

Fundamentos de los sistemas de radionavegación

José López Vicario

PID_00185448



Los textos e imágenes publicados en esta obra están sujetos –excepto que se indique lo contrario– a una licencia de Reconocimiento-NoComercial-SinObraDerivada (BY-NC-ND) v.3.0 España de Creative Commons. Podéis copiarlos, distribuirlos y transmitirlos públicamente siempre que citéis el autor y la fuente (FUOC. Fundació per la Universitat Oberta de Catalunya), no hagáis de ellos un uso comercial y ni obra derivada. La licencia completa se puede consultar en <http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/3.0/es/legalcode.es>

Índice

Introducción.....	5
Objetivos.....	6
1. Sistemas de coordenadas y proyecciones.....	7
1.1. Elipsoide de referencia	7
1.2. Coordenadas geográficas	9
1.3. Coordenadas cartesianas	10
1.4. Conversión de coordenadas	11
1.5. Sistemas de proyección	13
2. Sistemas de radionavegación terrestres.....	16
2.1. Radiofaros	16
2.1.1. Radiobaliza no direccional (NDB, <i>non-directional beacon</i>)	16
2.1.2. Sistema VOR (VHF, <i>omnidirectional range</i>)	21
2.1.3. Equipo de medida de distancia (DME, <i>distance measurement equipment</i>)	24
2.1.4. Navegación aérea táctica (TACAN, <i>tactical air navigation</i>)	27
2.1.5. CONSOL	29
2.2. Sistemas de navegación hiperbólicos	30
2.2.1. DECCA	30
2.2.2. Navegación de largo alcance (LORAN)	36
2.2.3. GEE	42
2.2.4. Omega	43
2.3. Sistemas de aproximación y aterrizaje	46
2.3.1. Sistemas de control aéreo: radares primarios y secundarios	46
2.3.2. Sistemas de ayuda al aterrizaje	50
3. Sistemas de radionavegación por satélite.....	55
3.1. Arquitectura de los sistemas de radionavegación por satélite	55
3.2. Fundamentos de mecánica orbital	57
3.3. Sistemas con cobertura global	64
3.3.1. GLONASS	64
3.4. Sistemas con cobertura regional	66
3.4.1. STARFIX	67
3.4.2. QZSS	67
3.4.3. Beidou y COMPASS	68

Resumen.....	70
Ejercicios de autoevaluación.....	75
Solucionario.....	78
Abreviaturas.....	79
Bibliografía.....	80

Introducción

Los sistemas de radionavegación son sistemas de posicionamiento que estiman la posición de un blanco o terminal de usuario utilizando señales radio. Estos sistemas empezaron a desarrollarse al inicio del siglo xx y siguen siendo aún de gran utilidad en multitud de aplicaciones. Estos sistemas se clasifican en sistemas de radionavegación terrestres y sistemas de radionavegación por satélite, dependiendo de si se usan estaciones terrestres para enviar/recibir las señales radio, como en el primer caso, o si se recurre a constelaciones de satélites, como en el segundo caso.

En este módulo se presentan los sistemas de radionavegación. En primer lugar, no obstante, se describen los sistemas de coordenadas y los sistemas de proyección más utilizados en radionavegación. Hecho esto, se pasa a describir los sistemas de radionavegación terrestres más conocidos, clasificándolos en dos grupos según su principio de funcionamiento: los radiofaros y los sistemas hiperbólicos. Seguidamente, se introduce otro tipo de sistemas utilizados en aeropuertos para gestionar el control de aproximación de las aeronaves a los mismos y para proporcionar ayuda a los pilotos en las tareas de aterrizaje. Finalmente, el módulo concluye presentando los sistemas de radionavegación por satélite. Concretamente se proporciona una descripción general de los sistemas de radionavegación por satélite más importantes, introduciendo además los conceptos básicos de los mismos y algunas nociones de mecánica orbital.

Objetivos

Los objetivos de este módulo son los siguientes:

1. Presentar los sistemas de coordenadas y proyecciones más utilizados en radionavegación.
2. Describir los sistemas de radionavegación terrestre basados en radiofaros y sistemas hiperbólicos más conocidos.
3. Mostrar los sistemas utilizados en aeropuertos para el control de aproximación y ayuda para el aterrizaje de aeronaves.
4. Introducir los conceptos básicos de los sistemas de radionavegación por satélite y de mecánica orbital.
5. Presentar los sistemas de navegación por satélite de cobertura global y regional más importantes.

1. Sistemas de coordenadas y proyecciones

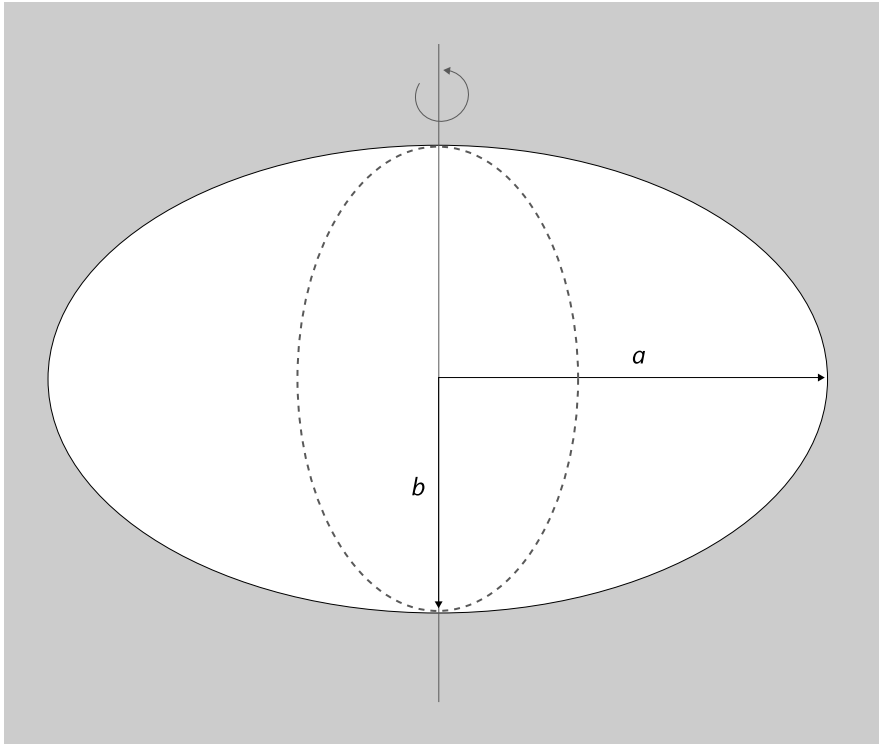
Los sistemas de radionavegación tienen como objetivo determinar la posición del blanco o usuario mediante el uso de señales radio. Para llevar a cabo este propósito, es necesario definir un sistema de coordenadas para referenciar las medidas obtenidas a partir de las señales radio y, una vez obtenida la posición, representarla en el sistema de coordenadas considerado. En este apartado se presentan los sistemas de coordenadas utilizados más comúnmente.

1.1. Elipsoide de referencia

Antes de presentar los sistemas de coordenadas, es necesario introducir algunas cuestiones sobre la representación de la Tierra. Es sabido que la Tierra no es una esfera perfecta. Más concretamente, presenta una forma irregular difícilmente representable. No obstante, para aquellos casos donde el sistema de coordenadas se utilice para indicar un punto en la superficie del planeta, es necesario poder utilizar una figura que la represente de forma sencilla y precisa. En el caso de los sistemas que presentaremos a continuación, la figura que se utiliza es la conocida como elipsoide de referencia.

El **elipsoide de referencia** es una figura que consiste en un elipsoide de revolución que se obtiene a partir de la rotación de una elipse sobre su eje menor, siendo este eje paralelo al eje de rotación de la Tierra. En cuanto al eje mayor, el elipsoide de referencia está normalmente definido en el plano señalado por el ecuador (figura 1).

Figura 1. Elipsoide de referencia



Por tanto, los elipsoides de referencia se pueden caracterizar por los valores del eje mayor (a) y del eje menor (b), cuya relación nos da el factor de aplanaamiento (f) calculado como:

$$f = \frac{a-b}{a} \quad (1)$$

Dado el carácter irregular de la Tierra, existen diferentes elipsoides de referencia que sirven para representar unas partes del planeta mientras pierden todo el valor para representar otras. Como resultado se tiene que existe un gran número de elipsoides utilizados según la zona que se quiera representar, reuniéndose algunos ejemplos en tabla 1. No obstante, con tal de poder unificar los sistemas de posicionamiento y poder ofrecer soluciones de posición a nivel global, se utiliza como referencia el elipsoide considerado por el sistema *world geodetic system-84* (WGS-84).

Tabla 1. Ejemplos de elipsoides de referencia

Elipsoide	a (m)	$1/f$	Zona
Clarke 1880	6.378.249,145	293,465	Norte América
Everest	6.377.301,243	300,8017	India
Internacional 1924	6.378.388	297,00	Paraguay, Brasil
Krassovsky 1940	6.378.245	298,30	Antigua Unión Soviética
WGS84	6.378.137	298,257223563	Empleado por GPS

Una vez presentado el elipsoide de referencia, pasamos a describir los sistemas de coordenadas más utilizados en radionavegación que son las coordenadas geográficas y las cartesianas.

1.2. Coordenadas geográficas

Las coordenadas geográficas son un tipo de sistema de coordenadas que se basa en considerar un elipsoide de referencia. En dicho elipsoide, se diferencian los paralelos de los meridianos.

Los **paralelos** son los círculos en el elipsoide resultantes al ir cortando el elipsoide con planos paralelos al plano del ecuador. Los **meridianos** por otra parte, son las elipses resultantes de ir cortando el elipsoide con los planos ortogonales al plano del ecuador que pasan por los polos.

De los meridianos existentes, se escoge uno como referencia. Normalmente se escoge el meridiano de Greenwich, aunque cabe comentar que WGS-84 usa el meridiano de referencia del *international earth rotation service* (IERS) situado unos 100 metros al este. Hecho esto, se posiciona el blanco usando tres coordenadas:

- latitud (φ),
- longitud (λ) y
- altura elipsoidal (h).

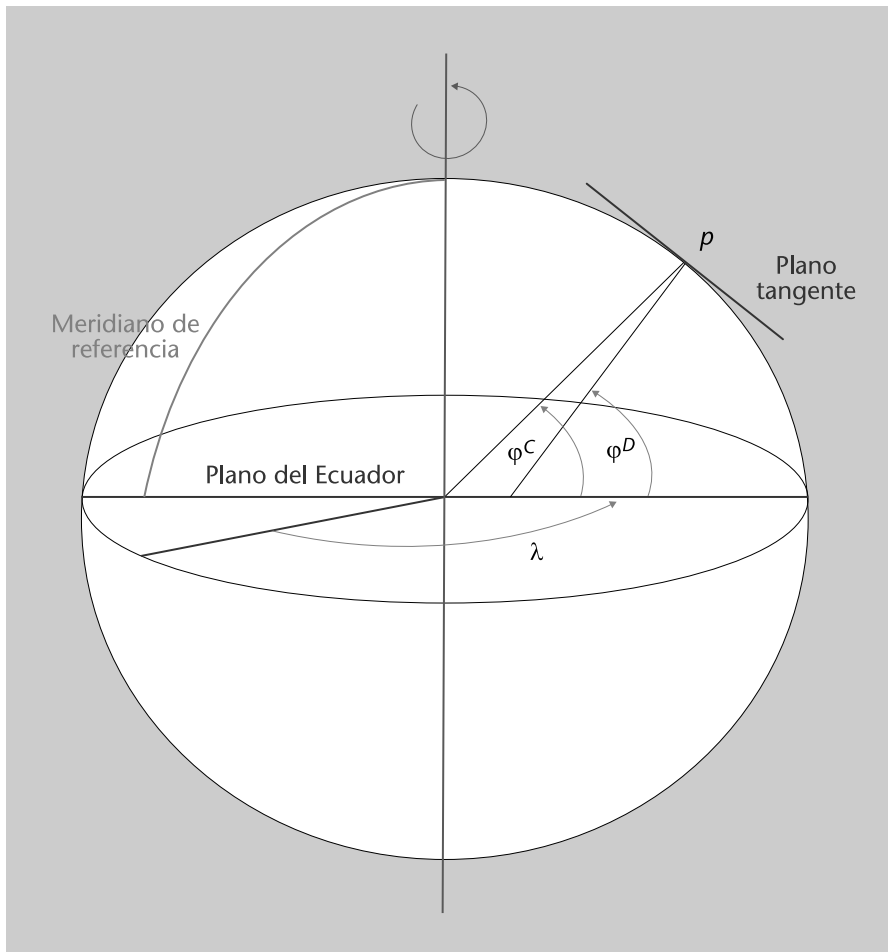
La **longitud** es el ángulo que se forma entre un meridiano de referencia y el meridiano donde se encuentra el punto.

