaban en las bandas de frecuencia baja (LF) y media (MF), como es el caso del sistema ADF/NDB o del Loran, que trabaja en la banda de MF. Esto hace que el VOR/DME sea más preciso que estos. En este sentido, se ha dado un paso

importante, diferenciándose mucho de los anteriores. Por su parte, la del DME trabaja a frecuencias incluso mayores, siendo estas del orden de los 100 MHz, es decir, en la banda de UHF.

	Alcance efectivo máximo (NM)	Precisión (°)	Banda de frecuencias	Potencia (W)
ADF/NDB	350	3	LF/MF	25-2000
VOR/DME	200	0.5	VHF/UHF	50-200

Tabla 3.2. Comparativa ADF/NDB-VOR/DME

El sistema VOR/DME tiene un **alcance muy limitado**, no superando, como ya se ha visto, las 200 NM. Esto lo limita a un medio de radionavegación de corta y media distancia, haciendo necesario el uso de muchas estaciones para cubrir el sistema de aerovías de un país. Teniendo en cuenta que actualmente hay aeropuertos en casi todas las ciudades de los países del primer mundo y que, en general, estas distan entre sí menos que el alcance del sistema, pueden bastar las estaciones situadas en las cercanías de los aeropuertos, por lo que no es una desventaja muy importante.

A diferencia del resto de sistemas instalados a bordo del avión que hemos visto hasta ahora, **el DME no es un sistema pasivo**, es decir, no se limita a recibir señales e interpretarlas, sino que, basándose en el sistema radar, también las transmite. La diferencia básica entre el radar y el DME es que el radar primario transmite una señal y recibe el eco de la misma, mientras que en el DME se usa una señal diferente, emitida por el transpondedor de tierra para responder a la señal emitida por el avión.

Esto supone un paso muy importante en la evolución de los sistemas de navegación, ya que permite la **interacción de las aeronaves con el entorno**, sentando las bases de la navegación en el futuro. Por el momento, esta interacción se limita a las estaciones en tierra, pero en poco tiempo se espera que todas las aeronaves interactúen entre sí para conocer su situación en el espacio aéreo, como veremos en la tercera parte de este Trabajo Fin de Grado.

El VOR no tiene limitación de capacidad de usuarios, ni restricción direccional, es decir, puede emplearse en los 360°. Sin embargo, **el DME tiene una capacidad máxima de 100 usuarios**. Si hay más solo se responderá a los 100 usuarios más cercanos. Esto, aunque es un inconveniente, en general, es suficiente para el volumen de tráfico actual en casi cualquier parte del mundo. En este sentido, es un retroceso respecto al sistema ADF/NDB, que no tenía límite de capacidad.

Muchos **procedimientos de aproximación con instrumentos** requieren el empleo del DME. En estos casos se emplea el DME-P o DME de precisión. De esta forma, se consigue eliminar la necesidad de realizar maniobras de procedimiento, ahorrando tiempo de vuelo. Además, permite la reducción de los mínimos de separación longitudinal establecidos para la aproximación de vuelos IFR, sin que con ello se vea afectada la seguridad, gracias a la exactitud de este sistema. De esta forma, el sistema VOR/DME permite la optimización de la realización de los cálculos de descenso y aproximación a un aeropuerto.

3.4 Sistema de Aterrizaje por Instrumentos (ILS)

El ILS (Instrument Landing System) es un sistema de aproximación por instrumentos que utiliza una combinación de señales de radio para proporcionar guiado lateral, vertical e información de distancia durante la parte final del vuelo para realizar un aterrizaje de precisión.

El ILS está compuesto por tres subsistemas:

- Localizador (LOC, localizer)
- Senda de planeo (G/S, Glide Slope)
- Radiobalizas/ DME (Distance Measuring Equipment)

Estos tres subsistemas pueden ser complementados por otros como el sistema de luces de aproximación o algún NDB, VOR o DME. A veces, incluso se integra con un servicio de radar.

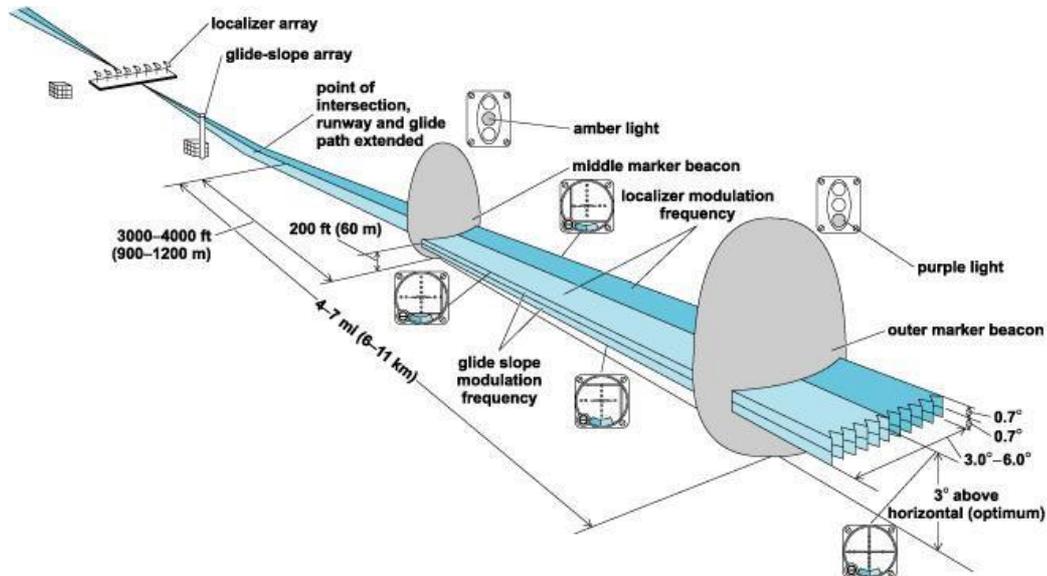


Figura 3.17. Esquema de funcionamiento del ILS

El ILS que conocemos actualmente es la evolución del rayo de Lorenz diseñado por Ernst Krammar que, a su vez, se basó en el LFR/Range. Es el sistema de ayuda a la aproximación y el aterrizaje establecido por OACI desde 1947¹³.

3.4.1 Principio de funcionamiento del ILS

3.4.1.1 Equipo de tierra

Localizador (LOC)

El localizador es el encargado del guiado en el plano horizontal. Es un sistema formado por 8, 14 o 24 antenas direccionales logo-periódicas¹⁴ que consta de un transmisor de VHF que utiliza el mismo rango de frecuencias que el transmisor del VOR (108.10 – 111.975 MHz). A diferencia de este, el localizador trabaja con frecuencias decimales impares, con una separación de canales de 50 Hz, siendo 40 el número de estos. Está situado a unos 300 m del extremo contrario a la dirección de aproximación, colineal con el eje de la pista.

El equipo en tierra emite tres señales:

- *CSB (Carrier Side Band)*: Portadora entre 108.1 MHz y 111.975 MHz modulada al 20% por una señal resultante de sumar dos tonos de 90 Hz y 150 Hz.
- *SBO (Side Band Only)*: Señal con bandas laterales y portadora suprimida modulada con una señal resultante de restar dos tonos de 90 Hz y 150 Hz.
- *CLR (Clearance)*: Señal transmitida con 8 kHz de diferencia respecto a la frecuencia de trabajo del localizador. Esta señal es transmitida por la mayoría de los localizadores para evitar que las aeronaves detecten falsos nulos y, por error, crean estar situados en el eje de la pista.

¹³ <http://instrument.landingsystem.com/>

¹⁴ Antenas cuyos parámetros de impedancia o radiación son una función periódica del logaritmo de la frecuencia nominal.

Las señales emitidas por las antenas se suman en el espacio dando lugar a una diferencia de modulación (DDM) distintas de las señales de 90 Hz y 150 Hz. El resultado son dos patrones de radiación direccionales. Uno en el que predomina la señal de 90 Hz, llamado zona amarilla, y otro en el que predomina la frecuencia de 150 Hz, llamado zona azul. Estos dos patrones de radiación se cruzan coincidiendo con el eje de la pista, donde la diferencia de modulación resultante tiene un valor nulo.

El localizador emite, además, a 1020 Hz una señal de audio en Código Morse que se añade a la señal de navegación y que permite identificar el ILS. Esta señal de audio consiste en la letra “I”, seguida por dos letras adicionales y sirve para que los pilotos sepan que la señal ILS funciona correctamente. El sistema ILS se basa únicamente en el localizador para emitir su identificación, ya que el equipo de la senda de planeo no emite ninguna señal de este tipo.

Un avión que se esté aproximando a la pista recibirá con mayor intensidad la señal de 150 Hz si está a la derecha del eje de la pista. Por el contrario, si está situado a la izquierda del eje de la pista recibirá con mayor intensidad la señal de 90 Hz. Si el avión está alineado con el eje de la pista, recibirá ambas señales con la misma intensidad.

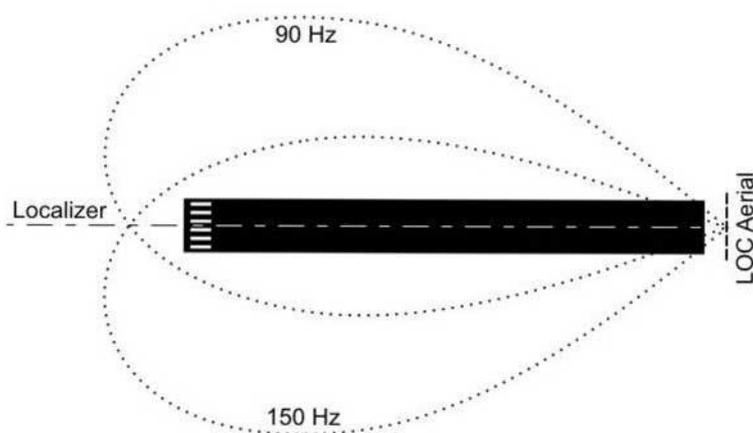


Figura 3.18. Localizador (LOC)

El ancho del haz puede variar entre los 3° y los 6°, siendo de 5° el más utilizado. Se hace así para conseguir un haz de unos 700 ft¹⁵ de ancho en el límite de la pista. La anchura del haz va aumentando, por lo que a una distancia de 10 NM desde el transmisor, el haz es de, aproximadamente, 1 NM de ancho.

Los haces emitidos por el localizador pueden llegar a las 25 NM dentro de $\pm 10^\circ$ del centro de la pista, a 17 NM entre los 10° y 35° del centro de la pista y a 10 NM fuera de los $\pm 35^\circ$, ya que la parte principal de la señal es coaxial con el eje de la pista.

Back Course

Algunas pistas tienen el sistema ILS para ser utilizados solo en una dirección. Sin embargo, debido a que el haz del localizador también emite en la dirección opuesta, el sistema puede aprovechar esto para proporcionar guía para la aproximación. Esto se conoce como “back course”. El back course está destinado a fines de aterrizaje y se asegura con una radiobaliza emitiendo a 75 MHz o un NDB situado entre 3 NM y 5 NM del comienzo de la pista. La guía proporcionada de esta forma tiene una precisión menor que la proporcionada por la forma habitual.

Esto solo es posible cuando el sistema transmisor del localizador está formado por antenas antiguas, ya que las antenas actuales, más modernas, son altamente direccionales y no proporcionan una señal suficiente para

¹⁵ 213,36 metros.

proporcionar un “back course”.

Senda de Planeo (G/S, Glide Slope)

La senda de planeo proporciona guiado vertical durante la aproximación a través del ángulo de descenso. La señal es transmitida por un sistema transmisor de radio UHF y una antena situada en tierra, a una frecuencia de entre 328.6 MHz y 335.4 MHz, con una separación de 50 kHz entre cada canal. El transmisor está localizado a un lado de la pista, en la zona donde se produce la toma de contacto, entre 750 y 1250 ft del comienzo de esta y entre 400 y 600 ft de su eje. Su precisión es de $\pm 1/2^\circ$.

Al igual que la señal del localizador, la de la senda de planeo también está formada por dos patrones de radiación que se intersectan, moduladas a 90 Hz y 150 Hz. Estas señales están dispuestas una encima de la otra. El espesor de la zona superpuesta es de unos 0.7° .

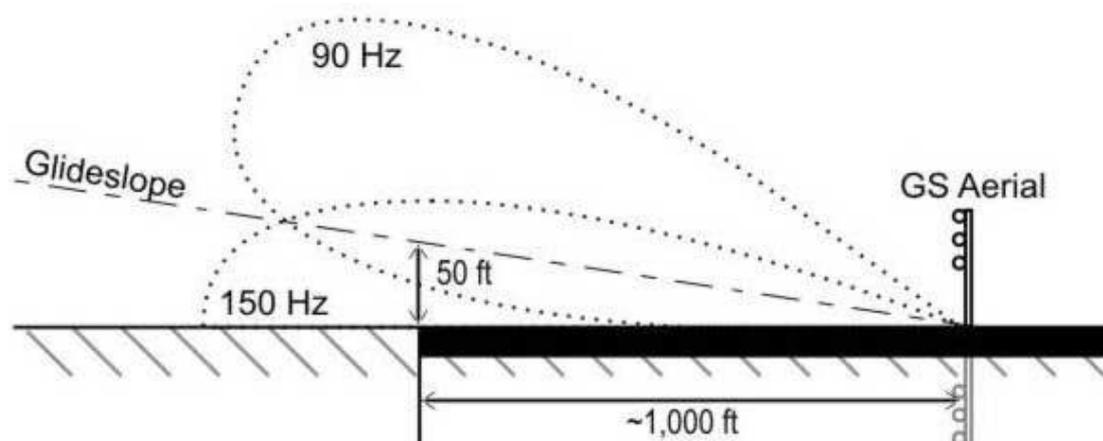


Figura 3.19. Senda de Planeo

La señal de la senda de planeo se sitúa en un rango de entre 2° y 4.5° sobre el plano horizontal de aproximación. Típicamente, este valor está entre 2.5° y 3° , dependiendo de los obstáculos durante la aproximación y de la pendiente de la pista. Tiene un alcance de unas 10 NM.