En cuanto a la latitud, existen dos formas de considerarlo y de ahí nacen dos tipos de coordenadas geográficas:

- **Coordenadas geográficas geocéntricas:** en este tipo, la latitud se mide como el ángulo existente entre la dirección del radio en el punto a posicionar (p) y el plano del ecuador. Es decir, en este caso se considera el centro de la Tierra para determinar la latitud.
- **Coordenadas geográficas geodésicas:** en este caso la latitud se mide como el ángulo existente entre la normal al plano tangente al elipsoide en el punto a posicionar (p) y el plano del ecuador.

En la figura 2, se puede observar una representación de los sistemas de coordenadas comentados donde se ha diferenciado la latitud del sistema geocéntrico (φ^C) del geodésico (φ^D).

Figura 2. Sistemas de coordenadas geográficas geocéntricas y geodésicas



La tercera coordenada, es decir, la altura elipsoidal (h) entra en juego en el caso de que el blanco no esté situado en la misma superficie del elipsoide de referencia.

La altura elipsoidal (h) es la distancia entre la superficie del elipsoide y el punto a posicionar.

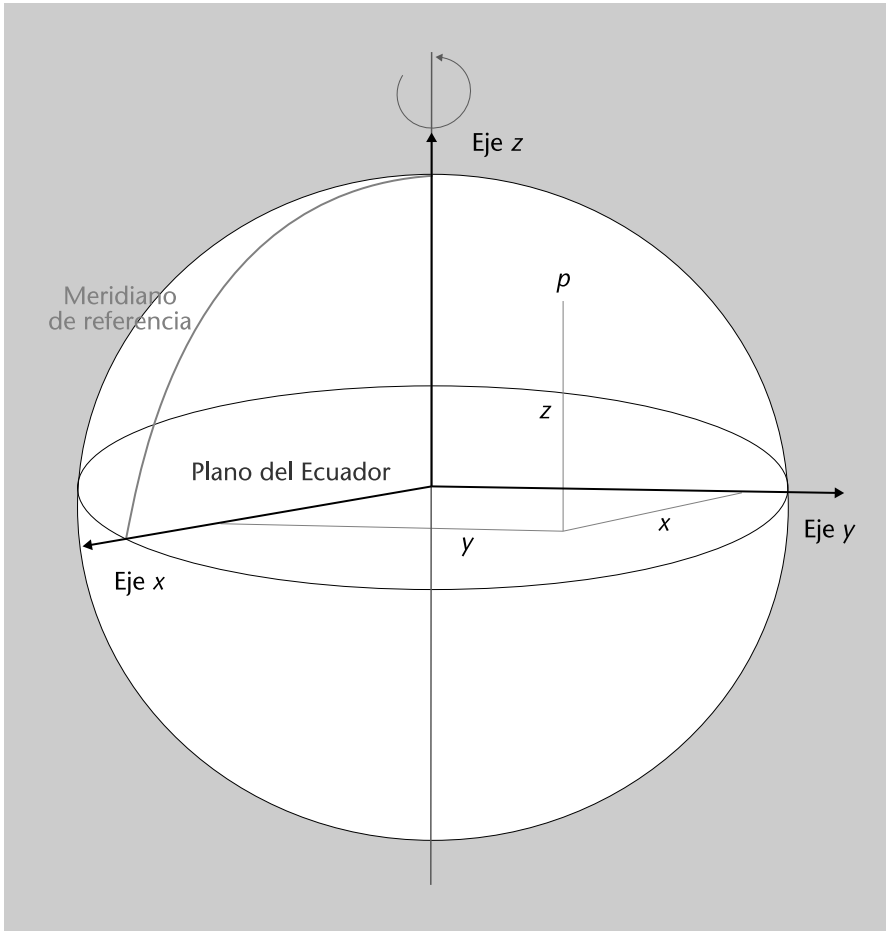
Observación

Nótese que en el caso del punto p de la figura 2 la coordenada h valdría igual a 0.

1.3. Coordenadas cartesianas

En las coordenadas cartesianas se suele considerar el centro de la Tierra como referencia. En concreto, se posiciona el punto usando un sistema de coordenadas cartesiano tridimensional, es decir, empleando las coordenadas (x, y, z) . Normalmente, el eje z coincide con el eje de rotación de la Tierra, estando el plano x - y en el plano del ecuador, coincidiendo el eje x con el meridiano que se toma de referencia y el eje y situado 90° al este (figura 3).

Figura 3. Sistemas de coordenadas cartesianas



1.4. Conversión de coordenadas

En los subapartados anteriores se han presentado los sistemas de coordenadas más utilizados en radionavegación. Debido a la variedad de sistemas y el uso dependiente del tipo de aplicación, existe la necesidad de poder realizar conversiones entre los sistemas de coordenadas. A continuación se describen los procesos de conversión entre los sistemas de coordenadas geográficas geocéntricas, geodésicas y cartesianas:

- **Conversión entre coordenadas geográficas geocéntricas y cartesianas.**

Partiendo de las coordenadas geográficas geocéntricas (φ^C, λ, h) uno puede fácilmente obtener las coordenadas cartesianas (x, y, z) utilizando la siguiente transformación:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = r \begin{pmatrix} \cos\varphi^C \cos\lambda \\ \cos\varphi^C \sin\lambda \\ \sin\varphi^C \end{pmatrix} \quad (2)$$

donde r es la suma de la altura elipsoidal, h , y la distancia entre el centro de coordenadas geocéntricas (es decir el centro de la Tierra) y la superficie del elipsoide de referencia donde se proyecta la posición del blanco, r_e :

$$r = h + r_e \quad (3)$$

Por lo tanto r_e dependerá del elipsoide de referencia seleccionado. En algunos casos, se toma una esfera con radio r_e igual al radio medio de la Tierra como elipsoide de referencia, simplificándose en gran medida el proceso de conversión.

Para llevar a cabo el proceso de conversión contrario, se debe realizar la siguiente transformación:

$$\begin{pmatrix} \varphi^C \\ \lambda \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{atan}\left(\frac{z}{\sqrt{x^2+y^2}}\right) \\ \text{atan}\left(\frac{y}{x}\right) \\ \sqrt{x^2+y^2+z^2} \end{pmatrix} \quad (4)$$

Obsérvese que de nuevo se trabaja con el parámetro r . Para obtener la altura elipsoidal, uno debe determinar cuál es el valor de r_e según la posición del blanco y, una vez hecho esto, hacer el cálculo $h = r - r_e$.

- **Conversión entre coordenadas geográficas geodésicas y cartesianas.** En este caso la transformación que se debe realizar para pasar de coordenadas geográficas geodésicas (φ^D, λ, h) a cartesianas (x, y, z) es el siguiente:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N_\varphi + h)\cos\varphi^D\cos\lambda \\ (N_\varphi + h)\cos\varphi^D\sin\lambda \\ (N_\varphi(1 - e^2) + h)\sin\varphi^D \end{pmatrix} \quad (5)$$

donde N_φ y e se definen como:

$$\begin{aligned} N_\varphi &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2\sin^2\varphi^D}} \\ e &= \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \end{aligned} \quad (6)$$

En cuanto al paso de coordenadas cartesianas a geodésicas, se debe realizar el siguiente proceso de transformación:

$$\begin{pmatrix} \varphi^D \\ \lambda \\ h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{atan}\left(\frac{z}{\sqrt{x^2+y^2}}\right) \left(1 - e^2 \frac{N_\varphi}{N_\varphi + h}\right) \\ \text{atan}\left(\frac{y}{x}\right) \\ \frac{\sqrt{x^2+y^2}}{\cos\varphi^D} - N_\varphi \end{pmatrix} \quad (7)$$

Obsérvese que la transformación anterior no se puede calcular directamente ya que N_φ depende de φ^D , siendo φ^D uno de los parámetros a determinar. Por tanto, esta transformación se debe resolver mediante el uso de un método iterativo.

Ejemplo de conversión de coordenadas

Se conoce la posición de un blanco en coordenadas geográficas geocéntricas. Concretamente, se sabe que la posición está determinada por las coordenadas $\varphi^C = 0^\circ$, $\lambda = 7^\circ$ y $h = 385$ m. Teniendo en cuenta que se considera el elipsoide de Krassovsky y que se toma como referencia el meridiano de Greenwich, determinad la posición del blanco en coordenadas cartesianas.

Solución

Tal como se ha visto en teoría, la conversión de coordenadas se puede llevar a cabo utilizando la siguiente transformación:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = r \begin{pmatrix} \cos\varphi^C \cos\lambda \\ \cos\varphi^C \sin\lambda \\ \sin\varphi^C \end{pmatrix} \quad (8)$$

Antes, no obstante, se debe determinar el valor de r . Sabiendo que:

$$r = h + r_e \quad (9)$$

se debe calcular en primer lugar el valor de r_e , que es la distancia entre el centro de coordenadas geocéntricas y la superficie del elipsoide de referencia donde se proyecta la posición del blanco. Al estar situado el blanco en $\varphi^C = 0^\circ$, se tiene que la distancia r_e es igual al semieje mayor del elipse, a , ya que la línea que une el centro de la Tierra y la superficie del elipsoide pasa por el ecuador. Por tanto, sabiendo que se utiliza el elipsoide de Krassovsky, r_e es igual a 6.378.245 m y, consecuentemente, se tiene que:

$$r = h + r_e = 385 + 6.378.245 = 6.378.630 \text{ m} \quad (10)$$

Hecho esto, podemos aplicar ya el cambio de coordenadas como sigue:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = 6.378.630 \begin{pmatrix} \cos 0^\circ \cos 7^\circ \\ \cos 0^\circ \sin 7^\circ \\ \sin 0^\circ \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 6.331.084,66 \\ 777.359,45 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (11)$$

Es decir, el blanco se encuentra en las coordenadas $x = 6.331.084,66$ m, $y = 777.359,45$ m, $z = 0$ m.