3.4.1.2 Equipo de a bordo

Las aeronaves deben estar equipadas con el equipo adecuado para recibir y procesar las señales proporcionadas por el sistema ILS. Un avión que no disponga del equipo necesario no podrá utilizarlo.

Receptor del localizador

La señal es recibida a bordo de la aeronave por el receptor del localizador. Este suele ser un receptor de VHF superheterodino que recibe y procesa la señal emitida por el emisor del localizador. El resultado del procesado de la señal se muestra en un CDI. Esto provoca el movimiento del indicador vertical, la llamada barra de pista (Track Bar, TB), que indica al piloto su situación respecto a la pista de aterrizaje. Cuando la señal resultante es nula, el indicador vertical coincide con el eje de la pista. El receptor del localizador y el receptor del VOR forman una sola unidad. Ambos comparten algunos circuitos electrónicos, el mismo selector de frecuencia, control del volumen y botón de apagado/encendido.

El avión se aproximará a la pista con el piloto automático activado. Este comenzará a seguir el localizador por sí mismo. A continuación, el avión empezará a descender siguiendo la senda de planeo. El piloto es el encargado de reducir la velocidad y situar los flaps en la posición adecuada. El procedimiento habitual es captar en primer lugar el localizador y después seguir la senda de planeo.

Si el avión vuela paralelo al eje de la pista, pero desplazado hacia la izquierda, en la zona en la que predomina la señal de 90 Hz, el indicador estará desplazado hacia la derecha, lo que significa que tiene la pista a la derecha, por lo que el piloto deberá corregir su posición, virando el avión hacia la derecha para alinearse con el eje de la pista.

Por el contrario, si el avión está volando en paralelo al eje de la pista, pero a la derecha de esta, en la zona donde predomina la señal modulada a 150 Hz, la barra del indicador estará desplazada hacia la izquierda.

Cuando el avión vuela sobre área donde intersectan las señales de 90 y 150 Hz, ambas señales afectan a la barra de pista, por lo que, si el avión está ligeramente inclinado a uno de los lados, la barra de pista, también lo estará. Esto hace necesaria una ligera corrección de la posición. El objetivo es que el avión esté alineado con el eje de la pista, que coincide con los puntos en los que las señales de 90 y 150 Hz tienen la misma intensidad y, por tanto, la barra de pista está situada en el centro del indicador. La Track Bar es aproximadamente cuatro veces más precisa en su función como indicador del localizador que en la de indicador del VOR.

Receptor de la senda de planeo

La señal de la senda de planeo es recibida a bordo del avión por una antena UHF. En aviónica moderna, estos controles están combinados con los del VOR, por lo que la frecuencia correcta del transmisor de la senda de planeo se sintoniza automáticamente en el instante en el que se selecciona la frecuencia del localizador.

El resultado de procesar la señal recibida por el receptor de la senda de planeo es enviado, al igual que sucedía con el localizador, al CDI. El indicador de a bordo del sistema ILS puede ser utilizado por el piloto para determinar la posición exacta, que proporciona guiado vertical y horizontal. Cuando los punteros vertical y horizontal están en el medio significa que la aeronave se encuentra en el punto de intersección del plano horizontal y la senda de planeo.

Cuando el avión se encuentra por encima de la senda de planeo, el puntero horizontal se desplaza hacia abajo, indicando al piloto que debe reducir la altitud de la aeronave para seguir por la senda de planeo.

Cuando la aeronave se encuentra por debajo de la senda de planeo, el puntero horizontal se sitúa en la parte superior, lo que indica al piloto que debe aumentar la altitud de la aeronave para volar por la senda de planeo.

La zona en la que se superponen las señales de la senda de planeo a 1.4° tiene una anchura de unos 1500 ft¹⁶ a una distancia de 10 NM, 150 ft¹⁷ a una distancia de 1 NM y menos de un pie en el instante de tocar tierra.

La precisión del instrumento aumenta a medida que el avión se acerca a tierra, por lo que el piloto debe prestar atención a que las agujas del indicador estén siempre situadas en el centro. De esta forma, se consigue un guiado muy preciso durante la fase de aterrizaje.

3.4.1.3 Radiobalizas

Desde los años 30 hasta la década de los 50 las radiobalizas eran muy utilizadas a lo largo de las aerovías para indicar la posición de la aeronave en la ruta, pero a partir de los años 60 su uso ha quedado limitado a los sistemas de aterrizaje por instrumentos. Actualmente están cayendo en desuso, sobre todo en las zonas más desarrolladas del planeta, siendo sustituidos por nuevas tecnologías.

Las radiobalizas empleadas en el sistema ILS sirven para proporcionar al avión datos instantáneos de su distancia hasta el umbral de la pista de aterrizaje mediante la identificación de puntos predeterminados a lo largo de la fase de aproximación. Son transmisores de baja potencia que operan a una frecuencia de portadora de 75MHz con 3 W o menos de potencia nominal de salida. Irradian un haz elíptico desde el suelo hacia arriba.

Se utilizan tres radiobalizas alineadas con la pista de aterrizaje, además de, si fuera necesario, una radiobaliza extra para indicar la aproximación mediante "back course".

¹⁶ 457.2 m.

¹⁷ 45.72 m.

Radiobaliza exterior (Outer Marker, OM)

La radiobaliza exterior se encuentra entre 3.5 y 6 NM del umbral de pista. El haz que emite esta radiobaliza intersecta al haz de la senda de planeo a una altitud de aproximadamente 1400 ft¹⁸ sobre el nivel de la pista. Además, indica el punto aproximado en el que una aeronave entra en la senda de planeo en circunstancias normales y representa el inicio de la parte final de la aproximación para el aterrizaje. No se puede colocar una radiobaliza en cualquier sitio debido al terreno.

Emite una señal modula a una frecuencia de 400 Hz en Código Morse¹⁹. En la aeronave la señal es recibida por un receptor de radiobalizas de 75 MHz. Su antena es altamente direccional y apunta hacia arriba. Cuando el avión pasa por encima de la antena de la radiobaliza exterior, su receptor de radiobaliza detecta la señal. El piloto escucha un tono desde el altavoz o los auriculares y se enciende una luz azul.



Figura 3.20. Radiobaliza exterior (OM)

En algunas instalaciones de ILS, como en los Estados Unidos, la radiobaliza exterior se combina con un NDB para formar un LOM (Localizador Outer Marker). Un LOM es una ayuda a la navegación que se utiliza como parte del ILS y que sirve para que las aeronaves puedan navegar directamente a la ubicación mediante el NDB y ser alertadas por la radiobaliza cuando vuelen sobre ella. Pero en general, las radiobalizas exteriores están siendo sustituidas por un NDB y, en algunos casos, apoyados estos por correcciones del GPS.

Radiobaliza intermedia (Middle Marker, MM)

La radiobaliza intermedia se utiliza para indicar el punto de transición entre las reglas de vuelo instrumental (IFR) y las reglas de vuelo visual (VFR) y para indicar al piloto que el contacto con la pista de aterrizaje es inminente. Además, si se está aterrizando con ILS CAT I, y el piloto en este punto no tiene señales visuales de pista, debe iniciar la maniobra de aproximación frustrada. Está situada aproximadamente entre 0.5 y 0.8 NM del umbral de pista, para que coincida con la altura de decisión de la CAT I. En el instante en que la aeronave sobrevuela esta radiobaliza se encuentra a una altitud de entre 200 y 250 ft por encima de ella.

La frecuencia del tono de identificación es de 1300 Hz y emite una señal sonora en código morse de puntos y rayas alternativos. Al pasar por encima de la radiobaliza intermedia se ilumina una bombilla de color ámbar. Esta radiobaliza ha sido retirada en algunos países, como por ejemplo en Canadá.



Figura 3.21. Radiobaliza intermedia (MM)

Radiobaliza interior (Inner Marker, IM)

La radiobaliza interior emite una señal sonora de puntos modulada en amplitud (AM) con una frecuencia de

¹⁸ 426.72 m.

¹⁹ Dos rayas por segundo.

3000 Hz, seis por segundo. Al sobrevolarla se enciende en la cabina del piloto una luz blanca. Está situada entre 250 ft y 1500 ft del umbral de pista, en la vertical con el punto de corte de la senda de planeo con el plano de Altura de Decisión mínima de CAT II²⁰. Indica al piloto que está a punto de cruzar el umbral de pista y, si no visualiza ninguna referencia de ella, deberá realizar una maniobra de aterrizaje frustrado. Esta radiobaliza tiene que ser utilizada para los sistemas de CAT II y III. No se utiliza en CAT I porque cuando la aeronave pasa por esta radiobaliza, el piloto ya está volando en condiciones de vuelo visual (VFR).



Figura 3.22. Radiobaliza interior (IM)

Radiobaliza de back course (Back Course Marker, BC)

Para indicar una aproximación “back course” se utiliza una radiobaliza cuyo sonido en cabina e indicaciones visuales son los mismos que los de la radiobaliza interna (IM), pero su situación es distinta. Como se dijo anteriormente, esta radiobaliza está situada entre 3 NM y 5 NM del comienzo de la pista.

Equipo medidor de distancia (Distance Measuring Equipment)

Ya hemos visto que los DME están sustituyendo a las radiobalizas en muchas instalaciones de ILS, ya que ofrece un seguimiento más preciso y continuo de la situación y no requiere una instalación fuera de los límites del aeropuerto. Cuando se utiliza el DME combinado con el sistema ILS, se sitúa a mitad de camino entre los dos umbrales de pista, con el retardo interno modificado de forma que una unidad de DME pueda proporcionar información de la distancia a cualquiera de los umbrales de la pista.

Para aproximaciones en las que se utiliza el DME en lugar de las radiobalizas, debe quedar registrada esta situación en las cartas de navegación en las que se indiquen los procedimientos de aproximación por instrumentos. Además, la aeronave debe tener una unidad DME operativa para llevarlos a cabo.

3.4.1.4 Sistema de Luces de Aproximación (Approach Lighting System)

En los aeropuertos, sobre todo en los más grandes, existen instalaciones que incluyen sistemas de luces de aproximación de media y alta intensidad para apoyar al ILS y conseguir los mínimos de visibilidad. Este sistema asiste al piloto en la transición de vuelo instrumental a visual para alinear al avión con el eje de la pista. Es importante destacar que no forman parte del ILS, sino que son un complemento a este.

Los sistemas de luces de aproximación más simples comienzan, por regla general, unos 500 m antes del umbral de pista mientras que los más complejos lo hacen unos 900 m antes. Consisten en una sucesión de luces blancas alineadas con el eje de la pista de aterrizaje y divididas por barras transversales, también iluminadas, con una separación entre ellas bien de 300 m o de 150 m.

²⁰ 30 metros.



Figura 3.23. Sistema de luces de aproximación

En los aeropuertos equipados para realizar aproximaciones ILS CAT II y CAT III, deberán colocarse, además de las mencionadas anteriormente, luces que señalen al piloto los últimos 300 metros de la aproximación. Estas luces consisten en una serie de barras de color blanco que indican el eje de la pista y dos series de barras de luces rojas, una a cada lado de la línea que indica el eje de la pista, tal y como puede verse en la imagen superior.

3.4.2 Categorías de operación

El sistema ILS debe proporcionar una cierta precisión establecida por OACI. Para asegurar que se cumplen los requisitos mínimos, las organizaciones de inspección de vuelo deben realizar inspecciones para certificar su cumplimiento. Estos mínimos vienen definidos por dos parámetros:

- *Altura de decisión (DH, Decision Height)*: Es el punto en el que el ILS deja de proporcionar información de guía. A esta altura el piloto debe iniciar una maniobra de aproximación frustrada si no tiene la referencia visual requerida para continuar descendiendo hasta el aterrizaje.
- *Alcance visual de pista (RVR, Runway Visual Range)*: Según el Anexo III²¹ de la OACI, se define como la distancia hasta la cual el piloto de una aeronave que se encuentra sobre el eje de una pista puede ver las señales de la superficie de la pista o las luces que la delimitan o que señalan su eje.

El *transmisómetro* es el instrumento encargado de medir el RVR que hay en una pista de aterrizaje. Normalmente está situado junto a ella. Consta de una fuente de luz que se separa de una célula fotovoltaica entre 500 ft y 700 ft. El receptor detecta el incremento o disminución de la cantidad de partículas que hay entre este y la fuente de luz, de forma que puede medirse la transparencia u opacidad relativa del aire. Los datos son recibidos en la torre del aeropuerto que, a su vez, pueden ser transmitidos a los pilotos.

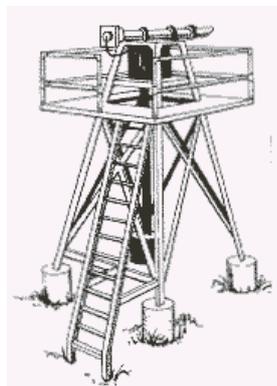


Figura 3.24. Transiometro

²¹<http://www.proteccioncivil.org/catalogo/carpeta02/carpeta24/vademecum12/vdm02515ar/anexos%201%20a%2018.pdf>

Existen tres categorías de equipos ILS, dependiendo de su precisión. En ellas se incluyen tanto los equipos de tierra como los embarcados, ya que para realizar una aproximación de una determinada categoría.

CAT I

El ILS estándar se considera de Categoría I. Se basa solo en las indicaciones del altímetro para determinar la altura de decisión (DH) y tiene una precisión de ± 35 ft. Las aeronaves pequeñas suelen estar equipadas para volar sólo en esta categoría.

- Altura mínima de decisión de 200 ft.
- Visibilidad mínima de la pista de aterrizaje de 2400 ft o 1800 ft en el caso en el que la línea central y las zonas de toma de contacto de la pista estén iluminadas.
- El avión tiene que estar equipado, además de los dispositivos para volar en condiciones IFR, con el sistema ILS y un receptor de radiobaliza.

CAT II

La Categoría II incluye iluminación de la línea central de la pista y la zona de contacto, además de otras ayudas. Tiene una precisión de ± 25 ft.