1.5. Sistemas de proyección

En los subapartados anteriores se han presentado los sistemas de coordenadas más comúnmente utilizados. Tal como se ha observado, estos sistemas se basan en representar la superficie de la Tierra con una superficie geométrica tridimensional y en el uso de coordenadas tridimensionales. Para llevar a cabo la representación de la superficie de la Tierra con herramientas más cómodas para su utilización, como son el caso de los mapas (que trabajan en un plano), se requiere el uso de sistemas de proyección. Estos sistemas se encargan de proyectar la representación de la Tierra en un plano (de dos dimensiones). Lógicamente, el mapa resultante sufrirá de ciertas deformaciones debidas al hecho de que se está proyectando una superficie de una figura tridimensional en un plano. Por ese motivo, existen diferentes tipos de proyecciones orientadas a ofrecer la máxima precisión posible según la zona y tamaño de la Tierra que se quiera representar. Algunas de las proyecciones más conocidas son las siguientes:

1) Proyección de Mercator. La proyección consiste en introducir la representación esférica de la Tierra dentro de un cilindro de forma que dicho cilindro es tangente al Ecuador (figura 4). Hecho esto, la superficie terrestre se va proyectando en la superficie del cilindro de manera que tanto los paralelos como los meridianos acaban formando una serie de líneas rectas y perpendiculares entre sí. Básicamente, se sigue un proceso equivalente a hinchar la superficie terrestre del cilindro para que ésta vaya ocupando el volumen del mismo y, al mismo tiempo, vaya imprimiendo el mapa en la superficie de dicho cilindro a medida que se va alcanzando los límites del volumen. En cuanto al sistema de coordenadas utilizado, se siguen considerando las medidas de longitud y latitud pero proyectadas en el plano. Actualmente, este tipo de proyección sigue siendo muy utilizado en aplicaciones de navegación y ofrece una precisión bastante buena en aquellas zonas de la Tierra próximas al Ecuador. No obstante, sufre de grandes deformaciones en aquellas regiones del mapa alejadas del Ecuador. Concretamente, las deformaciones aumentan a medida que las regiones se acercan a los polos.

Gerardus Mercator

La proyección de Mercator fue ideada por Gerardus Mercator en 1569 y revolucionó la cartografía.



Figura 4. Representación geométrica de la proyección de Mercator

2) Proyección UTM (universal transversal de Mercator). Este tipo de proyección parte de la proyección de Mercator pero se añaden unas modificaciones con el fin de solventar el problema que presenta en cuanto a deformación del mapa resultante. En este caso, concretamente, se definen una serie de zonas y, dependiendo de la zona, se aplica la proyección de forma diferente. Es decir, en el caso de la proyección de Mercator se define un cilindro tangente al ecuador de la Tierra. En este caso, no obstante, se define un cilindro tangente a un meridiano, concretamente al meridiano central de la zona que se quiera representar. Esto se hace con el fin de presentar la mínima deformación posible. En cuanto a las zonas utilizadas por UTM, éstas se definen dividiendo la Tierra tal como se describe a continuación:

a) Husos: siguiendo la dirección oeste-este, se divide la Tierra en 60 husos de 6° de longitud cada uno, numerándose cada huso con un número entre el 1 y el 60 (de forma creciente hacia el este). A cada huso se le asigna un meridiano (el meridiano más situado al centro del huso). La intersección de dicho huso con el ecuador forma el origen de coordenadas, el cual trabaja, a diferencia del caso de Mercator, con dos dimensiones expresadas en metros (distancia en metros hacia la dirección norte y distancia en metros hacia la dirección este).

b) Bandas: siguiendo la dirección sur-norte, se divide la Tierra en 20 bandas de 8° de latitud, denotándose cada banda con una letra entre la C y la X (de forma creciente hacia al norte y excluyéndose las letras I, O y Ñ).

Teniendo en cuenta esta división en husos y bandas, a cada zona de la Tierra se le asigna un par huso-banda (por ejemplo, Barcelona se encuentra en el par 31T). Para cada una de estas zonas, se aplica la proyección, tomando como

referencia el meridiano central de dicha zona para aumentar la precisión del proceso. Finalmente el mapa total se construye uniendo todas las proyecciones locales obtenidas.

2. Sistemas de radionavegación terrestres

Este apartado se centra en describir los sistemas de radionavegación terrestres más significativos de entre los existentes desde el inicio del uso de este tipo de tecnología.

Se denomina sistema de radionavegación terrestre aquél que se basa en el uso de estaciones terrestres que actúan como transmisoras/receptoras y se encuentran situados en emplazamientos conocidos de la superficie terrestre.

Tal como se verá a lo largo del apartado, la posición del blanco se hallará procesando las señales recibidas de estas estaciones en el móvil, si actúan como transmisoras, o bien tratando las señales recibidas desde el blanco en las diferentes estaciones, si toman el rol de receptoras.

2.1. Radiofaros

Los radiofaros son estaciones radio terrestres situadas en localizaciones fijas y que emiten de forma continua señales con el objetivo de ayudar a la navegación aérea.

Dependiendo del tipo de señales emitidas y la estrategia utilizada en el receptor para obtener la posición, se distinguen los sistemas siguientes:

- Radiobaliza no direccional
- VOR
- Equipo de medida de distancia
- Navegación aérea táctica
- CONSOL

2.1.1. Radiobaliza no direccional (NDB, *non-directional beacon*)

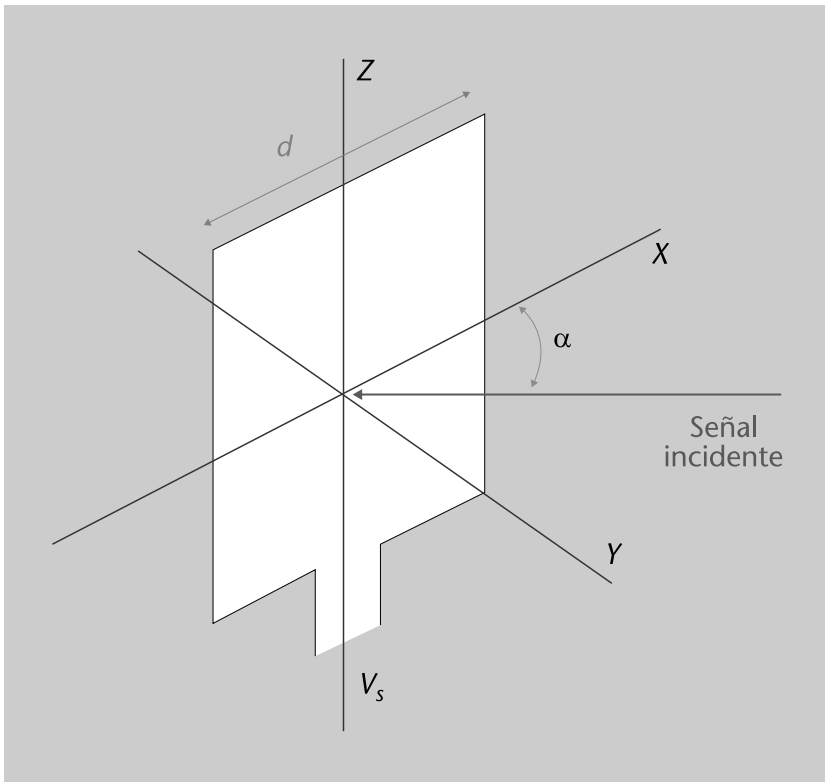
La radiobaliza no direccional¹ es el sistema de radionavegación basado en radiofaros más antiguo. De hecho fue el pilar básico de la navegación aérea en el periodo entre las dos guerras mundiales (1919-1939). El radiofaro se encarga de enviar una señal a una frecuencia fija (una portadora) y esta emisión se hace de forma omnidireccional, es decir, se transmite con la misma potencia a todas las direcciones.

⁽¹⁾En inglés, *non-directional beacon* (NDB)

Por tanto, todo el grueso de las tareas relacionadas con la determinación de la posición se lleva a cabo en el receptor. Éste se encuentra situado en el móvil y se encarga de determinar la dirección de propagación de la onda electromagnética y, con esto, se obtiene la dirección donde se encuentra el radiofaro. Este proceso se conoce como radiogoniometría, siendo el sistema más conocido para llevar a cabo este proceso el sistema ADF². Este sistema utiliza una antena de cuadro como la mostrada en la figura 5 y obtiene la posición midiendo la diferencia de potencial entre los voltajes inducidos en los lados verticales del cuadro por la onda electromagnética incidente (proveniente del radiofaro).

⁽²⁾ADF son las siglas de *Automatic Directional Finding*, castellano, localizador direccional automático.

Figura 5. Antena de cuadro



En concreto, si estos voltajes se pueden expresar como:

$$\begin{aligned} V_1 &= V \sin(2\pi ft - \Phi/2) \\ V_2 &= V \sin(2\pi ft + \Phi/2) \end{aligned} \quad (12)$$

donde V es el módulo del voltaje inducido, f es la frecuencia de la onda incidente y Φ es la diferencia de fases entre los dos voltajes. En concreto, esta diferencia de fase es debida a la distancia entre los lados verticales del cuadro, representada en la figura 5 y expresada con la variable d , y varía en función del ángulo de incidencia α tal como se muestra en la expresión siguiente (ob-sérvese además que se ha escogido el eje de la antena como el centro de fase):

$$\Phi = 2\pi \frac{d \cos(\alpha)}{\lambda} \quad (13)$$

siendo λ la longitud de la señal incidente ($\lambda = c/f$). Al calcular la diferencia de potenciales, es decir, la tensión a la salida del cuadro, se tiene que esta viene dada por la expresión:

$$\begin{aligned} V_s &= V_2 - V_1 = V \sin(2\pi ft + \Phi/2) - V \sin(2\pi ft - \Phi/2) \\ &= V \sin(2\pi ft) \cos(\Phi/2) + V \cos(2\pi ft) \sin(\Phi/2) \\ &\quad - V \sin(2\pi ft) \cos(\Phi/2) + V \cos(2\pi ft) \sin(\Phi/2) \\ &= 2V \cos(2\pi ft) \sin(\Phi/2) \end{aligned} \quad (14)$$

donde se ha utilizado la identidad trigonométrica $\sin(A \pm B) = \sin(A)\cos(B) \pm \cos(A)\sin(B)$.

Teniendo en cuenta que $\lambda \gg d$ y por tanto $\sin(\Phi/2) = \sin(\cos(\alpha)\pi d / \lambda) \approx \cos(\alpha)\pi d / \lambda$, la expresión anterior se puede aproximar como:

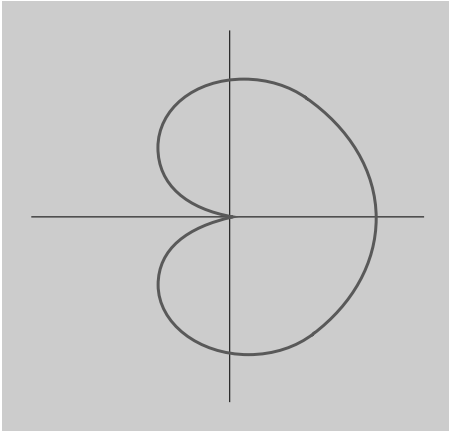
$$V_s = V \frac{2\pi d}{\lambda} \cos(2\pi ft) \cos(\alpha) \quad (15)$$

Como se puede observar, la tensión a la salida presentará un máximo de amplitud cuando la antena está orientada hacia la dirección de la señal proveniente del radiofaro. El problema de este sistema es que $\alpha = \pi$ presenta también un valor máximo, apareciendo entonces una redundancia en la solución. Para evitar esto, se incluye una antena vertical en el receptor, situada en el eje de la antena de cuadro, y se suma el voltaje inducido en dicha antena, expresado como V_d , con el voltaje a la salida de la antena de cuadro, obteniéndose un voltaje total de:

$$\begin{aligned} V_t &= V_d + V_s = V \cos(2\pi ft) + V \frac{2\pi d}{\lambda} \cos(2\pi ft) \cos(\alpha) \\ &= V \cos(2\pi ft) \left(1 + \frac{2\pi d}{\lambda} \cos(\alpha) \right) \end{aligned} \quad (16)$$

Por tanto, se observa que el voltaje a la salida del sistema completo es una señal modulada en amplitud en función del ángulo α . En concreto, la amplitud presenta la forma de una cardioide (figura 6), $V(1 + a\cos(\alpha))$ con $a < 1$. De esta manera se alivia el problema de la redundancia, ya que se tendrá un único máximo para $\alpha = 0$ (dándose este máximo cuando la antena cuadro está apuntando hacia el radiofaro) y un único mínimo para $\alpha = \pi$ (que es cuando apunta en la misma dirección pero con sentido contrario).