- Altura mínima de decisión de 100 ft.
- Mínimo de visibilidad de la pista de 1200 ft.
- El avión debe estar equipado con un radioaltímetro o un receptor de radiobalizas, un piloto automático, un sistema para eliminar gotas de lluvia y un sistema de control automático del motor. La tripulación tiene que estar compuesta por dos pilotos.
- Requiere certificación adicional del avión y de la tripulación.

CAT III

Tiene una precisión de ± 10 ft.

En CAT III el avión debe estar equipado para realizar un aterrizaje automático, ya que los mínimos meteorológicos de la CAT III no proporcionan suficientes referencias visuales para permitir un aterrizaje manual, por ello depende del control del rodaje y de la redundancia del piloto automático, ya que el piloto solo tiene tiempo para decidir si el avión aterriza en la zona de toma de contacto (CAT IIIA) y para garantizar la seguridad durante la rodadura (CAT IIIB).

En ambos casos (CAT IIIA y CAT IIIB) se requiere que, tanto el avión como la tripulación estén debidamente cualificados. En el caso de la CAT IIIB se requiere un HUD (Head-Up Display), que permite al piloto realizar las maniobras él mismo, en lugar del piloto automático. Esto se consigue siguiendo las indicaciones proporcionadas a partir de las señales del sistema ILS. El HUD es un sistema cada vez más popular.

Algunos aviones comerciales están equipados con sistemas para realizar un aterrizaje automático, que permite a la aeronave tomar tierra sin transición de reglas de vuelo instrumental (IFR) a visual (VFR) para realizar el aterrizaje. Estas operaciones requieren unos equipos, procedimientos y capacitación especializados tanto en el avión, como en el aeropuerto y en la tripulación. Esta forma de aterrizaje recibe el nombre de *autoland* y es lo que permite al aeropuerto de París, Charles de Gaulle, tener operaciones todos los días del año. Algunas aeronaves modernas están equipadas con sistemas de sensores infrarrojos para mejorar su visión, lo que permite el funcionamiento del aeropuerto en unas condiciones que, de otro modo, no serían adecuadas para el aterrizaje. Estos equipos también pueden ser utilizados durante el despegue.

Tanto los equipos del sistema de aterrizaje automático como los del HUD requieren comprobaciones y

mantenimiento especiales para garantizar su correcto funcionamiento y el cumplimiento de los requisitos establecidos.

Al igual que la Categoría II, la Categoría III incluye iluminación de la línea central de la pista y la zona de contacto, además de otras ayudas. Requiere certificación adicional del avión y de la tripulación. Esta certificación es única para cada aeronave con una altura de decisión mínima y una visibilidad mínima únicas.

CAT III A

- Altura mínima de decisión por debajo de los 100 ft.
- La visibilidad mínima de la pista es de 700 ft.
- La aeronave tiene que estar equipada con un piloto automático y con un HUD (Head-up display).
- Requiere certificación adicional del avión y de la tripulación.

CAT III B

- Altura mínima de decisión por debajo de los 50 ft.
- Visibilidad mínima de pista de 150 ft.

CAT III C

- Visibilidad cero.

3.4.3 Análisis de las ventajas e inconvenientes del ILS

El ILS es el resultado de la evolución de los sistemas de aterrizaje que hemos estudiado en la primera parte del TFG. Como hemos visto, el concepto es muy parecido al Haz de Lorenz, en el que se delimitaban tres zonas sobre la pista de aterrizaje. Sin embargo, mientras este proporcionaba al piloto su localización a través de sonidos en Código Morse, el ILS interpreta las señales recibidas y las muestra en un indicador a bordo que señala al piloto la maniobra a realizar para realizar un aterrizaje con seguridad, solución ésta mucho más cómoda e intuitiva.

Otra característica en común entre ambos sistemas es la utilización de radiobalizas para indicar diferentes puntos de la trayectoria de aproximación a la pista de aterrizaje. Esto permite al piloto controlar algunos parámetros del avión, tales como la velocidad, además de conocer su posición aproximada durante el trayecto.

Sin embargo, hemos visto que estas balizas están siendo reemplazadas por otros sistemas que proporcionan una información más completa de la situación del avión durante la maniobra. Así, el DME permite al piloto conocer de forma continua su distancia hasta dicha radioayuda, por lo que no tiene que esperar a pasar sobre una radiobaliza para conocerla. En este caso, se hace necesario establecer maniobras predefinidas cada vez que el avión pase por determinados puntos del trayecto, de forma equivalente a lo que significaba el paso sobre una radiobaliza. Si bien es cierto, que las radiobalizas están quedando en desuso, a pesar de las ventajas de otros sistemas sobre ellas, no han sido sustituidas masivamente de forma inmediata debido a su sencillez y escaso coste de operación y mantenimiento.

Como se ha visto, el ILS es un **sistema muy sencillo** que permite a cualquier piloto aprender su funcionamiento de forma fácil y rápida. Esto es muy importante, ya que agiliza su aprendizaje, reduciendo una maniobra compleja y crítica, como el aterrizaje, a colocar el avión de forma que las barras del indicador de a bordo estén situadas perpendicularmente en el centro.

Por otro lado, **el ILS supera en precisión a sus antecesores**. Bien es cierto que la precisión del sistema depende de la categoría a la que pertenezca. En este sentido, esto proporciona una **gran versatilidad**, ya que dependiendo de las condiciones atmosféricas y de visibilidad de los aeropuertos, pueden emplear una categoría u otra. De esta forma, nunca se utilizan unas instalaciones más complejas y costosas de lo necesario.

Por el contrario, **a mayor precisión** requerida, **mayor coste** de implantación tendrá sistema. Desde la propia instalación del aeropuerto, que será más compleja, hasta el piloto, que debe tener una preparación especial, pasando por la aeronave, que debe estar equipada con los componentes necesarios para cada categoría.

El principal inconveniente es que **las señales del ILS son sensibles a interferencias** provocadas por diversos factores. Así, estas interferencias pueden ser causadas por reflexiones en objetos de grandes dimensiones, tales

como edificios, hangares o aeronaves situadas en puntos de espera junto a la pista. Además, la precisión del sistema puede verse afectada por la presencia de lluvia o nieve. Las emisoras de radiodifusión FM que transmiten a frecuencias inferiores a los 108 MHz también pueden afectar a las señales. Sin embargo, en este último caso el empleo de filtros permite solucionar el problema.

Todos estos posibles focos de interferencias imponen **importantes limitaciones en la instalación del sistema**. Así, la instalación de los sistemas de la senda de planeo depende del terreno situado frente a las antenas: un terreno irregular o con pendiente puede producir reflexiones, dando lugar a una senda de planeo irregular que cause desplazamientos inesperados en el indicador de a bordo.

Por ello, se hace necesario el **establecimiento de zonas críticas** en el entorno de la instalación del ILS para evitar las mencionadas reflexiones que puedan afectar de forma negativa a la señal. Estas zonas críticas pueden provocar la prohibición de uso de algunas calles de rodadura, lo que puede llevar a provocar restricciones en las operaciones, con el consiguiente aumento de los tiempos de espera, o el aumento de la separación entre las aeronaves. Como consecuencia, **la instalación de un sistema ILS puede ser costosa** debido a la complejidad de las antenas del sistema y a la necesidad de cumplir estos criterios de emplazamiento.

Estas limitaciones no terminan aquí ya que, al ser **la trayectoria de la senda de planeo es única**, no es posible adaptarla a las necesidades de las aeronaves o a la situación del terreno. Además, para ofrecer un margen de seguridad en aterrizajes simultáneos llevados a cabo sobre pistas paralelas, el sistema necesita una separación de entre 4000 ft y 5000 ft entre los ejes centrales de estas. Eso supone una limitación más a su instalación.

Otra desventaja importante es que, debido a la gran densidad de tráfico aéreo que hay en la actualidad, **el número de canales asignados no es suficiente para cubrir las necesidades**.

Así, la propia concepción del ILS como sistema de aterrizaje lo limita a la hora de cumplir los requisitos de capacidad y flexibilidad que se necesitan actualmente y, lo más importante, los que se necesitarán en un futuro cercano. Debido a esto, OACI se planteó la necesidad de un nuevo sistema para sustituir al ILS y que fuera capaz de superar todas las limitaciones que acabamos de ver.

3.5 Sistema de Aterrizaje por Microondas (MLS)

El Sistema de Aterrizaje por Microondas o MLS (Microwave Landing System) es un sistema diseñado para proporcionar información de guiado a una aeronave en la fase de aproximación final. Proporciona a la aeronave la posición lateral respecto al eje de pista, la posición vertical respecto al plano horizontal y, con un DME-P asociado, información de distancia. Nació como sustituto del ILS a medio y largo plazo.

3.5.1 Evolución y principio de funcionamiento del MLS

Debido a las limitaciones del ILS, a finales de la década de los sesenta se estaba buscando, a medio y largo plazo, un sustituto que lo superara en prestaciones. De esta forma, tras unos años de estudio en 1971 se publicaron unos requisitos operacionales que serían ratificados en 1972 por la Asamblea de OACI en Montreal. Se estudiaron tres propuestas basadas en esos requisitos operacionales.

- El *sistema DMLS* (Doppler Microwave Landing System) fue desarrollado por Reino Unido. Estaba basado en el efecto Doppler, que permite medir la velocidad de un móvil a partir del desplazamiento de la fase de la señal emitida debido al movimiento relativo de este respecto de la estación emisora. Mediante la instalación de dos sistemas de este tipo en el umbral de la pista de aterrizaje, uno desplazándose horizontalmente y otro verticalmente, se podría determinar el azimut y elevación del avión.
- El *sistema DLS* (DME Landing System) fue desarrollado por Alemania y Francia. Es un sistema de aterrizaje de precisión basado en la técnica de impulsos del DME. Las interrogaciones emitidas por el equipo DME de a bordo, se recibirían en las estaciones de tierra y, tras ser tratadas, serían devueltas al

avión, proporcionándoles información de distancia, azimut y senda de planeo. La precisión del sistema sería de ± 20 metros en distancia y $\pm 0,1^\circ$ en mediciones angulares.

- El sistema *TRSB* (Time Reference Scanning Beam) fue desarrollado por Estados Unidos y Australia. Estaba basado en la técnica de diagrama de radiación dinámica con referencia al tiempo. Los haces radioeléctricos explorarían en ambos sentidos el espacio aéreo dentro de su cobertura, proporcionándole al avión dos pulsos. El receptor del avión, a partir del intervalo entre ambos pulsos, daría la posición angular en azimut y elevación. La distancia la proporcionaría un DME-P.

Finalmente, en 1978 el TRSB fue seleccionado por OACI para sustituir al ILS a nivel internacional. A partir de entonces, este sistema pasó a llamarse MLS. Así, en 1985 se estableció un Plan de Transición ILS/MLS, que tenía por objetivo implantar el MLS antes de 1998 y retirar el ILS de servicio internacional antes del año 2000. La implantación no se llevó a cabo en las fechas previstas. En 1995, a pesar de obtenerse buenos resultados en la relación coste-beneficio en el sistema MLS, la aparición de nuevas tecnologías, como los sistemas mundiales de navegación por satélite (GNSS), hizo que OACI pusiera en duda la viabilidad económica del MLS. Su implantación fue pospuesta finalmente al año 2010 si las expectativas con estos sistemas no se cumpliesen. A día de hoy, esta implantación aún no se ha llevado a cabo de forma generalizada. Bien es cierto que muchos países de Europa, con condiciones de baja visibilidad, han optado por este sistema como sustituto del ILS.

3.5.1.1 Equipo de tierra

El MLS se basa en transmitir una señal radioeléctrica que suministra trayectorias de aproximación rectilíneas, segmentadas o curvas. Trabaja a frecuencias de entre 5031 MHz y 5091 MHz²². Dispone de 200 canales²³ separados 0.3 MHz. Cada uno de estos canales del MLS lleva asociado un canal DME. El equipo de tierra está compuesto por cuatro subsistemas:

- *Azimut (AZ)*, instalado más allá del final de la pista, sobre su eje.
- *Elevación (EL)*, instalado en un lateral de la pista.
- *Equipo medidor de distancia de precisión (DME-P)*. Se instala en el mismo lugar que el subsistema azimut.
- *Azimut de curso posterior (BAZ)*. Es opcional. Al ser simétrico al subsistema de azimut, se instala antes del umbral de pista.

Además, el MLS transmite dos tipos de datos, datos básicos y datos auxiliares. Los primeros son transmitidos por el equipo de tierra una vez por segundo. Consisten en la identificación de la estación y los datos digitales necesarios para que el receptor procese las funciones de ángulo (AZ, EL y BAZ). Los segundos también son transmitidos con la misma frecuencia y consisten en los datos necesarios para la navegación de área MLS e información complementaria.

La precisión lateral del sistema es de 50 ft, mientras que la vertical es de 12 ft a 60 ft dentro de 2 NM de la referencia de aproximación MLS.

El sistema dispone de monitores que vigilan el formato de la señal, la tolerancia angular de esta y la potencia transmitida. Un supervisor analiza estos datos, dando, en caso necesario, las alarmas a nivel local.

En la instalación del MLS hay que definir áreas críticas en las que hay obstáculos que pueden alterar la calidad de la señal. El sistema permite evitar estas áreas críticas mediante aproximaciones asimétricas respecto al eje de la pista.

²² Banda SHF.

²³ Del 500 al 699.

Azimut (AZ)

El subsistema de azimut suele instalarse a una distancia de entre 300 y 450 metros del final de la pista, en la prolongación de su eje. El borde inferior de las antenas debe tener una altura mínima de un metro sobre el terreno.

Cubre un sector angular de $\pm 40^\circ$ o $\pm 60^\circ$ a cada lado de la pista, con un haz de 1° o 2° , pudiendo realizarse un barrido asimétrico si la situación geográfica del entorno de la pista lo requiere. Tiene una cobertura de 20000 ft²⁴.