Figura 6. Cardiode representada en coordenadas polares ($a = 1$)



El sistema implementado en la práctica, no obstante, se basa en detectar el mínimo de amplitud debido a la mayor sensibilidad que presenta la cardioide en esa zona. En concreto, la antena de cuadro está conectada a un servomotor y el voltaje de salida V_t se conecta a un receptor sintonizado a la frecuencia f con el fin de trabajar con la amplitud (como un receptor de AM clásico). Dicho servomotor hace girar la antena de cuadro hasta encontrar un mínimo de amplitud, siendo dicho mínimo encontrado por un detector que controla el servomotor de forma automática (de ahí el nombre de *automatic direccional finding*). Originalmente, todo este proceso se realizaba manualmente por parte de un operador y era cuando el proceso de radiogoniometría en sí se conocía con el nombre de localizador direccional radio³.

Ejemplo de sistema de radionavegación NDB

Considerad un escenario donde se utiliza un sistema de radionavegación NDB. En dicho escenario, la antena de cuadro presenta una descompensación en una de las varillas y las tensiones recibidas varían del caso teórico. Es decir, vienen expresadas por las siguientes ecuaciones:

$$\begin{aligned} V_1 &= V \sin(2\pi ft - \Phi/2) \\ V_2 &= (V + \Delta V) \sin(2\pi ft + \Phi/2) \end{aligned} \quad (17)$$

- Determinad la expresión del voltaje a la salida del sistema completo, V_s , teniendo en cuenta el escenario propuesto.
- Discutid el impacto de la descompensación en tensiones en el comportamiento del sistema. Para ello, identificad los casos más destacados en función de los posibles valores que pueda tomar ΔV .

Solución

a) En este problema se deben desarrollar de nuevo las expresiones asociadas a los voltajes medidos para tener en consideración la descompensación de las tensiones. Comenzando con la diferencia de tensiones de la antena cuadro, se obtiene el siguiente resultado:

$$\begin{aligned} V_s &= V_2 - V_1 = (V + \Delta V) \sin(2\pi ft + \Phi/2) - V \sin(2\pi ft - \Phi/2) \\ &= V \sin(2\pi ft) \cos(\Phi/2) + V \cos(2\pi ft) \sin(\Phi/2) + \Delta V \sin(2\pi ft + \Phi/2) \\ &\quad - V \sin(2\pi ft) \cos(\Phi/2) + V \cos(2\pi ft) \sin(\Phi/2) \\ &= 2V \cos(2\pi ft) \sin(\Phi/2) + \Delta V \sin(2\pi ft + \Phi/2) \end{aligned} \quad (18)$$

donde se ha utilizado la identidad trigonométrica $\sin(A \pm B) = \sin(A) \cos(B) \pm \cos(A) \sin(B)$.

⁽³⁾En inglés, radio direccional finding (RFD).

Usos de los radiofaros NDB

Cabe comentar que estos sistemas se utilizan en la actualidad para navegación aérea. En concreto, existen radiofaros NDB situados en las inmediaciones de los aeropuertos y a lo largo de las principales rutas aéreas. Además, este sistema es de gran utilidad para guiar a los pilotos en las maniobras de aproximación a los aeropuertos cuando existe nula o poca visibilidad. El alcance de estos sistemas está normalmente entre las 20 y 30 millas náuticas (aproximadamente 37 y 55 km) y las frecuencias utilizadas están comprendidas entre 200 y 1.750 KHz. Básicamente, se asignan frecuencias diferentes a los radiofaros para poder distinguirlos entre sí.

Teniendo en cuenta que $\lambda \gg d$ y por tanto $\sin(\Phi/2) = \sin(\cos(\alpha)\pi d/\lambda) \approx \cos(\alpha)\pi d/\lambda$, el primer término de la expresión anterior se puede aproximar como:

$$2V\cos(2\pi ft)\sin(\Phi/2) \approx V\frac{2\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \quad (19)$$

Por otro lado, el segundo término de V_s puede reescribirse de la siguiente forma:

$$\begin{aligned} \Delta V\sin(2\pi ft + \Phi/2) &= \Delta V\sin(2\pi ft)\cos(\Phi/2) + \Delta V\cos(2\pi ft)\sin(\Phi/2) \\ &\approx \Delta V\sin(2\pi ft) + \Delta V\frac{\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \end{aligned} \quad (20)$$

donde se ha utilizado la aproximación anterior y se ha tenido además en cuenta que $\cos(\Phi/2) \approx 1$. Por tanto, obtenemos como resultado:

$$V_s = V\frac{2\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) + \Delta V\sin(2\pi ft) + \Delta V\frac{\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \quad (21)$$

Combinando ahora la diferencia de voltajes en la antena cuadro con la antena vertical del receptor, se obtiene la expresión:

$$\begin{aligned} V_t = V_d + V_s &= V\cos(2\pi ft) + V\frac{2\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \\ &\quad + \Delta V\sin(2\pi ft) + \Delta V\frac{\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \end{aligned} \quad (22)$$

Cabe comentar, no obstante, que el receptor del sistema demodula la señal recibida para trabajar con la amplitud de la misma. Por tanto, la componente en cuadratura de la misma será cancelada por el sistema de demodulación y se puede considerar la siguiente señal equivalente:

$$\begin{aligned} V_t &= V\cos(2\pi ft) + V\frac{2\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \\ &\quad + \Delta V\frac{\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \\ &= V\cos(2\pi ft)\left(1 + \frac{2\pi d}{\lambda}\cos(\alpha)\left(1 + \frac{\Delta V}{2V}\right)\right) \end{aligned} \quad (23)$$

donde se observa que el voltaje a la salida del sistema completo sigue siendo una señal modulada en amplitud en función del ángulo α , pero en este caso, dicha amplitud tiene el siguiente aspecto:

$$V\left(1 + a\left(1 + \frac{\Delta V}{2V}\right)\cos(\alpha)\right) \quad (24)$$

donde se ha definido $a = \frac{2\pi d}{\lambda}$.

b) Recordando el caso donde las tensiones no se encuentran descompensadas, en el cual se observaba que la amplitud resultante era:

$$V(1 + a\cos(\alpha)) \quad (25)$$

donde la amplitud tiene una forma de cardiode con máximo en $\alpha = 0$ y mínimo en $\alpha = \pi$. Además, recordando la teoría, el sistema se basaba en detectar el mínimo para determinar la orientación de la aeronave.

En el caso donde las tensiones se encuentran descompensadas, se observa que la forma de la amplitud resultante es ahora:

$$V\left(1 + a\left(1 + \frac{\Delta V}{2V}\right)\cos(\alpha)\right) \quad (26)$$

Es decir, se sigue teniendo una forma de cardiode pero el comportamiento de la misma depende del valor de $\frac{\Delta V}{2V}$.

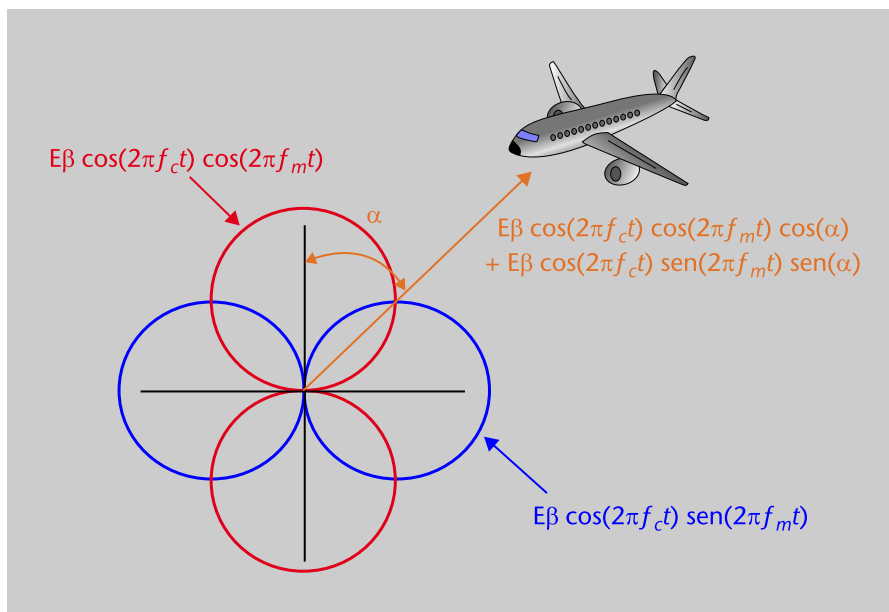
- Si $\frac{\Delta V}{2V} = 0$, el comportamiento del sistema no varía porque sería el caso en que no hay descompensación de tensiones.
- Si $\frac{\Delta V}{2V} = -1$, el sistema no es apropiado para ser utilizado en este tipo de aplicaciones ya que la amplitud no depende del ángulo α .
- Si $\frac{\Delta V}{2V} > -1$, el sistema sigue siendo apropiado para la aplicación, ya que la forma de cardiode se mantiene (con diferentes proporciones) y el mínimo sigue estando para $\alpha = \pi$.
- Si $\frac{\Delta V}{2V} < -1$, el sistema puede ocasionar problemas, ya que la forma de la cardiode se invierte presentando el mínimo en $\alpha = 0$. Es decir, si la diferencia de tensiones no se conoce y el sistema supone que el mínimo se encuentra en $\alpha = \pi$, la interpretación que haría el mismo al detectar un mínimo no sería correcta.

2.1.2. Sistema VOR (VHF, *omnidirectional range*)

Actualmente, el VOR (VHF, *omnidirectional range*), diseñado en Estados Unidos y estandarizado internacionalmente en el año 1949 por la International Civil Aviation Organization (ICAO), es el más utilizado alrededor del mundo. La señal enviada por el radiofaro está comprendida en la banda entre 108 y 118 MHz, la cual está a su vez dividida en canales de 50 KHz. Aunque esta banda presenta pocas interferencias atmosféricas, un inconveniente de la misma es que las señales generadas tienen poco alcance. Para aliviar este problema, se suelen situar los radiofaros en zonas elevadas.

En este sistema, la señal enviada por el radiofaro es direccional. Para ello, se utilizan dos antenas: una no direccional y una direccional formada por dos aristas desfasadas 90° entre sí (figura 7).

Figura 7. Antena direccional VOR basada en el uso de dos aristas (desfasadas 90°) y representación de la señal recibida en la aeronave



En concreto, se utilizan estas antenas para enviar cuatro señales:

1) Una portadora a frecuencia f_c mediante la antena no direccional (f_c está comprendida entre 108 y 118 MHz según el canal asignado):

$$E_1 = E \cos(2\pi f_c t) \quad (27)$$

2) Una portadora a la misma frecuencia f_c modulada por una subportadora a frecuencia f_m mediante una de las aristas de la antena direccional (donde f_m es igual a 30 Hz):

$$E_2 = E \beta \cos(2\pi f_c t) \cos(2\pi f_m t) \quad (28)$$

3) Una portadora a la misma frecuencia f_c modulada por una subportadora a frecuencia f_m mediante la otra arista de la antena direccional. Esta señal será idéntica a la generada en el caso 2, pero la subportadora presenta un desfase de 90° respecto a dicha señal (por ese motivo, se representa en este caso la subportadora con la función seno):

$$E_3 = E \beta \cos(2\pi f_c t) \sin(2\pi f_m t) \quad (29)$$

Obsérvese que en la señales 2 y 3 se introduce un factor de atenuación β de valor aproximadamente igual a 0,3 de acuerdo a requisitos del estándar.

4) Una señal de referencia transmitida también por la antena no direccional. En concreto es una señal a frecuencia f_c modulada por una subportadora a frecuencia $f_u = 9.960$ Hz que, a su vez, se presenta modulada en frecuencia por una señal a 30 Hz. Esta componente se conoce como componente FM de la señal VOR. Además, esta señal se modula también en amplitud con una señal en código Morse $m(t)$ viajando en una subportadora con frecuencia $f_i = 1.020$ Hz y con profundidad de modulación de 0,2. Como resultado, esta cuarta componente viene dada por la expresión:

$$E_4 = E \cos(2\pi f_c t) \left[\delta \cos(2\pi f_u t + \gamma \cos(2\pi f_m t)) + m(t) \cos(2\pi f_i t) \right] \quad (30)$$

donde $\delta = 0,3$ y $\gamma = 16$.

Combinando las contribuciones de las señales 1, 2 y 3, la señal recibida por el blanco situado a una azimuth de ángulo α con respecto al radiofaro viene dada por la siguiente expresión (como se representa en la figura 7):

$$\begin{aligned} E_r &= E_1 + E_2 + E_3 \\ &= E \cos(2\pi f_c t) + E \beta \cos(2\pi f_c t) \cos(2\pi f_m t) \cos(\alpha) + E \beta \cos(2\pi f_c t) \sin(2\pi f_m t) \sin(\alpha) \end{aligned} \quad (31)$$

donde E_1 , E_2 y E_3 , hacen referencia a las tres componentes de señal descritas en el párrafo anterior. Obsérvese que el hecho de que se envíe una señal idéntica pero con dos desfases diferentes (señales 2 y 3) es lo que provoca que la

señal enviada sea direccional. Anteriormente, este efecto se conseguía de forma mecánica, pero esto se cambió a forma electrónica con el fin de optimizar el sistema.

Usando la identidad trigonométrica $\cos(A - B) = \cos(A)\cos(B) + \sin(A)\sin(B)$ la expresión anterior se puede simplificar como:

$$E_r = E \cos(2\pi f_c t) (1 + \beta \cos(2\pi f_m t - \alpha)) \quad (32)$$

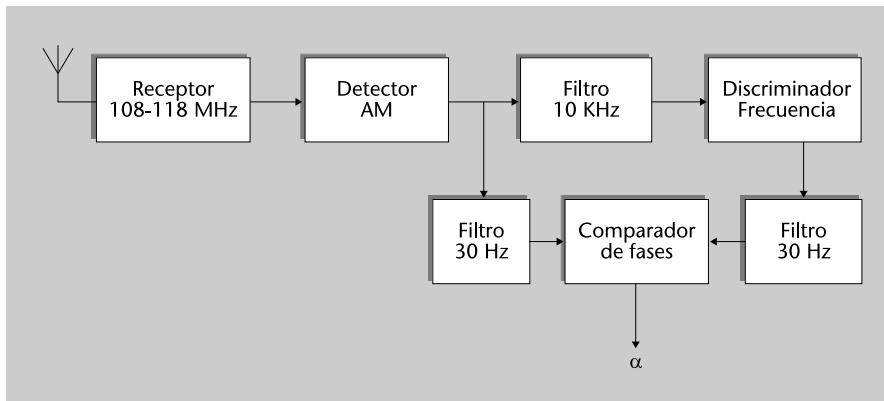
Por tanto, se observa que la contribución de las señales 1, 2 y 3 da como resultado una señal que presenta amplitud constante cuando $2\pi f_m t - \alpha$ es constante. Es decir, si el móvil describe una trayectoria circular alrededor del radiofaro con velocidad angular $d\alpha/dt = 2\pi f_m$, se observaría el mismo nivel de señal en el móvil. Esto viene dado a que las señales transmitidas inducen electrónicamente un diagrama de radiación variante con el tiempo, en concreto se tiene que el haz principal del mismo va rotando con una velocidad angular constante igual a $2\pi f_m$. Por lo tanto, después de demodular la amplitud de la señal recibida se tiene un tipo de señal, $E(1 + \beta \cos(2\pi f_m t - \alpha))$, cuya fase es una función lineal del ángulo α . Cabe comentar que esta contribución de señal se conoce como componente AM de la señal VOR debido a su naturaleza.

Como se ha comentado anteriormente, a las señales 1, 2 y 3 se le añade una componente adicional representada por la señal 4. Esta componente actúa como señal de referencia, dando por tanto una señal total en el receptor expresada de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} E_t &= E_1 + E_2 + E_3 + E_4 \\ &= E \cos(2\pi f_c t) (1 + \beta \cos(2\pi f_m t - \alpha) + \delta \cos(2\pi f_u t + \gamma \cos(2\pi f_m t)) + m(t) \cos(2\pi f_i t)) \end{aligned} \quad (33)$$

Por un lado, la señal $f(t)$ en código Morse sirve para determinar qué radiofaro es el responsable de la señal que se está recibiendo. Por otro lado, la señal modulada en FM sirve para tener una fase de referencia a la hora de estimar la azimuth del móvil mediante la fase de la componente direccional (señales 1, 2 y 3). En concreto, el receptor de un sistema VOR compara la fase residual de la señal proveniente de la componente direccional con la fase de la señal de referencia tal como se puede observar en la figura 8. En concreto la diferencia de fases será directamente la azimuth del blanco.

Figura 8. Receptor VOR



Cabe comentar que el error de un sistema VOR está normalmente acotado entre 1° y 5° , viniendo este error principalmente dado por errores en el receptor (por la diferencia de las dos señales de 30 Hz e imprecisiones del detector de fase) y, mayoritariamente, por errores provocados por reflexiones de la señal con obstáculos próximos al transmisor. Dado también por este motivo el hecho de que los radiofaros se coloquen normalmente en zonas elevadas.

VOR Doppler

El error inducido por reflexiones se puede evitar con una alternativa de diseño conocida como VOR Doppler, donde la señal AM es la que actúa como referencia y es en la componente FM donde se induce la variación respecto a la azimuth. En este caso, el error debido a reflexiones se puede reducir 10 veces pero el transmisor resultante es de mayor coste y tamaño.

2.1.3. Equipo de medida de distancia (DME, *distance measurement equipment*)

El equipo de medida de distancia⁴ es un sistema que se basa en la medida de la distancia entre el radiofaro y la aeronave, estando su principio de operación basado en la tecnología radar. Básicamente, se mide la distancia a partir del tiempo de propagación que experimenta un pulso al recorrer el trayecto ida y vuelta aeronave-radiofaro-aeronave.

⁽⁴⁾En inglés, *distance measurement equipment* (DME).

Las señales se envían usando frecuencias portadoras en el rango 962-1.213 MHz con una potencia de transmisión en el rango 50-100 W. La cobertura del sistema es de 370 km, reduciéndose a 120 km, aproximadamente, para vuelos con alturas entre los 3.000 y 6.000 metros.

Empleo del sistema DME

El sistema DME fue adoptado por la ICAO para su empleo internacional en aviación civil en el 1959. En la actualidad se suele utilizar en conjunto con el sistema VOR formando el estándar ICAO $\rho - \theta$, donde ρ hace referencia a la distancia proporcionada por DME y θ a la azimuth proporcionada por VOR.

El rango de frecuencias utilizado se divide en canales de 1 MHz, los cuales son asignados de diferente forma según el modo de funcionamiento utilizado: modo X y modo Y. En el modo X, 126 canales son de interrogación (en la banda 1.025-1.150 MHz) y 126 canales son de respuesta (en las bandas 962–1.024 MHz y 1.151-1.213 MHz). En el modo Y, el cual no se suele utilizar tanto y está relacionado con el sistema TACAN, asigna las interrogaciones y respuestas en la misma banda (1.025-1.150 MHz).

Ved también

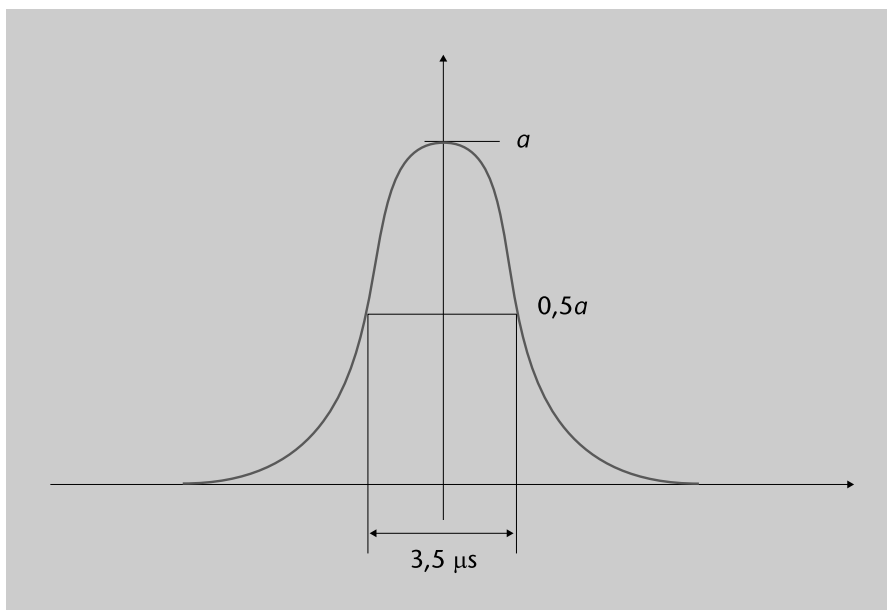
El sistema TACAN se utiliza en el subapartado 2.1.4 de este módulo.

En cuanto al modo de funcionamiento, se divide en los siguientes pasos:

1) Interrogación. La aeronave envía un par de pulsos, siendo cada uno de ellos de $3,5 \mu\text{s}$ de ancho y de tipo gaussiano (como el representado en la figura 9, siendo este tipo de pulso utilizado porque reduce el ancho de banda ocupado para su transmisión). Estos pulsos se encuentran separados entre sí:

- $12 \mu\text{s}$ en el modo X.
- $36 \mu\text{s}$ en el modo Y.

Figura 9. Pulso DME

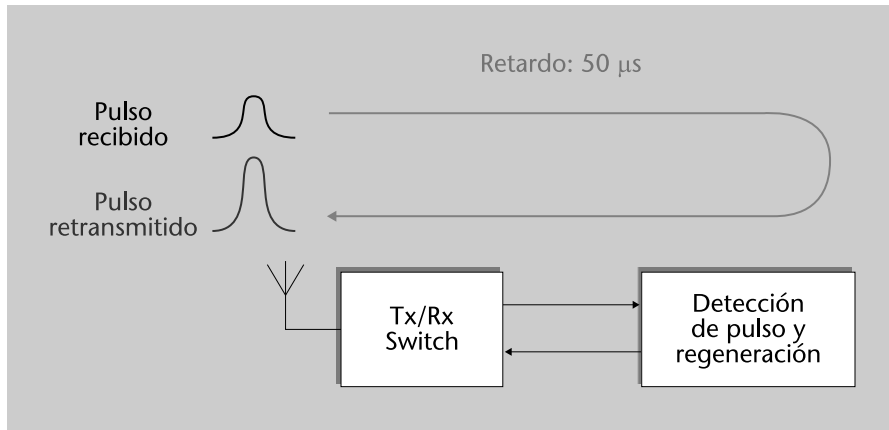


2) Respuesta. El radiofaro recibe los pulsos de interrogación, los regenera y los retransmite a la aeronave con un tiempo de separación de:

- $12 \mu\text{s}$ en el modo X.
- $30 \mu\text{s}$ en el modo Y.