Además de información angular, desde el subsistema azimut se envía también la identificación de la estación, compuesta por cuatro letras transmitidas en Código Morse²⁵, datos digitales para que el receptor procese la información, así como otros datos necesarios para establecer la geometría del sistema para la navegación de área MLS.

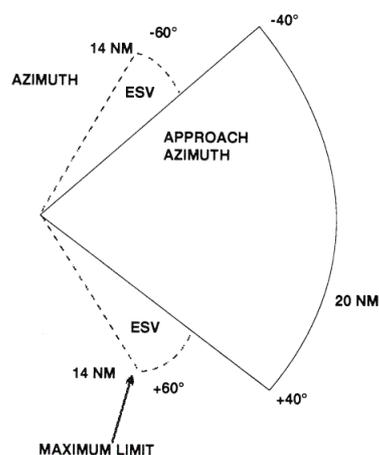


Figura 3.25. Azimut

Elevación (EL)

El subsistema de elevación se instala en el lateral de la pista, opuesto a la calle de rodadura para evitar efectos de apantallamiento, a una distancia de entre 75 m y 180 m del eje de esta, dependiendo de la categoría de la radioayuda. Proporciona información de posición vertical en el sector azimutal, dentro de un ángulo cenital de 15° .

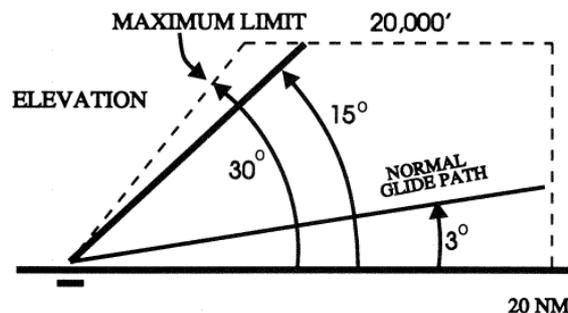


Figura 3.26. Elevación

²⁴ 6000 metros.

²⁵ La primera letra siempre es la M.

La trayectoria de planeo mínima tiene normalmente un ángulo de 3°, valor que no debe excederse.

DME-P

Los MLS pueden disponer de equipos DME/N o DME/P. Estos últimos son obligatorios cuando el sistema se emplea para realizar aproximaciones segmentadas. Por regla general, va instalado en el mismo lugar que el subsistema de azimut frontal.

Este DME de precisión, cuyo principio de funcionamiento se vio anteriormente en el punto 2.3, proporciona continuamente información de distancia dentro de la cobertura del MLS. Se suele situar en el mismo lugar que el subsistema de azimut.

Tiene dos modos de funcionamiento con distintos niveles de precisión, según el tramo de la aproximación al que preste servicio. Por un lado, en Modo de Aproximación inicial (IA) se utiliza desde el límite de su cobertura, 20 NM, hasta una distancia de entre 5 NM y 8 NM y tiene una precisión de 300 ft²⁶. Por otro lado, en Modo de Aproximación Final (FA) se emplea entre esas 5 NM - 8 NM hasta la pista de aterrizaje y proporciona una medida de la distancia con un error de 100 ft²⁷.

Los canales de este subsistema están asociados con los del azimut/elevación. Se emplea parte de la banda de frecuencia del DME convencional, entre 962 MHz y 1.105 MHz.

Azimut de curso posterior (BAZ)

Es opcional en el sistema MLS y su función es proporcionar guiado lateral tanto en los despegues como en las aproximaciones frustradas. Su instalación es similar a la del azimut frontal (AZ), intercambiando las funciones de final y el umbral de pista. Si se instala el sistema MLS para aproximación en ambos sentidos de la pista, el equipo que no esté siendo utilizado como azimut frontal, puede ser utilizado como azimut de curso posterior.

3.5.1.2 Equipo de a bordo

El equipo de a bordo del MLS consta de:

- Antenas receptoras, instaladas de forma que la aeronave reciba en todo momento la señal del sistema sin que se produzcan apantallamientos.
- Unidad selectora, que permite seleccionar el canal del MLS, así como el azimut de aproximación y el ángulo de descenso.
- Receptor/procesador. Selecciona una antena para seguir una trayectoria de descenso segura.
- Unidad de presentación de la información. Consta de un panel de control en el que se muestran los valores de LOC y GP, que también aparecen en el CDI de la misma forma que en un ILS; un indicador de la medida de distancia del DME y un indicador de datos auxiliares (identificación, categoría, identificación de la pista, condiciones o rumbo).
- Interconexiones con los sistemas de a bordo.

La posición de la aeronave en el equipo de a bordo se determina utilizando la técnica TRSB, que consiste en medir el tiempo que transcurre entre el paso del haz de ida y el haz de vuelta por las antenas receptoras del avión.

La capacidad del sistema MLS depende del tipo de aviónica que utilice el avión. El nivel básico permite efectuar una aproximación alineada con el eje de la pista, igual que el ILS. Por su parte, los tres niveles siguientes permiten navegación de área (RNAV), proporcionando guiado de precisión en tres dimensiones, y aproximaciones más complejas. De esta forma, el MLS permite realizar aproximaciones básicas, aproximaciones hacia el eje de la pista, aproximaciones segmentadas y aproximaciones curvas.

²⁶ 91 metros.

²⁷ 30 metros.

3.5.2 Análisis de las ventajas e inconvenientes del MLS

Una vez analizados los dos sistemas de aproximación y aterrizaje más empleados en la actualidad, el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS) y el sistema de aterrizaje por microondas (MLS), podemos hacer una comparación más exhaustiva de ambos.

Si bien es cierto que el MLS nació como sustituto del ILS y que ya ha sido implantado en algunos aeropuertos del mundo, el futuro de este sistema es incierto debido al avance en el desarrollo de otros sistemas de aproximación y aterrizaje mediante satélites que lo superarían en capacidad y prestaciones, como veremos en el siguiente punto de este Trabajo Fin de Grado. Lo que es indudable es que con el MLS se cumple el propósito para el que se diseñó: superar en prestaciones al ILS.

El MLS se diferencia del ILS principalmente en que el principio de funcionamiento del primero está basado en la multiplexación de señales en el tiempo y en el barrido de los diagramas de radiación, mientras que el segundo se basa en la modulación espacial de la portadora por tonos de baja frecuencia.

Una ventaja que tiene el MLS sobre el ILS es que proporciona **guiado para todo tipo de aeronaves**, mientras que el ILS solo lo hace para las aeronaves convencionales²⁸. El hecho de que sea aplicable a aeronaves con aterrizaje vertical²⁹ lo hace útil en entornos militares. Además, a diferencia de este, proporciona guiado en las aproximaciones frustradas y en el despegue de las aeronaves, lo que lo hace mucho más completo.

Esto se debe a las **múltiples trayectorias de aproximación** que proporciona el primero, a diferencia del segundo, que solo proporciona una. Así, las trayectorias asimétricas respecto al eje de pista que permite el MLS son de gran ayuda en los aeropuertos que cuentan con la presencia zonas montañosas en su entorno. De esta forma se consiguen realizar aproximaciones sin necesidad de dar un rodeo importante para evitar dichas zonas montañosas. En este sentido, es **fácilmente adaptable a la navegación de área (RNAV)**. Esto le da una **gran flexibilidad**.

Además, a diferencia de otros sistemas **no es sensible a reflexiones de la señal**. Esto, junto con lo comentado anteriormente, hace que el sistema no esté limitado por los objetos, edificios o terreno natural del entorno. De esta forma, a diferencia del ILS, el MLS **permite operaciones de aterrizaje y despegue en aeropuertos situados en zonas de difícil acceso** sin que la precisión del guiado proporcionado por el sistema se vea afectada.

Por contra, la flexibilidad del MLS provoca una **sobrecarga añadida a los controladores aéreos**, que deberán proporcionar vectores a las aeronaves desde un punto situado a unas 40 NM del aeropuerto hasta que intercepten la guía del MLS. Otro problema que presenta el MLS en este sentido es la **dificultad en la ejecución de maniobras de frustrada**.

Con el MLS es posible llevar a cabo operaciones simultáneas en pistas paralelas separadas 2.500 ft. De esta forma es posible aumentar el número de operaciones de un aeropuerto, lo que haría el tráfico más fluido y supondría una descongestión de esa zona, una ventaja a tener en cuenta ante la gran densidad de tráfico aéreo actual.

El principal problema que puede afectar al funcionamiento del MLS es la posible **existencia de trayectorias múltiples de propagación**. Para evitar esto, los receptores seleccionan las señales más fuertes y persistentes, evitando en muchos casos las señales no directas. Por su parte, las antenas del equipo de tierra se diseñan con diagramas de radiación estrechos para evitar la presencia simultánea de señales directas y trayectorias múltiples. Además, la gran precisión del DME en el segmento de aproximación final, es en sí misma una protección del sistema frente a la propagación múltiple.

Con el MLS se logra superar el problema de interferencias que tenía el ILS con las emisoras comerciales y los fenómenos meteorológicos. Así, las señales radiadas por el sistema MLS no se ven afectadas por las primeras y son muy poco sensibles a los segundos. Esto supone un paso importante, ya que actualmente las emisoras comerciales están muy extendidas y su emisión es constante. Además, el tiempo de detección de señales erróneas en el MLS es de un segundo, por los dos segundos que tarda el ILS CAT III. Esto le permite descartar antes dichas señales erróneas, proporcionando una indicación más exacta de la posición en menos tiempo.

²⁸ CTOL, Convencional Take Off and Landing.

²⁹ V/STOL, Vertical/Short Take Off and Landing.

El MLS tiene una amplia cobertura y un gran alcance para un sistema de aproximación y aterrizaje, superando enormemente tanto al ILS como al PAR. Así, el sistema de aterrizaje por microondas tiene un alcance horizontal de más de 20 NM en un sector de 80° y 6.000 m de altitud. Por el contrario, como vimos en el punto anterior, el ILS solo alcanza las 10 NM en un sector de 16° y llega verticalmente hasta 1.500 m sobre el umbral de pista. Por su parte, el alcance del PAR es el mismo que el del ILS.

Es un sistema de **bajo coste** y fácil acceso. Su **precisión**, como se ha visto, es **variable** según el equipo que emplee, tanto en tierra como a bordo, pero, en general, no hay mucha diferencia de precio para adaptarlo a las diferentes categorías. Es capaz de proporcionar guiado para aterrizajes de categoría CAT III³⁰, haciéndolo útil en condiciones de baja visibilidad. De esta forma, en estas condiciones, no sería necesario suspender la actividad del aeropuerto, con la incidencia que esto tiene en el tráfico aéreo de la zona.

El MLS tiene 200 canales, con capacidad de expandirse hasta los 400, mientras que el ILS solo dispone de 40. Este mayor número de canales hace que la posibilidad de equivocación entre aeropuertos cercanos sea casi inexistente.

Los subsistemas del primero se mueven entre las bandas de frecuencia de UHF y SHF³¹, mientras que los del segundo lo hacen entre las de VHF y UHF³². Debido a esto, las antenas del MLS son mucho más pequeñas que las del ILS. Además, el MLS no requiere del uso de radiobalizas. Todo ello reduce su coste de instalación y mantenimiento respecto al ILS.

El sistema proporciona información adicional y de seguridad acerca de pistas, meteorología y equipos, lo que no hacía ninguno de los sistemas de aproximación y aterrizaje anteriores. Además, el DME-P muestra una medida de la distancia entre el avión y la pista de aterrizaje de forma continua, lo que, junto a los demás datos, da al piloto una imagen de la situación en todo instante durante la maniobra. Todo esto lo convierte en el sistema de aproximación y aterrizaje más completo de todos los estudiados hasta el momento.

Sin embargo, lo que ha frenado la implantación del sistema de aterrizaje por microondas es la aparición de los sistemas de posicionamiento por satélite, tales como el GPS que, en el peor de los casos tiene una precisión de 300 ft³³, menor que la del MLS, pero que supera a la del ILS. De esta forma, como veremos en la tercera parte del TFG, un solo sistema que no requiere estaciones terrestres, permitirá tanto a corto como a largo plazo sustituir a todos los sistemas de navegación actuales, incluidos los de aproximación y aterrizaje.

	ILS	MLS
Principio de funcionamiento	Modulación de la portadora	Multiplexación en el tiempo
Alcance	10 NM	20 NM
Número de canales	40	200 con posibilidad de ampliación a 400
Banda de frecuencias	VHF-UHF	SHF. DME en UHF
Trayectorias de descenso	Única	Múltiples
Guiado en frustradas y despegues	NO	SÍ
Transmisión de datos	NO	SÍ
Tiempo de respuesta del supervisor	2 segundos	1 segundo

Tabla 3.3. Principales diferencias entre ILS y MLS

³⁰ Altura de decisión de 100 ft y visibilidad mínima de pista de 700 ft.

³¹ Entre 5031 MHz y 5091 MHz los subsistemas AZ, EL y BAZ. Entre 962MHz y 1105 MHz el DME-P.

³² Entre 108 MHz y 111,975 MHz el LOC. Entre 328,6 MHz y 335,4 MHz el GP y 75 MHz las radiobalizas.

³³ 91 metros.

4 ANÁLISIS DE LOS FUTUROS SISTEMAS DE AYUDAS A LA APROXIMACIÓN Y ATERRIZAJE

Los sistemas de navegación, tanto en ruta como en aproximaciones, que hemos visto hasta ahora son de gran ayuda para el guiado de las aeronaves. Sin embargo, en las zonas del planeta en las que existe una gran densidad de tráfico aéreo han resultado ser un obstáculo para el crecimiento de la capacidad que se requiere.

Por ello, en el año 1983 OACI creó el Comité FANS³⁴ (Sistemas de Navegación Aérea en el Futuro) encargado de plantear recomendaciones para la evolución de la navegación aérea durante los siguientes 25 años, así como estudiar las tecnologías basadas en satélites que podrían ser introducidas en este tiempo.

Así, en 1988 presentó un concepto basado en sistemas de Comunicaciones, Navegación y Vigilancia, CNS³⁵, en el cual tenían un papel muy destacados los sistemas de satélites, y que se preveía que se ajustara a la evolución del tráfico aéreo. Finalmente, en la 10ª Conferencia de Navegación Aérea, en 1991, OACI adoptó de forma oficial este concepto como sistemas CNS/ATM.