Cabe comentar que este proceso supone un retardo adicional de unos $50 \mu\text{s}$ (tal como se puede observar en la figura 10).

Figura 10. Proceso de recepción y regeneración del pulso en el radiofaro



3) Estimación distancia. La aeronave recibe el pulso retransmitido por el radiofaro y estima la distancia, d , a partir del tiempo existente entre el momento de transmisión y recepción de los pulsos, τ . Para ello utiliza la siguiente expresión, donde tiene en cuenta la velocidad de propagación de las ondas electromagnéticas en el vacío (igual a $c = 3 \cdot 10^8$ m/s) y, a su vez, se aplica la corrección de los 50 μ s:

$$d = c \frac{(\tau - 50 \cdot 10^{-6})}{2} \quad (34)$$

Cabe comentar que los radiofaros trabajan con frecuencias asignadas (para su correcta identificación), mientras que los aviones pueden seleccionar entre varias. Por tanto, para que la aeronave pueda distinguir si la respuesta recibida corresponde a su señal de interrogación o a la de otra aeronave, cada aeronave va adaptando el número de señales de interrogación enviadas por minuto para, de esta manera, centrarse en las respuestas con la misma cadencia. Este número de señales varía según si la aeronave está en fase de búsqueda o de seguimiento. En el primer caso, el ritmo de señales no supera las 150 interrogaciones/s, mientras que en el segundo caso este límite se reduce a 25 interrogaciones/s. Teniendo en cuenta que se supone generalmente que las aeronaves dentro de la cobertura del radiofaro están en fase de búsqueda durante el 5% del tiempo y el 95% restante lo dedican a seguimiento, el número de interrogaciones por segundo que puede recibir el radiofaro de un avión es de 30 interrogaciones/s. Por otro lado, los radiofaros se diseñan para que sigan un principio de utilización constante de 3.000 respuestas/s. En consecuencia, el número de usuarios que puede servir simultáneamente es de 100 aeronaves, sirviéndose a las 100 más cercanas en el caso de que se exceda ese número.

Precisión del sistema DME

La precisión del sistema es del orden de 100-300 m y los errores vienen en parte dados por la variación que pueden sufrir los esperados 50 μ s de retardo en el radiofaro y la imprecisión en la detección de los pulsos.

Ejemplo de sistema DME

En un sistema DME, la distancia existente entre una aeronave y la estación terrestre se estima mediante una expresión que depende del retardo introducido en el proceso de respuesta, con valor en torno a unos 50 μs . Tal como se ha comentado en teoría, una de las fuentes de error a la hora de estimar la distancia proviene de variaciones en el valor real del retardo sufrido. Concretamente, en la práctica el retardo real es igual a 50 μs + ΔT , donde ΔT es la variación sufrida en el retardo. Con el fin de analizar el impacto de dicha variación, en este problema se pide:

- Determinad la expresión del error en distancia en función de la variación de retardo ΔT .
- Usando la expresión obtenida en el apartado anterior, indicad cuál es el valor máximo de variación de retardo ΔT que puede soportar el sistema para tener errores en distancia menores a 300 m.

Solución

Para resolver este problema, cabe recordar que el sistema DME estima la distancia usando la expresión:

$$d = c \frac{(\tau - 50 \cdot 10^{-6})}{2} \quad (35)$$

- En la expresión de arriba, no obstante, se está teniendo en cuenta que el retardo en el proceso de respuesta es exactamente igual a este valor, pero realmente este valor es igual a 50 μs + ΔT . Introduciendo esta consideración en la expresión, se obtiene como resultado:

$$\begin{aligned} d_{\text{real}} &= c \frac{(\tau - 50 \cdot 10^{-6} + \Delta T)}{2} \\ &= c \frac{(\tau - 50 \cdot 10^{-6})}{2} + c \frac{\Delta T}{2} \\ &= d + c \frac{\Delta T}{2} \end{aligned} \quad (36)$$

Por lo tanto, el error en distancia se puede expresar como:

$$e_d = d_{\text{real}} - d = c \frac{\Delta T}{2} \quad (37)$$

- En el caso de que se desee tener un error menor a 300 m, se debe cumplir lo siguiente:

$$e_d = c \frac{\Delta T}{2} < 300 \text{ m} \quad (38)$$

Manipulando la expresión anterior, se llega al siguiente resultado:

$$\Delta T < 300 \frac{2}{c} = 2 \cdot 10^{-6} \text{ s} \quad (39)$$

Es decir, la variación del retardo debe ser menor que 2 μs .

2.1.4. Navegación aérea táctica (TACAN, *tactical air navigation*)

La navegación aérea táctica⁵ es un sistema de radionavegación que se utiliza para dar servicio a aviones y barcos militares. En concreto es un sistema diseñado por las Fuerzas Aéreas Norteamericanas, siendo ampliamente utilizado en los EE. UU. y en el resto de países de la OTAN.

⁽⁵⁾En inglés *tactical air navigation* (TACAN)

TACAN está formado por dos sistemas: la función de distancia (basado en DME) y la función de orientación (obtención de azimuth). Nótese que el sistema de función de distancia utiliza el sistema DME comentado anteriormente. En

realidad, DME fue originalmente diseñado para su uso en TACAN y posteriormente fue adoptado por la OACI para su uso en aviación civil. En cuanto a las frecuencias de trabajo, TACAN trabaja en la banda de DME (962-1.213 MHz). Al ser una banda superior que la utilizada por VOR, se puede implementar el sistema de orientación de la aeronave con un tamaño de antena más reducido, lo cual es muy conveniente para aplicaciones de tipo militar.

Estaciones VORTAC

Es común encontrar estaciones tipo VORTAC para dar servicio de radionavegación $\rho - \theta$ tanto a usuarios militares como civiles. La principal diferencia con las estaciones convencionales basadas en VOR + DME es que en el caso VORTAC se instala un radiofaro TACAN en vez de un DME. En este tipo de estaciones, los usuarios civiles obtienen la información de distancia del radiofaro TACAN y la orientación del VOR. Los usuarios militares, en cambio, utilizan únicamente el radiofaro TACAN para ambas funcionalidades.

En cuanto a la estación terrestre TACAN, está dividida en dos bloques de acuerdo a las funcionalidades implementadas:

- **Función de distancia.** Tal como se ha comentado anteriormente, esta función se basa en DME. En el caso de TACAN concreto, se utilizan las bandas comprendidas entre 1.025 MHz y los 1.150 MHz (banda Y de DME).
- **Función de orientación.** Esta función sigue un planteamiento similar al utilizado en VOR en cuanto a la combinación de señales variables con señales referencias para obtener la azimuth del avión mediante la comparación de sus fases. En TACAN en concreto, la estación de tierra utiliza una antena formada por un elemento central activo y dos cilindros coaxiales con el mismo. El cilindro anterior contiene un reflector pasivo, mientras que el exterior está formado por nueve reflectores pasivos. Con el fin de generar la señal variable, se hacen girar estos cilindros (electrónica o mecánicamente) a una frecuencia de 15 Hz. Como resultado se tiene que la señal recibida por el avión (correspondiente a la parte de señal variable) se puede expresar de la siguiente forma:

$$E_r = E \cos(2\pi f_c t) \left[1 + \beta \cos(2\pi f_m t - \alpha) + \gamma \cos(2\pi 9f_m t - \alpha) \right] \quad (40)$$

donde f_c es la frecuencia portadora comprendida en las bandas 962-1.024 MHz y 1.151-1.213 MHz, $f_m = 15$ Hz es la frecuencia inducida por el giro de la antena, α es la azimuth del avión y tanto β como γ son profundidades de modulación utilizadas de acuerdo a la definición del sistema.

Obsérvese que la señal recibida resulta de la superposición de un diagrama circular de amplitud unitaria, de un tipo cardiode con amplitud β (proveniente del reflector interior) y de otro tipo cardiode de noveno orden con amplitud γ (proveniente de los nueve reflectores exteriores). Por tanto, se observa que se tiene que la señal variable consta de dos contribuciones trabajando a 15 y $9 \cdot 15 = 135$ Hz respectivamente. En el receptor se compara las fases de dichas contribuciones con las fases de las señales de referencia enviadas en paralelo, de forma similar a VOR, obteniéndose como diferencia de fases el valor de la azimuth del avión. En este caso, la señal variable se

utiliza para hacer una estimación más basta del azimut (básicamente para resolver la ambigüedad), mientras que la de 135 Hz se utiliza para obtener una precisión más fina. Como resultado, se tiene que el sistema ofrece, en la práctica, precisiones tres veces mejores a las obtenidas con VOR.

2.1.5. CONSOL

CONSOL es un sistema de radionavegación desarrollado en la Segunda Guerra Mundial por los alemanes. El sistema en sí se basa en la obtención de la azimut de la aeronave y una de sus principales características es que ofrece un largo alcance (aproximadamente 1.000 km). Esto es básicamente debido a que trabaja en una gama de frecuencias baja (banda de los 300 KHz) y que se usan radiofaros con una potencia de transmisión de 1 KW.

El radiofaro del sistema CONSOL está formado por una agrupación de tres antenas cumpliendo una relación triangular de amplitudes 1:2:1 y con un desfasamiento de fases $-\varphi:0:\varphi$.

Las transmisiones del radiofaro son cíclicas utilizándose el siguiente patrón:

- 1) En primer lugar transmite la antena central durante ocho segundos. Dicha transmisión consiste en el envío del código de identificación del radiofaro en Morse.
- 2) A continuación se realiza una pausa de un segundo y medio.
- 3) Después de la pausa, se inicia un período de treinta segundos utilizado para enviar la señal de radionavegación en sí, cuyo funcionamiento es similar al observado en los radiofaros direccionales anteriores. En concreto, se activan las tres antenas durante este periodo y el efecto direccional se consigue mediante la variación del valor de φ . Más específicamente, este período de treinta segundos se divide en 60 subintervalos de medio segundo. En cada subintervalo, se transmite una raya (duración de transmisión de $3/8$ de segundo) seguida de un punto (duración de transmisión de $1/8$ de segundo). Dependiendo de si se transmite una raya o un punto, el valor de las fases inducidas en las antenas será diferente, que a su vez va variando en función del tiempo para introducir el efecto direccional.
- 4) Finalmente, se realiza una pausa de medio segundo y se reanuda el ciclo.

En cuanto a la determinación de la azimut en la aeronave, el sistema se basa en obtener dicho ángulo a partir del número de signos recibidos (rayas y puntos) ya que este número varía en función de la posición de la aeronave. En concre-

to, se utilizaban cartas de navegación donde se podría obtener la orientación de la aeronave en función del radiofaro desde donde se recibe la señal y el conjunto de signos recibido.

2.2. Sistemas de navegación hiperbólicos

Los sistemas de navegación hiperbólicos son aquellos que toman como medida la diferencia de tiempos de llegada de dos señales recibidas por dos transmisores diferentes.

El nombre de sistemas de navegación hiperbólicos viene dado porque la figura geométrica que describe todos los puntos en el espacio con el mismo valor de retardo es una hipérbola (al tener en cuenta la diferencia de tiempos). Los sistemas de navegación hiperbólicos más conocidos son los siguientes:

- DECCA
- Navegación de largo alcance o sistema LORAN
- GEE
- OMEGA

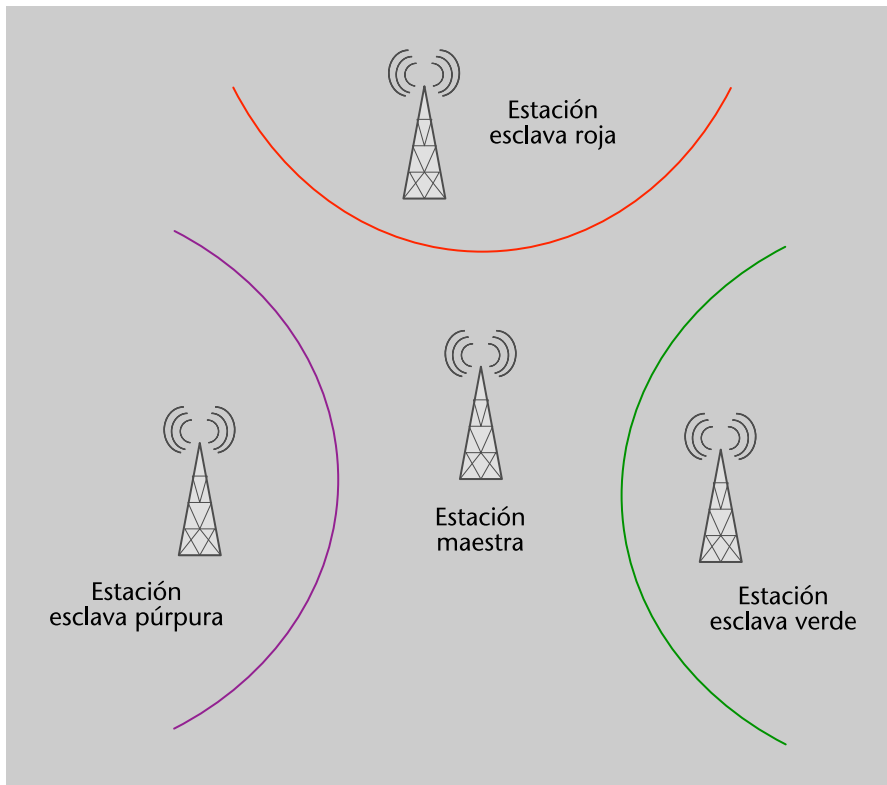
2.2.1. DECCA

El sistema DECCA fue uno de los primeros sistemas hiperbólicos utilizados en radionavegación, siendo en concreto empleado por el ejército británico al final de la Segunda Guerra Mundial. Este sistema se siguió utilizando en Europa hasta el pasado año 2000, cuando se cerraron las últimas estaciones europeas. Su uso era principalmente en aplicaciones pesqueras debido a que las señales de las estaciones podían recibirse por debajo del nivel del mar, éstas no presentaban las limitaciones observadas en VOR/DME en cuanto a necesidad de visión directa y debido a presentaban un coste de mantenimiento relativamente bajo. Tal como se comenta a continuación, estas ventajas provienen principalmente del hecho de que el sistema trabaja en una banda frecuencial baja.

Como se ha comentado anteriormente, los sistemas hiperbólicos son aquellos que tienen en cuenta medidas de diferencia de tiempo y, en el espacio, todos los puntos describiendo un mismo retardo temporal forman una hipérbola. Por tanto para poder determinar la posición del blanco, se necesitan combinar varias hipérbolas. Teniendo en cuenta que la intersección de dos hipérbolas da como resultado dos puntos diferentes, es necesario entonces el uso de tres hipérbolas para obtener la posición sin ambigüedad y, para ello, el empleo de cuatro estaciones transmisoras⁶. El sistema DECCA en concreto define el uso de una estación maestra y tres esclavas (o auxiliares) tal como se observa en la figura 11.

⁽⁶⁾Recordad que una hipérbola se forma combinando señales de dos estaciones

Figura 11. Cadena de estaciones DECCA



Estas estaciones disponen de un transmisor con una antena de unos 300 metros de alto y transmiten con una potencia de alrededor de 2 KW. La razón de necesitar una antena tan grande proviene del hecho de que DECCA utiliza frecuencias bajas, en la banda 70-130 KHz, con el objetivo de poder asegurar un largo alcance, del orden de 350-400 km, y, a su vez, presentar una respuesta más robusta en entornos sin visión directa. Este conjunto de 4 estaciones se denomina cadena y, para distinguirlas de otras cadenas, son caracterizadas con una frecuencia base f (con valor alrededor de los 14 KHz). En concreto, cada elemento de la cadena envía señales en onda continua utilizando como frecuencia un múltiplo de la frecuencia base asignado de la siguiente manera:

- Estación maestra: $f_0 = 6f$.
- Estación esclava roja: $f_1 = 8f$.
- Estación esclava verde: $f_2 = 9f$.
- Estación esclava púrpura: $f_3 = 5f$.

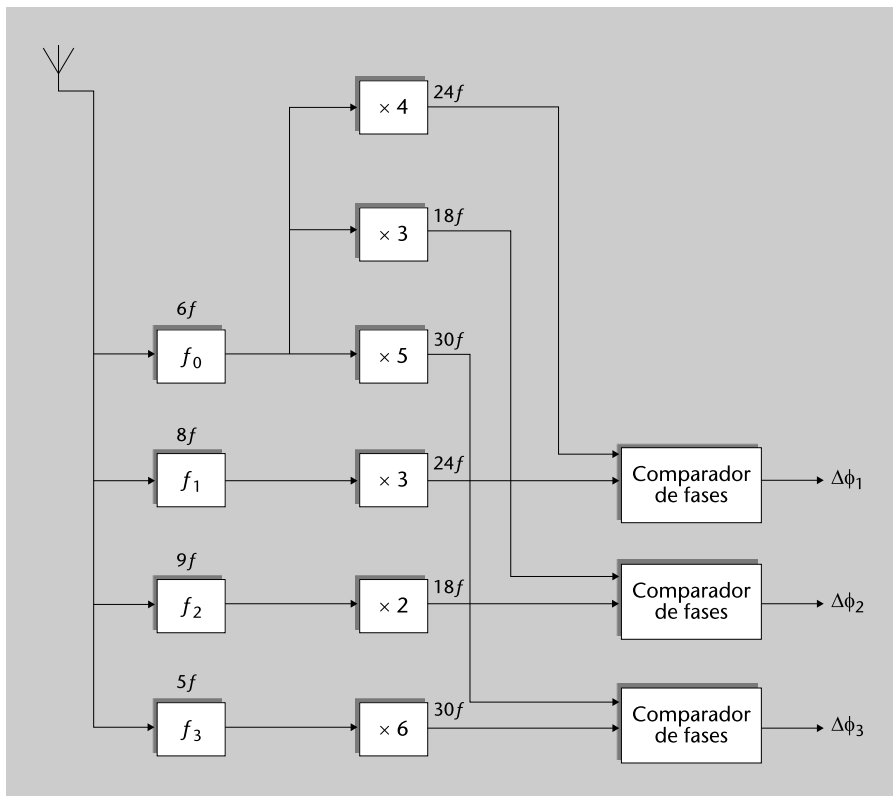
Nótese que las estaciones auxiliares son asignadas a diferentes colores. El significado de estos colores viene dado por el hecho de que las cartas de navegación del sistema DECCA presentan las diferentes hipérbolas, formadas por la combinación de la maestra y cada una de las esclavas, con un color diferente (empleando los colores mencionados).

Frecuencias de la cadena británica

A modo de ejemplo, el conjunto de frecuencias utilizados por la cadena británica era $f_0 = 84,2800$ KHz, $f_1 = 112,3730$ KHz, $f_2 = 126,4190$ KHz, $f_3 = 70,2330$ KHz ya que la frecuencia base era igual a $f = 14,0466$ KHz.

En cuanto al receptor, éste se encarga de separar primero las señales de las diferentes estaciones de la cadena. Nótese que el hecho de que se utilicen frecuencias diferentes facilita dicha tarea. Una vez separadas, se crean grupos de dos señales con el objetivo de obtener las diferencias de fases de cada par de señales. Para ello, se multiplican las frecuencias de cada señal para poder agruparlas de forma que cada par tenga la misma frecuencia de trabajo y, de esta manera, se pueda obtener la diferencia de fases con un comparador de fases. Esto está reflejado en el esquema presentado en la figura 12, donde se puede observar que la comparación de fase se realiza comparando la señal de cada estación esclava con la estación maestra.

Figura 12. Receptor DECCA



En concreto se establecen tres pares, los cuales trabajan a diferentes frecuencias y se denominan como se describe a continuación:

- Par rojo: $f_1 = 24f$.
- Par verde: $f_2 = 18f$.
- Par púrpura: $f_3 = 30f$.

Ejemplo

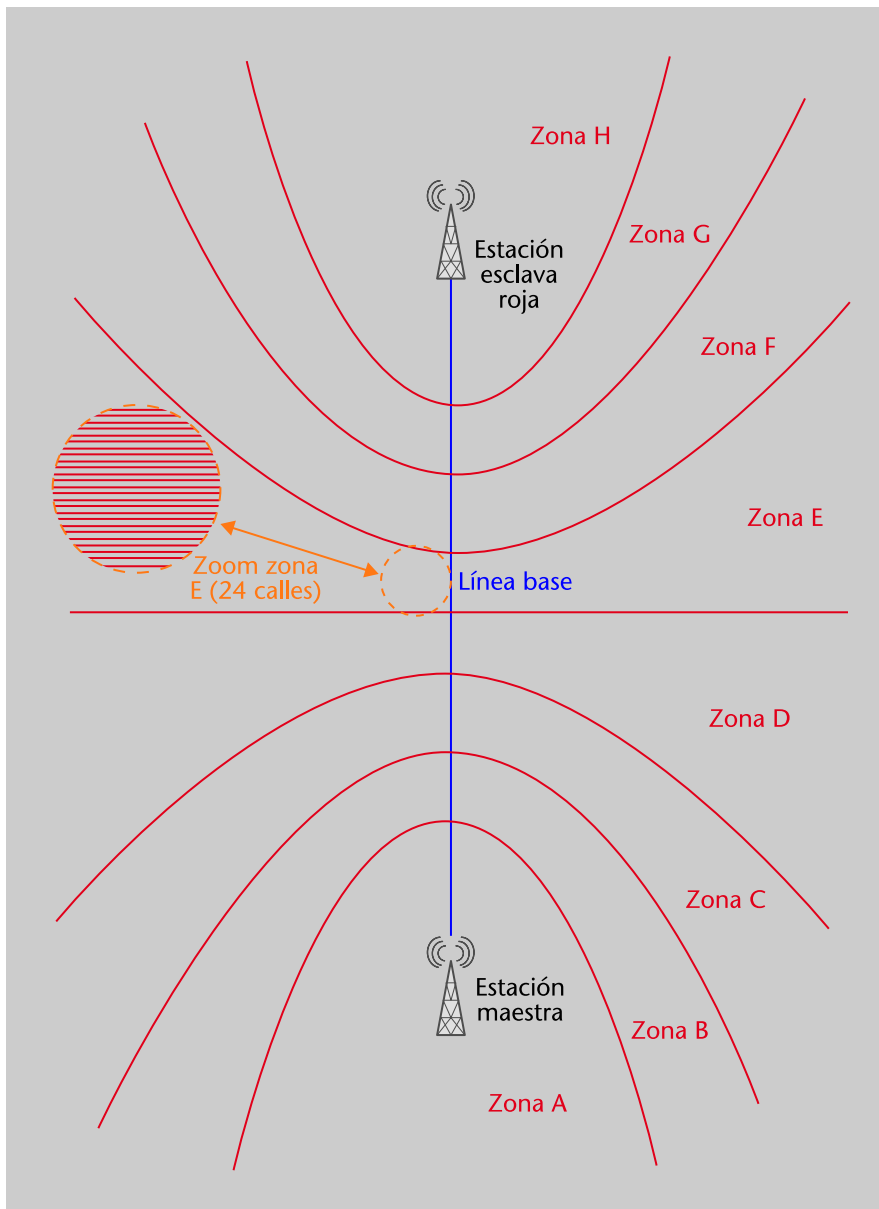
Siguiendo con el ejemplo de la cadena británica, el valor de estas frecuencias de trabajo sería de $F_1 = 337,120$ KHz, $F_2 = 252,840$ KHz, $F_3 = 421,398$ KHz.