El cambio más importante aportado por el Comité FANS fue la sustitución de sistemas de alcance limitado basados en radioayudas con estaciones en tierra por sistemas basados en satélites de alcance global. Cabe destacar también el empleo de actuaciones necesarias para la navegación (RNP).

En lo relativo a la fase de aproximación y aterrizaje, ya hemos visto que el MLS, sistema que debía sustituir al ILS, está teniendo una implantación muy reducida debido a la aparición de estos sistemas basados en satélites que los superan tanto en cobertura como en las características de la señal. Sin embargo, estos sistemas por sí mismos no serían suficientes para realizar las maniobras de aproximación y aterrizaje con suficiente precisión y seguridad. Por ello, se están desarrollando unas mejoras, algunas de las cuales ya se están implantando, con las que sí se espera superar la precisión de ambos en un futuro cercano.

4.1 GNSS: Sistemas de Navegación por Satélite

GNSS es el término que utiliza OACI para el conjunto de sistemas de navegación basados en satélites.

A principios de la década de 1960, los Departamentos de Transporte(DoT) y de Defensa(DoD) de Estados Unidos y la NASA buscaban desarrollar un sistema basado en satélites que proporcionaran la posición de un móvil. Así, en 1965 entró en servicio TRANSIT, el primer sistema de navegación basado en satélites.

Estaba formado por una constelación de seis satélites con órbitas polares a 600 NM de altitud. El sistema proporcionaba una cobertura global, pero intermitente, solo podía accederse a él cada 90 minutos. Se basaba en el efecto Doppler para determinar la posición y era necesario el continuo seguimiento del satélite durante 15 minutos. Además, requería una comparación con gráficos y tablas. Tenía un error de 250 metros, siendo su principal aplicación la navegación naval.

A mediados de la década de 1970 se creó una red mundial de satélites destinados a las comunicaciones

³⁴ Future Air Navigation Systems

³⁵ Communications, Navigation, Surveillance

(SATCOM) y como ayudas a la navegación (SATNAV). Esta red fue conocida como NAVSTAR³⁶, que daría lugar al GPS. Este fue el comienzo de una nueva tecnología de posicionamiento y navegación de alta precisión.

En las últimas décadas se han implantado dos sistemas de navegación por satélite, el GPS, desarrollado por los Estados Unidos y el GLONASS, desarrollado por la URSS. Ambos son sistemas de posicionamiento global que proporcionan información de la posición y el tiempo cualesquiera que sean las condiciones meteorológicas. Además, actualmente se encuentra en desarrollo el GALILEO en Europa. Hoy en día en Europa solo está permitido el uso del GPS. El error que cometen estos tres sistemas en su funcionamiento estándar puede verse en la tabla 4.1. Además, en la figura 4.1 se observa la situación de las órbitas de los satélites de estos tres sistemas.

	Error de posición horizontal (m)	Error de posición vertical (m)
GPS	50	8
GLONASS	28	60
GALILEO	15	35

Tabla 4.1. Errores de los principales GNSS

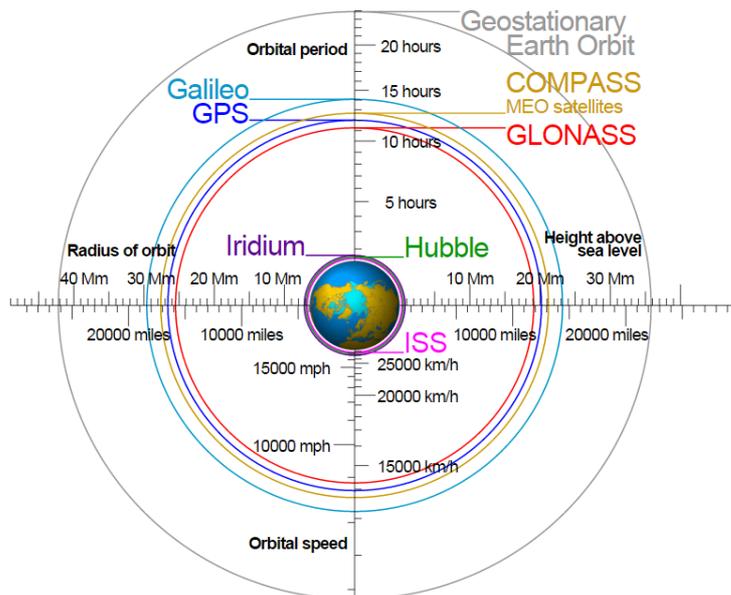


Figura 4.1. Órbitas de los sistemas GNSS

En general, el principio de funcionamiento de los sistemas de navegación por satélite está basado en la medida de las distancias entre un conjunto de satélites, cuya posición es conocida y un receptor objetivo, cuya posición se quiere determinar.

Los satélites transmiten una señal que contiene información sobre su posición y el instante en el que ha sido enviada. Por ello, todos los satélites cuentan con relojes atómicos muy precisos sincronizados entre sí a partir de una referencia. El tiempo de recepción no es el mismo para todos ellos, ya que cada uno se encuentra a una distancia diferente del receptor. Además, puesto que los satélites se encuentran a gran distancia del objetivo,

³⁶ Navigation Satellite Timing and Ranging

las señales tardan un tiempo del orden de los milisegundos en llegar.

La señal viaja a una velocidad muy cercana a la velocidad de la luz. El receptor en tierra, conocida la posición exacta de los satélites, calcula las distancias a cada uno de ellos a partir de la diferencia de los tiempos de llegada y recepción. Para ello se compara el desfase entre la señal que se recibe de cada satélite y un código generado por el receptor. A partir de estas medidas el receptor calcula su posición en tres dimensiones con respecto a un sistema de referencia terrestre³⁷.

Puesto que las incógnitas a calcular son las tres coordenadas del receptor, en principio serían necesarios solo tres satélites para calcular su posición. Con un solo satélite se obtiene la superficie esférica de posición. Con dos satélites, la intersección de las dos esferas proporciona una circunferencia de posición. Finalmente, con un tercer satélite se obtendrían dos puntos de posición. Para resolver esta indeterminación haría falta un cuarto satélite.

Además, debido a que el reloj del receptor no está sincronizado con la referencia de tiempo, aparecería en el problema el tiempo como una nueva incógnita. Esta se resolvería también con el cuarto satélite. Así, con cuatro satélites quedaría perfectamente definida la posición del receptor en un determinado instante. En la práctica, las constelaciones de satélites tanto del GPS como del GLONASS proporcionan en todo momento un promedio de ocho satélites a la vista del receptor.

4.2 EL GPS

El Sistema de Posicionamiento Global o GPS es un sistema de navegación basado en satélites desarrollado en 1973 por el Departamento de Defensa de Estados Unidos. El primer satélite fue lanzado cinco años después, en 1978. El último satélite necesario para su funcionamiento fue puesto en órbita en 1993, estando el sistema operativo en 1995.

Como acabamos de ver, OACI empezó a plantearse la utilización de los sistemas basados en satélites para la navegación en la década de 1980. Finalmente, en 1995, el Departamento de Defensa de Estados Unidos declaró el sistema totalmente operativo.

El GPS está compuesto por tres subsistemas:

- El Segmento Espacial.
- El Segmento de Control.
- El Segmento de Usuario.

El Segmento Espacial

El Segmento Espacial está formado por una constelación de 24 satélites NAVSTAR³⁸ con órbitas circulares síncronas. Están divididos en 6 órbitas, a una altura de la superficie terrestre de 20200 Km, cada una de las cuales está formada por 4 satélites. Un satélite tardan unas 12 horas en completar su órbita. El sistema asegura un mínimo de cinco satélites visibles, pero este número puede variar dependiendo del momento y la situación del receptor.

Los satélites tienen una vida útil de unos siete años, periodo que aumenta en los más modernos. Disponen de antenas receptoras en banda S³⁹ y transmisoras en banda L⁴⁰. Transmiten en dos frecuencias, L1⁴¹ y L2⁴². Para la medir el tiempo utilizan relojes atómicos de cesio y rubidio, muy estables, con una precisión de 3 milésimas

³⁷ WGS-84 para el GPS y PZ-90 para el GLONASS.

³⁸ Puede disponer de un número mayor para aumentar su capacidad.

³⁹ Entre 1,55 GHz y 5,20 GHz.

⁴⁰ Entre 0,39 GHz y 1,55 GHz.

⁴¹ 1575,42 MHz.

⁴² 1227,6 MHz.

de segundo al año. La precisión del GPS se basa en la calidad de estos relojes. Todos sus equipos son redundantes.

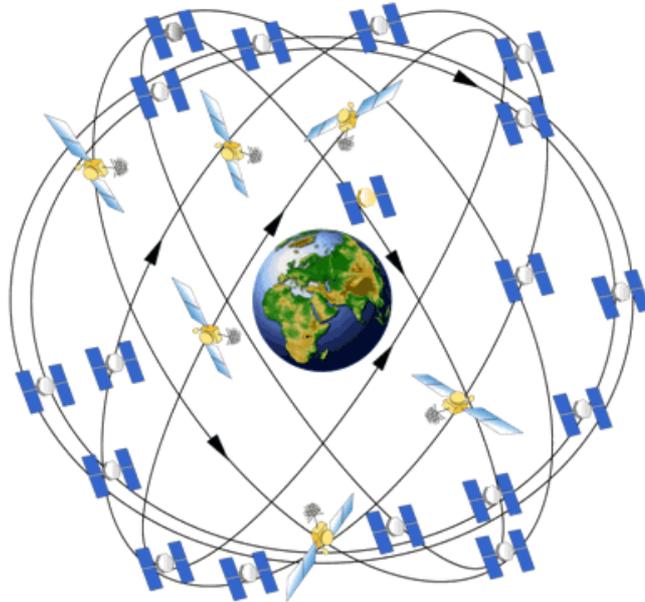


Figura 4.2. Constelación de satélites del sistema GPS

El Segmento de Control

Está compuesto por la Estación Principal de Control (MCS), situada en la Base Aérea de Falcon, en Colorado Springs (Estados Unidos) algunas Estaciones de Seguimiento (MS) situadas en torno al Ecuador y Antenas transmisoras Terrestres (GA), que trabajan en banda S.

Las Estaciones de Seguimiento monitorizan permanentemente la constelación NAVSTAR/GPS. Reciben la señal de cada satélite y lo transmiten a la Estación Principal de Control. Allí se vigila el estado de cada uno de ellos y, a partir de la información obtenida se calculan sus efemérides para un periodo de tiempo. Estos datos se transmiten tres veces cada día a los satélites.

El Segmento de Usuario

El Segmento de Usuario está compuesto por los equipos utilizados para recibir las señales transmitidas por los satélites. Consisten en un receptor que contiene un procesador de la señal. Proporciona su posición respecto a un sistema de referencia, así como su velocidad y el tiempo de forma muy precisa.

Los primeros receptores eran analógicos. Estos han sido sustituidos en la actualidad por los digitales que son más simples y compactos y tienen un menor coste de fabricación y mantenimiento.

Los diferentes tipos de receptores se diferencian entre sí por el tipo de señal que reciben y procesan, las técnicas de medición, su modo de funcionamiento, su misión o el tipo de pantalla de presentación de datos que utilizan.

Es importante tener en cuenta la posición en la que se va a colocar la antena receptora de la señal del GPS. Por regla general, va instalada en la parte superior del fuselaje de la aeronave, cerca de su centro de gravedad. Sin embargo, ésta debería situarse donde el apantallamiento sea menor y, en el sitio anteriormente mencionado, las alas pueden dejar, en algunos casos, a la antena sin señal debido a este fenómeno.

4.2.1 Principio de funcionamiento

El sistema GPS proporciona a los usuarios su posición, velocidad y tiempo UTC.

Para determinar la posición, el receptor compara la secuencia del código PRN generada por el satélite con la generada por él mismo. A partir de esta comparación obtiene el tiempo que ha tardado la señal en llegar desde el satélite al receptor. Sabiendo que la velocidad de la señal es muy similar a la de la luz, el receptor calcula su posición y la convierte al sistema de coordenadas terrestres: longitud, latitud y altitud.

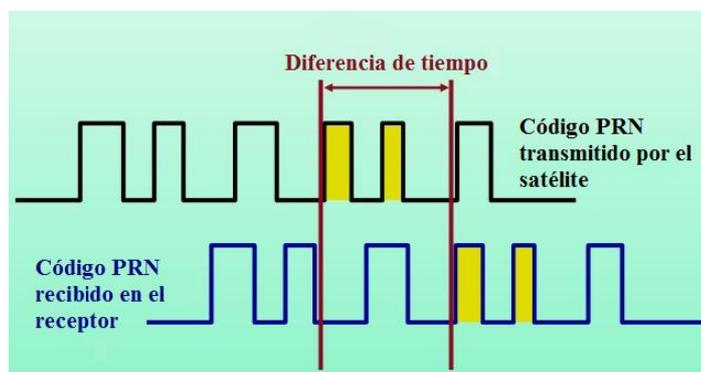


Figura 4.3. Comparación de los códigos PRN transmitido y recibido

Para determinar su velocidad, el equipo receptor genera una onda portadora con una frecuencia igual a L1. Esta señal se compara con la que se ha recibido desde el satélite y, el resultado proporciona la velocidad relativa entre el receptor y el satélite. Haciendo esto con todos los satélites de los que se recibe señal, se obtiene la velocidad del avión respecto a tierra.

La hora UTC se obtiene con precisión a partir del mensaje de navegación gracias a los precisos relojes atómicos de los satélites.

4.2.2 Operación del sistema GPS

En Europa, las autoridades competentes han establecido unos criterios que permiten la utilización del GPS como sistema suplementario de navegación con reglas de vuelo instrumental (IFR) y como sistema primario⁴³ en áreas oceánicas o zonas donde las ayudas normalizadas por OACI (NDB, VOR/DME) no tienen cobertura. A pesar de que el GPS proporciona la altura relativa al sistema de referencia WGS-84, en la navegación aérea se utiliza la altitud barométrica.

Además, el GPS puede utilizarse en aproximaciones de no precisión como sistema suplementario siempre que se cumplan los siguientes requisitos:

- La autoridad del Estado en el que se va a realizar la maniobra debe dar su autorización.
- El procedimiento GPS que va a seguir la aeronave ha de estar aprobado por dicha autoridad aeronáutica y publicada en el AIP.
- La base de datos de navegación dispondrá de la información necesaria sobre el procedimiento, así como de la situación de todas las radioayudas necesarias. Además, la información se le presentará a los pilotos de la misma forma en la que está publicada.
- Los puntos del recorrido no podrán ser modificados.
- La aeronave dispondrá de los equipos necesarios para volar desde el aeropuerto de destino hasta un aeropuerto alternativo. Además, las ayudas de tierra deberán estar operativas.
- Por último, la referencia de altitud será la altitud barométrica.

⁴³ Sistema de navegación primario: es aquel aprobado para realizar una operación cumpliendo los requisitos de precisión e integridad, pero no obligatoriamente los de completa disponibilidad y continuidad.

4.2.3 Análisis de las ventajas e inconvenientes de los sistemas GNSS

El desarrollo de los sistemas de navegación basados en satélites introducirá un cambio muy importante en la navegación aérea, ya que proporcionan un apoyo muy importante para la navegación de área (RNAV), que terminará por sustituir, en mayor o menor medida, el actual sistema de aerovías.

El GPS fue diseñado como un sistema militar. Sin embargo, se ha extendido al ámbito civil debido a la gran difusión que tuvo desde el principio, a un mercado muy amplio y al **coste de sus receptores** que, debido a los avances tecnológicos de las últimas décadas, son **muy baratos**.

La característica principal de los sistemas GNSS es que son sistemas de navegación con cobertura global que proporcionan una **alta precisión**. Si los comparamos con la precisión de otro sistema de navegación de largo alcance como el LORAN⁴⁴, vemos que lo supera ampliamente en prestaciones.

	LORAN	GPS
Alcance	5% de la superficie terrestre	Global
Precisión	1,6 NM	50 m

Tabla 4.2. Alcance y precisión del LORAN y GPS

Por otra parte, los sistemas de navegación basados en satélites, **no requieren una gran cantidad de estaciones basadas en tierra**, como ocurre con los actuales sistemas, lo que reduce su coste de mantenimiento. Sin embargo, la **tecnología** empleada es mucho más **compleja**, ya que requiere la puesta en órbita de un importante número de satélites, por lo que su coste es elevado.

La idea expuesta por el Comité FANS respecto a los sistemas GNSS es que en el futuro fueran capaces de convertirse en el sistema primario de navegación, tanto en ruta como en aproximación y aterrizajes de precisión, complementándose con el sistema MLS para estas últimas maniobras.

La integración entre el GPS estándar y el MLS puede funcionar de forma similar al GBAS, que veremos en el siguiente apartado: la alta precisión para calcular la posición de una aeronave del sistema de aterrizaje por microondas puede emplearse para corregir los errores del GPS en la zona cercana al aeropuerto.

Por otro lado, como vimos en el apartado 2.5.2, el empleo del MLS provoca una sobrecarga añadida a los controladores aéreos. Esto tendría fácil solución con el apoyo del GPS, que **permitiría establecer rutas de llegada predefinidas** para los diferentes tipos de aeronaves, reduciendo la intervención de los controladores al mínimo. De la misma forma, también sería fácilmente resoluble con el GPS el problema de las maniobras frustradas del MLS.

Además, la integración de ambos sistemas en un mismo receptor permitiría mejorar la precisión horizontal y vertical en el inicio de una aproximación instrumental en un 50%, respecto al empleo del MLS únicamente⁴⁵.

Sin embargo, los sistemas GNSS actuales, el GPS y el GLONASS, no cumplen los requisitos de navegación establecidos por la Aviación Civil, por lo que **solo pueden ser utilizados como sistemas primarios en las fases de vuelo que requieren menor precisión**. Estos sistemas por sí mismos, no tienen capacidad para guiar a una aeronave en una maniobra de aproximación y aterrizaje, cualquiera que sea de la categoría de dicha maniobra. El principal inconveniente para ello es la **falta de continuidad y disponibilidad**⁴⁶ del sistema, que hace que no se pueda garantizar el guiado necesario en todo momento.

Además, en lo relacionado a su uso hay un **vacío legislativo** que deberá ser corregido en el futuro. Por un lado, al estar controlado por el Departamento de Defensa de Estados Unidos, en caso de guerra, probablemente

⁴⁴ Ver apartado "1.8 LORAN".

⁴⁵ "Navegación. Sistemas y Equipos. Maniobras y Procedimientos". Juan F. Martínez Vadillo, Ricardo Belda Valiente. SENASA.

⁴⁶ Disponibilidad: porcentaje de tiempo en el cual transmiten el mínimo número de satélites necesarios para el cálculo de la posición.

dejaría de estar disponible para el usuario civil. Por otro lado, no hay garantías legales de que el sistema funcione correctamente y, como consecuencia de ello, no hay una responsabilidad definida en caso de accidentes causados por un mal funcionamiento del sistema.

Para sobreponerse a estas limitaciones, se hace necesario complementar estos sistemas con los llamados “**sistemas de aumentación**”. En un futuro cercano se espera que con este tipo de sistema los GNSS alcancen los niveles requeridos por la Aviación Civil. De esta forma, no sería necesaria la integración MLS/GPS anteriormente mencionada, ya que estos sistemas lograrían los mismos resultados por sí solos.

4.3 Los Sistemas de Aumentación

Como se ha comentado en el apartado anterior, el objetivo de estos sistemas es complementar a los GNSS (GPS, GLONASS y GALILEO) para mejorar sus prestaciones, de forma que cumplan los requisitos establecidos por Aviación Civil para su empleo en todas las maniobras de vuelo.

Actualmente hay tres sistemas de aumentación en proceso de definición, proyecto u operación:

- SBAS⁴⁷: Sistema de aumentación basado en satélites.
- ABAS⁴⁸: Sistema de aumentación basado en la aeronave.
- GBAS⁴⁹: Sistema de aumentación basado en tierra.

4.3.1 Sistema de Aumentación basado en Satélites (SBAS)

OACI define los SBAS como “sistemas de aumentación de cobertura amplia en los cuales el usuario recibe la información de aumentación a través de un transmisor embarcado en un satélite”.

Un SBAS está formado por tres elementos:

- Infraestructura en tierra.
- Satélites SBAS.
- Receptor SBAS a bordo.

La infraestructura en tierra mide la distancia entre un satélite y un receptor del sistema en posiciones conocidas y proporciona la siguiente información:

- *Telemetría*: señales de la distancia e información de su precisión desde satélites del sistema SBAS a GPS y GLONASS.
- *Estado de los satélites y correcciones diferenciales básicas*: Información sobre el estado de los satélites GNSS y la calidad de sus señales, además de correcciones de los errores de efemérides y los de sincronización de los relojes de los satélites GNNS.
- *Correcciones diferenciales precisas*: son correcciones de los errores de propagación causados por la refracción ionosférica y que los usuarios pueden aplicar a las medidas obtenidas para mejorar su precisión.

Con esta información proporcionada por el SBAS, el GPS o el GLONASS sería un sistema de navegación válido para el vuelo en ruta, área terminal y aproximación, siendo esta de categoría CAT I, ya que tiene un error muy pequeño, de entre 6 m y 8 m en la componente vertical y de 16 metros en la horizontal. Esta precisión puede mejorarse combinándose con el sistema de navegación inercial del avión, consiguiéndose una precisión de 1,7 m en la componente vertical y 6,5 m en la horizontal.

En la actualidad existen cuatro sistemas de aumentación SBAS, compatibles entre sí y de ámbito regional: EGNOS en Europa, WAAS en Estados Unidos, MSAS en Japón y GAGAN en la India. En un futuro cercano

⁴⁷ Satellite Based Augmentation System.

⁴⁸ Aircraft Based Augmentation System.

⁴⁹ Ground Based Augmentation System.

se espera que estos sistemas, con futuras expansiones, sean capaces de proporcionar servicio de navegación aérea con cobertura mundial.

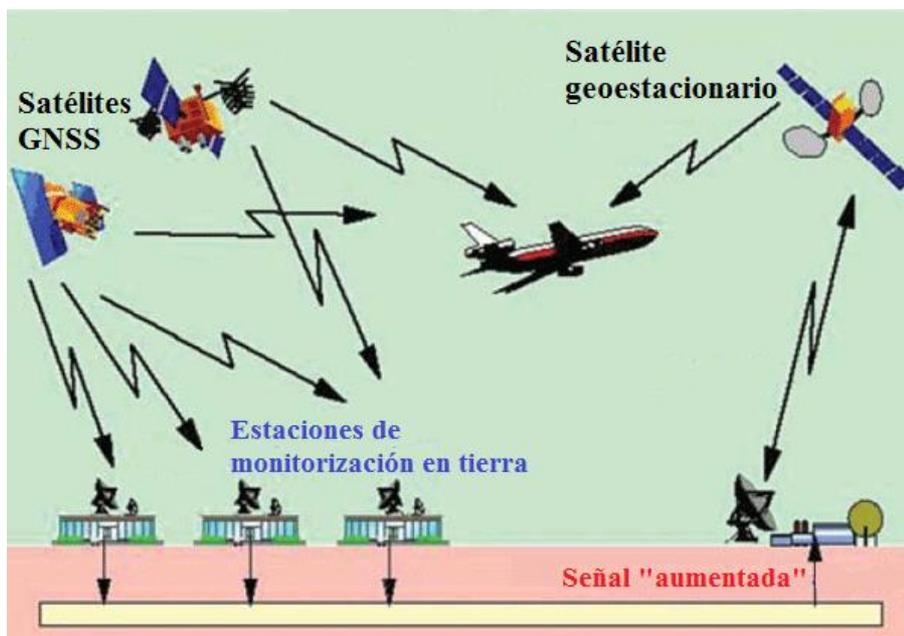


Figura 4.4. Sistema SBAS

En Europa, el EGNOS está disponible oficialmente para la navegación desde el 2 de marzo de 2011⁵⁰.

4.3.2 Sistema de Aumentación basado en la Aeronave (ABAS)

OACI define los ABAS como “sistemas de aumentación que mejoran y/o integran la información obtenida de los elementos GNSS con información disponible a bordo de la aeronave”.

Una de las técnicas empleadas en el ABAS consiste en el empleo de la función RAIM⁵¹, que proporciona al receptor GPS o GLONASS vigilancia autónoma de la integridad⁵². Emplea únicamente información del GNSS. A diferencia del resto de sistemas de aumentación, con esta técnica no se mejora la precisión del sistema, sino solamente su integridad. El uso del GPS con RAIM está actualmente muy extendido en la Aviación Civil como sistema primario de navegación para vuelos oceánicos y como medio de apoyo en ruta, áreas terminales y aproximaciones de no precisión.

Otra técnica es la conocida como AAIM⁵³. Consiste en el empleo de sensores a bordo de la aeronave para mejorar el funcionamiento del sistema GPS o GLONASS. Es el caso de la integración GPS/INS, en la que se emplea el sistema de navegación inercial de la aeronave para mejorar la precisión, continuidad y disponibilidad del sistema GNSS y monitorizar su integridad. Así se consigue una precisión de 9,1 metros en la componente vertical de la posición y 220 metros en la componente horizontal.

⁵⁰ http://www.esa.int/Our_Activities/Navigation/The_present_-_EGNOS/What_is_EGNOS

⁵¹ RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring): algoritmo incluido en el GPS o GLONASS que permite detectar y eliminar del cálculo a satélites cuyo mal funcionamiento provoca errores en la solución de la posición. Esto se consigue debido a que en la práctica se reciben datos de un número mayor de los cuatro satélites mínimos necesarios para el cálculo de la posición, por lo que es capaz de detectar los fallos basándose en la redundancia de las medidas de distancia disponibles.

⁵² Integridad: capacidad del sistema para proporcionar alertas que indiquen cuándo no debe ser utilizado.

⁵³ AAIM (Aircraft Autonomous Integrity Monitoring): Vigilancia Autónoma de la Integridad en la Aeronave.

4.3.3 Sistema de Aumentación basado en Tierra (GBAS)

OACI define los GBAS como “sistemas de aumentación en los cuales el usuario recibe la información de aumentación a través de un transmisor situado en tierra”.

Estos sistemas están formados por equipos en tierra y a bordo de las aeronaves. Consisten en situar un receptor GNSS en una posición cuyas coordenadas (en el sistema de referencia WGS-84 en el caso del GPS) son conocidas, de forma que calcule la diferencia entre dichas coordenadas y las obtenidas a través de los satélites del sistema GNSS. El resultado es transmitido a los receptores de las aeronaves cercanas en la banda de frecuencias VHF para que puedan realizar las correcciones oportunas.

El GBAS está formado por tres subsistemas:

- *Segmento espacial*: proporciona al sistema y a las aeronaves la información necesaria para obtener la pseudodistancia⁵⁴ de forma precisa.
- *Segmento aéreo*: consiste en los equipos instalados en la aeronave. Recibe las señales del sistema GNSS y del GBAS, proporcionando información de navegación y guiado tanto a la tripulación como al piloto automático del avión.
- *Segmento de tierra*: monitoriza la señal del sistema GNSS, obtiene las correcciones de pseudodistancia y las transmite. Además, también suministra datos para realizar aproximaciones con precisión.

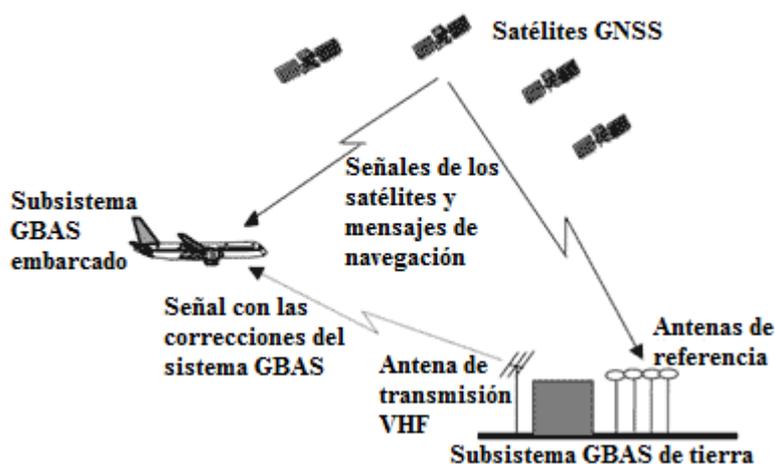


Figura 4.5. Sistema GBAS

A diferencia del SBAS, el GBAS es de carácter local. Está diseñado para ser utilizado en el entorno de los aeropuertos. Los subsistemas de tierra del GBAS proporcionan servicios de aproximación de precisión y de determinación de la posición. En el primer caso suministra guiado en los tramos de aproximación final, mientras que en el segundo proporciona información de la componente horizontal de la posición para la navegación de área (RNAV) en áreas terminales.

Los sistemas GBAS tienen una precisión de entre 6 m y 8 m en la componente vertical de la posición y de entre 16 m y 3,9 m en la horizontal. Así, pueden prestar guiado en todos los procedimientos de aproximación y aterrizaje hasta CAT III, además de en operaciones de salida y en superficie en un área de entre 20 NM y 30 NM. Estos sistemas apoyan a los SBAS, proporcionando la posibilidad de realizar aproximaciones CAT I cuando los SBAS no puedan hacerlo y CAT II y CAT III en toda su área de cobertura.

El sistema GBAS que se apoya en el GPS es conocido también como LAAS (Local Area Augmentation

⁵⁴ Pseudodistancia: es la distancia que calcula el receptor GPS sin realizar la corrección debida al error de deriva de este.

System).

4.3.4 Análisis de las ventajas e inconvenientes de los Sistemas de Aumentación

En los apartados anteriores hemos visto tres tipos de sistemas de aumentación, que emplean diferentes métodos para corregir los errores de los sistemas GNSS: el SBAS, ABAS y el GBAS, cada uno de los cuales tiene diferentes aplicaciones. Estos sistemas están diseñados para corregir los inconvenientes de los GNSS estándar, cada uno en un sector diferente.

El Sistema de Aumentación Basado en Satélites, **SBAS**, **incrementa el número de satélites disponibles para la navegación**, proporcionando a los sistemas GNSS **mejoras en la precisión, la continuidad y la disponibilidad**. Estas dos últimas características impedían al sistema proporcionar de forma continua y fiable la posición de una aeronave.

La función de monitorización proporcionada por el SBAS permite a los sistemas GNSS **mejorar su integridad**, pudiendo detectar el mal funcionamiento de cualquier satélite y aplicar las correcciones necesarias para corregirlo rápidamente.

La precisión del SBAS es similar a la del GBAS, siendo este último algo mejor en el cálculo de la posición horizontal. Por otro lado, en este sentido, supera ampliamente a los sistemas ABAS. Además, **proporciona la información de la posición de forma inmediata**.

Además, para resolver el problema que conlleva el vacío legislativo de los sistemas GNSS, se está implando a nivel regional. Así se consigue regular la prestación del servicio.

De esta forma, los SBAS, como el EGNOS o el WAAS, se convertirán en un futuro cercano en los sistemas de navegación primario para la navegación en ruta, sustituyendo a los sistemas de radioayudas actuales (VOR/DME o NDB). Además, debido a su gran precisión, también proporcionarán ayudas para la navegación en áreas terminales y aproximación de precisión de categoría CAT I.

Respecto a los sistemas de aumentación ABAS, hemos visto que utilizaban dos técnicas diferentes: la combinación del sistema GNSS con la función RAIM y la combinación de dicho sistema con el sistema de navegación inercial de la aeronave. Según se empleen uno u otro, se obtienen diferentes características en el sistema, aunque es posible combinarlas.

En cualquier caso, este sistema se encuentra con el **problema de responsabilidad legal** que vimos en los sistemas GNSS. Además, es el sistema de aumentación que proporciona una menor precisión.

Por un lado, **el empleo de la función RAIM**, a diferencia del resto de sistemas de aumentación, **no proporciona un aumento de la precisión** al sistema GNSS. Sin embargo, sí que **mejora su integridad**. Por ello, es empleado hoy en día como sistema de navegación primario en los vuelos oceánicos. El principal inconveniente de la función RAIM es que su **disponibilidad es limitada**. Además, no proporciona la posición de la aeronave de forma inmediata.

A diferencia de la técnica anterior, la integración con el INS sí que **incrementa la precisión** del GNSS. Además, también mejora la **integridad, continuidad y disponibilidad** del sistema. Su principal inconveniente es que tiene un **coste muy elevado**. Permite navegación de área (RNAV), así como aproximaciones de no precisión.

Los sistemas de aumentación basados en tierra tienen una finalidad distinta a los anteriores. Están, sobre todo, enfocados a proporcionar ayudas de precisión para los movimientos en superficie y la fase de aproximación y aterrizaje.

La primera causa de accidentes relacionado con ATM está relacionada con el movimiento de las aeronaves en tierra. Los sistemas de aumentación **permitirán el guiado preciso de los movimientos en superficie**, mejorando la seguridad, sobre todo en condiciones de baja visibilidad. Debido a sus prestaciones, el GBAS es el más adecuado para cumplir esta misión.

Los GBAS son los sistemas de aumentación que más consiguen aumentar la precisión de los GNSS. Además, proporciona un **aumento de la integridad, la continuidad y la disponibilidad**. Su mayor inconveniente es, como el del GPS, la **falta de responsabilidad legal**.

En general, puede decirse que los GBAS no proporciona una mayor seguridad en las operaciones, ya que los

sistemas de ayudas a la aproximación y aterrizaje actuales son muy seguros, pero sí proporciona una **mejora de las prestaciones**, permitiendo hasta 40 tipos de aproximaciones de precisión.

La **flexibilidad en las trayectorias de aproximación** que se logra con este tipo de sistemas conseguiría **solucionar de forma más eficiente el problema de las estelas** de los aviones grandes, permitiendo que la separación entre las aeronaves a la hora de aterrizar sea menor y, por consiguiente, aumentando la fluidez del tráfico aéreo. Además, en muchos casos, también se **podría solucionar el problema del ruido** en las zonas cercanas a los aeropuertos estableciendo trayectorias de aproximación alejadas de áreas residenciales.

Los GBAS supondrán un importante **ahorro en los costes respecto a los sistemas empleados actualmente**, como el MLS y el ILS. Por un lado, **su instalación es fácil y flexible**, con muy pocas restricciones en este sentido. Por otro lado, reducen enormemente el **coste de mantenimiento**, ya que es **muy bajo** en comparación con los sistemas actuales. Además, tienen un **tiempo de reparación muy bajo**, por lo que en caso de fallo, si fuera necesario desviar vuelos, la cantidad de estos no sería muy alta, reduciendo así el impacto que causa actualmente en el tráfico aéreo el fallo de sistemas como el ILS o el MLS.

En los últimos años se están implantando estos sistemas en algunos aeropuertos, como el de Málaga en nuestro país, para realizar pruebas sobre su funcionamiento. Si, como todo indica, estas pruebas continúan siendo satisfactorias, los sistemas de aumentación basados en tierra se convertirán en un futuro cercano en los sistemas primarios para proporcionar guiado durante la fase de aproximación y aterrizaje.

Como se ha visto, el GBAS se complementa perfectamente con el SBAS. Empleando solamente ambos sistemas, una aeronave puede ser guiada durante todas las fases del vuelo desde un aeropuerto de destino hasta uno de salida. Por ello, en cuanto se solucionen los problemas legales de los sistemas GNSS, es esperable que ambos sistemas se conviertan en primarios para la navegación.

En la tabla 4.3 puede verse a modo de resumen, una comparativa entre las diferentes características de los sistemas de aumento y su mejora respecto al GPS estándar en diferentes aspectos.

	GPS	SBAS		ABAS		GBAS
		SBAS	SBAS/INS	GPS/RAIM	GPS/INS	
Precisión	100 metros el 95% del tiempo.	Horizontal: 16 metros. Vertical: de 6 a 4 metros.	Horizontal: 6,5 metros. Vertical: 1,7 metros.	100 metros el 95% del tiempo.	Horizontal: 220 metros. Vertical: 9,1 metros.	Horizontal: de 16 a 3,9 metros. Vertical: de 6 a 0,8 metros
Posición instantánea	NO	SÍ	SÍ	NO	SÍ	SÍ
Integridad	NO	SÍ	SÍ	SÍ	SÍ	SÍ
Continuidad	NO	SÍ	SÍ	NO	SÍ	SÍ
Disponibilidad	NO	SÍ	SÍ	NO	SÍ	SÍ
Operación	Ninguna	Rutas y aproximaciones CAT I	Ruta y aproximaciones CAT I y CAT II	Sistema primario para la navegación oceánica. Suplementario en rutas y aproximaciones de no precisión.	Rutas y aproximaciones de no precisión.	Aproximaciones CAT I a CAT III.
Cobertura	Global	Regional	Regional	Global	Global	Local

Tabla 4.3. Comparativa entre los distintos tipos de sistemas de aumentación.

5 CONCLUSIONES

Durante todo este Trabajo Fin de Grado se ha estudiado cómo ha ido evolucionando la navegación aérea desde sus inicios hasta nuestros días e, incluso, lo que se espera en un futuro cercano. Se ha tratado un periodo de tiempo muy largo que se extiende durante más de 100 años en los cuales se han producido importantes cambios, tanto tecnológicos como en conceptos. A modo de conclusiones, haré un resumen de los cambios que se han producido en la navegación aérea, destacando las novedades más importantes introducidas por los diferentes sistemas estudiados.

Comenzamos en 1903, cuando los hermanos Wright realizan el primer vuelo a motor de la historia. Durante esos primeros años, la aviación estaba restringida al ámbito deportivo y del ocio. Sin embargo, en la Primera Guerra Mundial las aeronaves comenzaron a utilizarse como máquinas de guerra y, debido a ello, en la carrera armamentística del momento se consiguió un gran desarrollo tecnológico en este campo. En esta época, las Ayudas a la Navegación se limitaban al entorno de los aeropuertos, donde el personal en tierra daba instrucciones a las aeronaves mediante señales. Debido a la poca frecuencia de los vuelos este sistema era suficiente para el control del espacio aéreo.

Tras este periodo, la aviación ya estaba suficientemente desarrollada como para realizar vuelos más largos y fiables. Debido a ello, aparecieron las primeras aerolíneas, en un principio, dedicadas al transporte postal y, más tarde, al de pasajeros. Esto supuso un primer cambio importante en la aviación ya que ahora los vuelos no se restringían a una zona limitada y conocida, sino a largas distancias durante las cuales podían darse condiciones climatológicas adversas, provocando situaciones de baja visibilidad que impedían volar utilizando la navegación observada. Así, comenzaron a idearse Ayudas que pudieran servir a los pilotos para remediar estos contratiempos.

Al principio se buscaban Ayudas que sirvieran tanto en la fase de aproximación y aterrizaje, como en ruta. Así, la primera ayuda que se utilizó para guiar a las aeronaves fue una red de aerofaros luminosos dispuestos a lo largo de las rutas con mayor tránsito. Sin embargo, este sistema no era adecuado para todas las situaciones a las que debía enfrentarse el piloto.

En paralelo al desarrollo de la aviación se estaba avanzando en la tecnología de las transmisiones de radiofrecuencia. De esta forma, en la década de 1920 ésta ya estaba suficientemente desarrollada como para ser aplicada en el guiado de las aeronaves. Así nacieron las primeras radioayudas. Durante esta década se realizaron varias pruebas con diferentes sistemas, desde radiogoniómetros a bordo hasta diferentes sistemas de transmisiones desde tierra.

Las primeras radioayudas establecieron las bases del resto de ayudas a la navegación que se desarrollarían durante los años siguientes: una serie de estaciones transmisoras en tierra que, según la posición de las aeronaves, proporcionaban al piloto información sobre su posición. Esta se obtenía a través de transmisiones de Código Morse que el piloto debía interpretar.

Por todo el mundo aparecieron sistemas diferentes, probablemente apoyándose unos en otros para su desarrollo, como fue el caso del Range en Estados Unidos o el Haz de Lorenz en Alemania. Ambos tuvieron una importante implementación, sobre todo el primero y fueron especialmente útiles en las fases de aproximación y aterrizaje. Se buscaba una relación adecuada entre precisión y cobertura, sin embargo en estos primeros sistemas no fue muy satisfactoria, ya que una mayor precisión solía implicar una mala cobertura y viceversa. Por ello, comenzaron a introducirse otros sistemas de apoyo, como las radiobalizas, utilizadas como puntos de referencia durante la aproximación. Esto supuso una aportación muy interesante y que aún hoy en

día continúa empleándose.

Con estos primeros sistemas se consiguió rápidamente el apoyo necesario para las fases de aproximación y aterrizaje, sin embargo, la navegación en ruta, sobre todo en largas distancias, estaba aún muy poco desarrollada. La primera idea fue ampliar el alcance de los sistemas ya existentes, como intentó Krammar con el sistema Elektra a partir del Haz de Lorenz.

Los primeros sistemas de navegación de largo alcance fueron sistemas de navegación hiperbólicos, que tuvieron su auge durante la Segunda Guerra Mundial y los años posteriores. Estos se basaban en la intersección de hipérbolas para posicionar a las aeronaves en el espacio aéreo. El Código Morse seguía siendo utilizado en algunos de ellos para que los pilotos interpretaran la información. Sin embargo, durante este periodo empezó a ser sustituido por pantallas de rayos catódicos, lo que hizo mucho más rápida la obtención de los datos proporcionados.

Los sistemas hiperbólicos, a diferencia de los anteriores, no proporcionaban una guía a seguir, sino que daban la posición aproximada de la aeronave en un mapa. Por ello, eran necesarios a bordo unos mapas especiales únicos para cada sistema, lo que hacía difícil su integración.

Las principales diferencias entre los sistemas hiperbólicos se encontraban tanto en la forma de recibir la información como en la forma transmitirla. Estos dos conceptos dieron lugar a una dura competencia entre los países participantes en la Segunda Guerra Mundial para obtener el sistema más preciso, ya que de ello dependía la eficacia de los bombardeos y, por tanto, del devenir de la guerra. Mientras que el ejército alemán dependía del Sonne, un sistema con un gran alcance, pero de escasa precisión, los Aliados contaban con sistemas más precisos, pero de menor alcance, como el Gee o el DECCA. De esta competencia se obtuvo, para su aplicación en el ámbito civil, un sistema de largo alcance, como el alemán y sistemas de navegación de corto alcance para la navegación en ruta y las aproximaciones, como los empleados por los Aliados. El DECCA incluso compitió, años después, con el sistema VOR/DME para convertirse en el sistema de navegación primario para el vuelo en ruta pero, finalmente no fue el elegido por OACI. Si bien estos sistemas solo fueron empleados como sistemas de apoyo, sí que hubo un sistema de navegación hiperbólico que se convirtió en el principal sistema de navegación de largo alcance: el LORAN y sus evoluciones, principalmente el LORAN-C. Estados Unidos consiguió aunar en este sistema la precisión con un gran alcance.

Tras la Segunda Guerra Mundial, los sistemas de navegación hiperbólicos no consiguieron asentarse como sistemas principales para la navegación de corto alcance. En cambio, se impuso otro tipo de sistema, cuyo principio de funcionamiento era mucho más simple y que volvía, en cierto modo, a los conceptos anteriores a la época de los sistemas hiperbólicos, pero mejorándolos. En estos nuevos sistemas de navegación, como el ADF/NDB o el VOR/DME, no se mostraba la situación del avión en un mapa, sino que volvía a proporcionar información respecto a la situación de la estación de tierra. Sin embargo, a diferencia de los primeros sistemas de radionavegación, estos sí indicaban la dirección de la estación.

Por otro lado, se observa una especialización en las partes del vuelo, empleándose diferentes sistemas para la navegación en ruta de largo alcance, navegación en ruta de corto alcance, aproximación y aterrizaje.

En cuanto a los sistemas específicos de aproximación y aterrizaje, objeto del Trabajo Final de Grado, el sistema que se asentó en las primeras décadas tras la Segunda Guerra Mundial fue el ILS. Se buscaba un sistema que proporcionara guiado de acimutal y en la trayectoria de descenso. Esto superaba completamente a cualquier sistema empleado hasta entonces en el aterrizaje.

En ese momento, los sistemas definidos por OACI eran, el LORAN para la navegación de largo alcance, el VOR/DME para la navegación de corto alcance y el ILS para el aterrizaje. Sin embargo, para mejorar estos sistemas, se comenzaron a desarrollar otros nuevos. En primer lugar, se diseñó un sistema para sustituir al ILS y que solucionaría los problemas de cobertura de este: el MLS. A pesar de ello, no tendrá la implementación esperada debido a la aparición de un nuevo sistema que, con diferentes complementos, se espera que supere a todos los anteriores en todas las fases del vuelo: los sistemas de navegación basados en satélites (GNSS).

Estos sistemas tienen su origen en los años setenta, en plena Guerra Fría. Este conflicto hizo que las dos potencias enfrentadas, Estados Unidos y la Unión Soviética, buscaran un sistema de cobertura global, que proporcionara la posición del usuario con precisión. Así, el primer país desarrolló el GPS y el segundo el GLONASS. La competitividad entre uno y otro hizo que fueran mejorando hasta convertirse en lo que son hoy en día. Más recientemente, Europa también buscaba su propio sistema de navegación basado en satélites,

desarrollando el Galileo.

Actualmente, ya se emplean estos sistemas en la navegación en zonas oceánicas, pero las evoluciones que ya se están aplicando supondrán una revolución en la navegación, ya que pasaremos de tener varios sistemas especializados en funciones diferentes a uno solo que, con las mejoras adecuadas será multifuncional. En un futuro, todavía lejano, se espera integrar todos los sistemas de navegación por satélites para mejorar las prestaciones de cada uno por separado.

Su principal inconveniente es que no tiene un responsable que responda legalmente en caso de fallo del sistema. Cuando se solucione este problema, los sistemas GNSS conseguirán proporcionar un servicio de navegación de gran integridad y precisión, convirtiéndose en el principal sistema de navegación en ruta y para aproximaciones de no precisión. Además, con los sistemas de aumentación, también proporcionarán guiado en aproximaciones y aterrizajes de precisión (GBAS).

Poco a poco los sistemas GNSS sustituirán a los sistemas de radioayudas basados en tierra, incluidos los sistemas de aproximación y aterrizaje. Actualmente se están empezando a implantar algunos de ellos, que ya funcionan conjuntamente con los sistemas de radioayudas actuales, como ocurre en los aeropuertos de Houston y Newark en Estados Unidos, Bremen en Alemania, o Málaga en España.

Esto ocurrirá así porque los sistemas de navegación basados en satélites tienen muchas ventajas sobre los sistemas de navegación actuales. Entre ellas, cabe destacar su mayor precisión, la cobertura global que ofrecen o su menor coste de mantenimiento. Además, permitirán la aplicación de criterios de separación menores entre aeronaves, permitiendo el incremento de la capacidad del tráfico aéreo. Por otro lado, se aliviarán las frecuencias de radio que en la actualidad dispone el Control de Tráfico Aéreo.

El impacto que supondrá el empleo de estos sistemas cambiará la forma de navegar, pasando de los actuales sistemas de aerovías a una navegación en área, mucho más eficiente, que permitirá reducir el recorrido de las rutas, con el consiguiente ahorro de tiempo y combustible. Esto contribuye a la iniciativa de la Comisión Europea, el Cielo Único Europeo, en la que el diseño, administración y regulación del espacio aéreo será coordinado por la Unión Europea.

Finalmente, en resumen, podemos sacar las siguientes conclusiones:

- Los sistemas evolucionan hacia otros con mayor precisión y cobertura.
- El alcance, aunque ha sido una ventaja en algunos sistemas, no ha sido una característica especialmente importante.
- La frecuencia de transmisión es cada vez mayor en este tipo de sistemas.
- Se ha conseguido que el usuario no tenga que realizar ningún tipo de cálculo para conocer su posición, pues actualmente este cálculo ya lo realizan los computadores de a bordo.
- La información proporcionada por el sistema es plasmada cada vez de forma más clara.
- La evolución parte desde sistemas que actuaban de forma aislada hacia una integración total.
- Los Sistemas de Ayudas a la Navegación, Aproximación y Aterrizaje, tienden a la homogeneización, siendo cada vez más completos.
- Las maniobras de aproximación y aterrizaje, así como la navegación en ruta, tienden a la navegación libre frente a las maniobras y rutas preestablecidas.
- Disminución del coste de las instalaciones y su mantenimiento.

BIBLIOGRAFÍA

Libros

- ADSUAR, Joaquín C. Navegación Aérea. 3ª Edición. Paraninfo. 2002.
- CALVO, José Antonio. Fundamentos de Navegación Aérea. Ediciones de la Universidad Autónoma de Madrid. 2002.
- CORBASÍ ORTÍN, Ángel. Sistemas de Navegación. Mc Graw – Hill. 1998.
- GONZÁLEZ BERNALDO DE QUIRÓS, Julio. Radar y Ayudas a la Navegación Aérea. Bellisco. 1999.
- DE MATEO GARCÍA, Mª Luz. Descubrir la navegación por satélite. Aena. 2004.
- MARTÍNEZ VADILLO, Juan F.; BELDA VALIENTE, Ricardo. Navegación: sistemas y equipos, maniobras y procedimientos. 6ª Edición. SENASA. 2000.
- MONTERDE FORNOS, Baldomero y otros. La navegación aérea en España. Fundación Aena. 2000.
- OLMEDILLAS, Joan Carles. Introducción a los sistemas de navegación por satélite. Editorial UOC. 2012.
- SAÉZ NIETO, Francisco J.; PORTILLO PÉREZ, Yolanda. Descubrir la navegación aérea. Aena. 2003.
- TOLEDANO MANCHEÑO, J. A.; FERNÁNDEZ ARNEDO, G. Navegación General y Radionavegación. Segunda Edición. AVA. 2006.
- TOMASI, Wayne. Sistemas de comunicaciones electrónicas. Pearson Prentice Hall. 2003.

Artículos

- JOHNSON, Tom. “Low-Frequency Radio Ranges”. Touch & Go Special Summer Edition. 2010.

Páginas web

- <https://aerospace.honeywell.com/products/safety-systems/smart-path>
- <http://www.airwaysmuseum.com/VAR%20&%20Markers%20Ops%20Notes%201953.htm>
- [http://www.aopa.org/News-and-Video/All-News/2010/June/1/Proficient-Pilot-\(6\)](http://www.aopa.org/News-and-Video/All-News/2010/June/1/Proficient-Pilot-(6))
- <http://www.enaire.es/csee/Satellite/navegacion-aerea/es/Page/1086172037298/>
- <http://www.jproc.ca/hyperbolic/decca.html>
- <http://www.jproc.ca/hyperbolic/gee.html>
- <http://www.lasegundaguerra.com/viewtopic.php?f=247&t=12593>
- <http://www.proteccioncivil.org/catalogo/carpeta02/carpeta24/vademecum12/vdm02515ar/anexos%201%20a%2018.pdf>
- <http://www.sonne-consol.es/sonne/sonne.html>

<https://www.thalesgroup.com/en/worldwide/aerospace/dgps-reference-station-dgrs-610615-gbas-ground-based-augmentation-system>

<http://www.u-historia.com/uhistoria/tecnico/articulos/sonne/sonne.htm>

LISTA DE ACRÓNIMOS

AAIM: Aircraft Autonomous Integrity Monitoring
ABAS: Aircraft Based Augmentation System
ALS: Approach Lighting System
AM: Amplitude Modulation
ASR: Airport Surveillance Radar
ATC: Air Traffic Control
ATM: Air Traffic Management
ATS: Air Traffic Services
AZ: Azimut
BAZ: Back AZimuth
BC: Back Course
CAT: CATegory
CLR: Clearance
CNS: Communications, Navition and Surveillance
CRT: Cathode Ray Tube
CSB: Carrier Side Band
CVOR: Conventional VOR
CW: Continuous Wave
DA: Decision Altitude
DDM: Difference in the Depth of Modulation
DH: Decision Height
DLS: DME Landing System
DME: Distance Measuring Equipment
DME-P: DME for Precision
DMLS: Doppler Microwave Landing System
DoD: Departament of Defence
DoT: Departament of Transport
DVOR: Doppler VOR
EEUU: Estados Unidos
EGNOS: European Geostationary Navigation Overlay Service
EL: Elevation
FA: Final Approach
FAF: Final Approach Fix
FANS: Future Air Navigation System

FL: Flight Level
FPL: Flight Plan
GA: Ground Antenna
GAGAN: GPS Aided Geo Augmented Navigation
GBAS: Ground Based Augmentation System
GLONASS: GLObal NAVigation Satellite System
GNSS: Global Navigation Satellite Systems
G/S: Glide Slope
GPS: Global Positioning System
HF: High Frequency
Hz: Hercios
HUD: Head-Up Display
IA: Intermediate Approach
IA: Initial Approach
IAF: Initial Approach Fix
IAP: Initial Approach Point
IF: Intermediate Fix
IFF: Identification Friend or Foe
IFR: Instrument Flight Rules
ILS: Instrument Landing System
IM: Inner Marker
H: Homing
HH: High Homing
Km: Kilómetros
LF: Low Frequency
LFR: Low Frequency Radio Range
LOC: Localizer
LOM: Localizer Outer Marker
LORAN: LOng RAnge Navigation
MAPt: Missed Approach Point
MCS: Main Control Station
MCW: Modulation CW
MDA: Minimum Descent Altitude
MF: Medium Frequency
MH: Medium Homing
MHz: Megahercios
MLS: Microwave Landing System
MM: Middle Marker

MS: Monitoring Station
MSAS: Multi-functional Satellite Augmentation System
NDB: Non-Directional Beacons
NM: Nautical Miles
OACI: Organización de Aviación Civil Internacional
OBS: OmniBearing Selector
OM: Outer Marker
PAR: Precisión Approach Radar
PPI: Plan Position Indicator
PRF: Pulse Repetition Frequency
PRN: Pseudo Random Noise
PSR: Primary Surveillance Radar
RADAR: RAdio Detection And Ranging
RAIM: Receiver Autonomous Integrity Monitoring
RAF: Royal Air Force
RBI: Relative Bearing Indicator
RDF: Radio Direction Finder
RMI: Radio Magnetic Indicator
RNAV: aRea NAVigation
RNP: Required Navigation Performance
RVR: Runway Visual Range
SATCOM: SATellite COMunications
SATNAV: SATellite NAVigation
SBA: Standard Beam Approach
SBAS: Satellite Based Augmentation System
SBO: Side Band Only
SHF: Super High Frequency
SID: Standard Instrumental Departure
SIF: Selective Identification Feature
SSR: Secondary Surveillance Radar
STAR: Standard Terminal Arrival Terminal
TCAS: Traffic alert and Collision Avoidance System
TRSB: Time Reference Scanning Beam
TWR: Aerodrome control ToWeR
UHF: Ultra High Frequency
URSS: Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas
UTC: Coordinated Universal Time
VAR: Visual Aural Range

VOR: VHF Omnidirectional Radio Range

VOR-N: VOR Navigation

VOR-T: VOR Terminal

VHF: Very High Frequency

VLf: Very Low Frequency

GHz: Gigahercios

W: Watts (vatios)

WAAS: Wide Area Augmentation System

WGS: World Geodetic System

UNE: Una Norma Española