Cabe comentar que para que la información provista por las diferencias de fases tenga valor, es necesario que las señales de las diferentes estaciones estén sincronizadas. Para ello, una estación esclava no transmite su señal hasta que no ha recibido la señal de la estación maestra. Es decir, la estación esclava espera a recibir la señal de la maestra para poder sincronizar su señal a ésta antes de enviarla.

En cuanto a los desfases calculados para cada par, estos se utilizan para identificar en la carta de navegación la hipérbole que describe la posición del blanco.

Con el fin de ilustrar cómo se representan dichas hipérbolas en la carta de navegación, se centra la discusión en el caso de las hipérbolas descritas por el par rojo (estación maestra combinada con estación esclava roja). Para este caso, una carta de navegación del sistema DECCA estaría representada como se muestra en la figura 13.

Figura 13. Ejemplo de carta de navegación DECCA



Hay que tener en cuenta las siguientes consideraciones:

- Centrándose en la recta que une las estaciones maestra y roja, se van marcando aquellas posiciones donde la diferencia de fases entre la señal de la estación maestra y la de la estación roja sea igual a cero. Para ello se debe tener en cuenta que las señales transmitidas están sincronizadas de manera que la separación mínima entre dos puntos (que cumplan la condición de fase nula) sea igual a la mitad de la longitud de onda de la señal a la frecuencia de trabajo. Por tanto, los puntos marcados estarán separados $d_{\text{calle}} = \lambda_{\text{rojo}}/2 = 0,5 \cdot c/F_1 = 444,4 \text{ m}$ (donde para tomar esta medida se suele considerar $c = 2,9965 \cdot 10^8 \text{ m/s}$ como valor de la velocidad de la luz).

- En cada uno de estos puntos se traza una hipérbole que indicará cuales son las posiciones dentro de la carta de navegación con mismo valor de fase. La zona existente entre dos hipérbolas se conoce con el nombre de **calle**.
- Dentro de cada calle se definen 100 divisiones de la misma, es decir, se definen 100 hipérbolas desfasadas $360^\circ/100 = 3,5^\circ$ entre sí y la zona que está entre dos de estas hipérbolas se denomina **línea**. Estas líneas no se dibujan en la carta de navegación, pero tal como comentaremos a continuación, se utilizan para determinar las coordenadas del blanco.
- Finalmente se agrupan las diferentes calles en **zonas**. El número de calles formando una zona es diferente dependiendo del par considerado. En el par rojo se consideran 24 calles, estando estas numeradas entre 0 y 23. En cuanto a las zonas, éstas se identifican con letras del abecedario, empezando por la A y acabando en la J. Teniendo en cuenta que el número de zonas puede ser mayor que las 10 letras consideradas, el sistema va reiniciando la identificación en cuanto se llega al límite.

En este caso hemos considerado el par rojo. Claramente, los valores comentados divergirán al utilizarse otros pares y otras cadenas.

Ejemplo

Siguiendo con el ejemplo de la cadena británica, se presenta en la tabla 2 el conjunto de características correspondiente a ese caso.

Tabla 2. Características de la cadena DECCA británica

Estación	Frecuencia	Ancho de la calle	Zona	Calle	Línea
Maestra	6f	-	-	-	-
Roja	8f	444,4 m	A-J	0-23	0-99
Verde	9f	592,6 m	A-J	30-47	0-99
Púrpura	5f	355,5 m	A-J	50-79	0-99

Una vez mostrado el proceso de realización de la carta de navegación, cabe presentar cómo se va determinando la posición del blanco en dicha carta a partir de las fases medidas. Teniendo en cuenta que el receptor muestra el valor de desfase entre dos señales, lo que nos está proporcionando como información primaria es el valor de la línea dentro de la calle. Es decir, los desfases presentarán valores de 0 a 360° indicando en qué línea dentro de la calle se encuentra el receptor. En cuanto a los valores de la calle y de la zona, éstos se consiguen a partir de la integración de la información primaria. Es decir, cada vez que se avanza 100 líneas, se incrementa (o decrementa, según el sentido de avance) el número de calles en uno. En el caso de que se acumulen 24 calles (en el caso del par rojo, por ejemplo), se incrementará (o decrementará) una zona. Este proceso se lleva a cabo por un equipo situado en el receptor conocido como decómetro, el cual se encarga además de mostrar estas coordena-

das en el formato comentado. Por tanto, para que el sistema funcione correctamente se debe partir de una posición conocida y poner los indicadores de zona, calle y línea del decómetro en las posiciones adecuadas. Con las coordenadas obtenidas para cada par, se identifican por tanto tres hipérboles en la carta de navegación. La posición del blanco se obtiene finalmente realizando la intersección de estas tres hipérboles.

Presición del sistema DECCA

Asimismo, cabe comentar que la precisión de este sistema depende en gran medida de la posición del barco dentro de la hipérbole y del período del día. De día los errores suelen estar comprendidos entre unos cuantos metros y alrededor de 1.800 metros (cuando se aproxima al borde de la cobertura). De noche, estos errores crecen en gran medida, pudiéndose observar saltos de calle. Esto es debido a que este sistema sufre de efectos adversos producidos por la incidencia de ondas resultantes del rebote de la propia señal enviada por la estación con la ionosfera. En concreto, estos efectos se ven acentuados de noche debido a la diferencia de la altura de la ionosfera y de la ionización de la misma. Cabe decir que normalmente se menciona que la cobertura de este sistema es de 350-400 km, ya que esta es la cobertura obtenida en las peores condiciones, es decir, de noche. De día esta cobertura se ve aumentada hasta los 740 km.

2.2.2. Navegación de largo alcance (LORAN)

Tal como se ha comentado en el subapartado anterior, el sistema DECCA presenta un comportamiento poco robusto frente a las ondas ionosféricas. Por ese motivo, durante la Segunda Guerra Mundial se desarrolló un sistema de navegación hiperbólico alternativo que tenía como objetivo prestar servicios de largo alcance y que, a su vez, fuera también más robusto que el sistema DECCA. Este nuevo sistema fue diseñado en Estados Unidos y fue conocido con el nombre de navegación de largo alcance o sistema LORAN⁷. Se implementaron diferentes versiones de este sistema denominadas con los nombres de LORAN-A, LORAN-B, LORAN-C y LORAN-D. No obstante, las más utilizadas fueron las versiones A y C que son las que se comentarán a continuación.

⁽⁷⁾LORAN es la abreviatura en inglés de *long range navigation*.

LORAN-A

El sistema LORAN-A se basa en modular una portadora con una serie de pulsos. Estos pulsos son utilizados para medir la diferencia de tiempos de propagación entre señales recibidas de dos estaciones base diferentes. De forma similar a DECCA, el sistema se organiza en cadenas formadas por una estación maestra y dos esclavas y las diferencias de tiempos se toman siempre entre una estación esclava y la estación maestra. Estas estaciones transmiten con una potencia de unos 100 KW proporcionando un alcance de unos 1.000 km.

Vigencia del sistema LORAN-A

El sistema LORAN-A fue dado de baja en Estados Unidos en el año 1980 y en gran parte del resto del mundo en el 1985. No obstante, algunas estaciones base siguieron operativas en China y Japón hasta el año 1997. Cabe mencionar que este sistema fue de gran relevancia en el frente del Pacífico durante el final de la Segunda Guerra Mundial, ya que ofrecía a los estadounidenses un sistema de alta precisión para llevar a cabo las maniobras de aviación en dicha zona.

En cuanto a los pulsos transmitidos por las estaciones, estos tienen un ancho de $40\ \mu\text{s}$ y se envían con diferentes frecuencias de repetición dependiendo de la cadena transmisora. En concreto se utilizan variaciones de tres frecuencias base (20 pps, 25 pps y $33\ 1/3$ pps) obteniendo como resultado un conjunto de 24 frecuencias de repetición diferentes comprendidas entre los 20 pps y $34\ 1/9$ pps. A su vez, las cadenas pueden emplear también diferentes frecuencias portadoras, existiendo cuatro canales diferentes (Canal 1: 1.950 KHz, Canal 2: 1.850 KHz, Canal 3: 1.900 KHz, Canal 4: 1.750 KHz). Como resultado, existe un número de combinaciones igual a 4 canales x 24 frecuencias de repetición que proporcionan la posibilidad de disponer de 96 cadenas LORAN-A.

De hecho, las estaciones LORAN-A no utilizan ningún tipo de señal de identificación y éstas son diferenciadas a partir de la combinación frecuencia portadora/frecuencia de repetición. Cabe comentar que aunque la estación maestra y las esclavas transmitan con la misma frecuencia portadora y con la misma frecuencia de repetición, las señales se diferencian entre sí introduciendo un retardo constante entre las transmisiones de las mismas. La señal maestra transmite el pulso primero y las esclavas retransmiten dicho pulso una vez lo reciben después de un retardo prefijado. Es decir, el retardo global es la suma del retardo que sufre la señal al propagarse entre la maestra y la esclava y del retardo introducido adicionalmente por la propia estación esclava. Además, el hecho de que el tiempo de transmisión entre un pulso de estación maestra y un pulso de estación esclava sea mayor que el tiempo entre un pulso de estación esclava y uno de maestra facilita dicha diferenciación.

Una vez determinada las diferencias de tiempos, se llevan a un mapa de coordenadas hiperbólico LORAN-A y, de esta forma, se obtiene la posición en el mapa de forma similar a como se hace con DECCA. La precisión en este caso depende de la localización del blanco, de la precisión con la que se mide la diferencia de retardos de los dos pulsos (que depende de la relación señal a ruido del pulso recibido obteniéndose en las mejores situaciones precisiones de $1\ \mu\text{s}$ en la medida de retardo), de la geometría relativa de las estaciones terrestres y del grado de sincronización entre las mismas. Cabe comentar que el uso de medidas relativas, en cuanto al cálculo de diferencia de retardos en vez de retardos absolutos, permiten que el blanco no deba estar sincronizado con las estaciones terrestres, lo cual simplifica en gran medida la implementación del sistema. Esto es debido a que la medida de diferencia de retardos entre las señales recibidas por dos estaciones terrestres es independiente del error de sincronización que pueda tener el reloj del receptor situado en el blanco. Esto se puede observar mejor con un ejemplo.

Ejemplo

Si se supone que el receptor tiene un reloj que presenta un error de sincronización expresado por t_e , se tiene que los retardos de las señales enviadas por la estación maestra y una de las esclavas serían respectivamente:

$$\begin{aligned} t_{\text{maestra}} &= t_1 + t_e \\ t_{\text{esclava}} &= t_2 + t_e \end{aligned} \quad (41)$$

donde se incluye el error de sincronización para poder denotar el posible caso de que todas las estaciones estén sincronizadas y el blanco no. Los retardos medidos corresponderían a los valores t_1 y t_2 si estos se miden en la escala de tiempos sincronizada (escala de tiempos utilizadas por la estaciones) mientras que en el caso del móvil, los retardos medidos se corresponderían a su propia escala de tiempos (la cual introduce un sesgo igual a t_e dado el error de sincronización). Por lo tanto, si se quisieran hacer medidas con tiempos de propagación absolutos, existiría un problema al requerirse una sincronización del reloj del blanco con el de las estaciones, lo cual es muy costoso (especialmente en la época en la que se creó el sistema) o, en caso contrario, se absorbería el error de sincronización, lo cual empeoraría la estimación del retardo en gran medida. En cambio, si se trabaja con la diferencia de retardos:

$$\Delta t = t_{\text{maestra}} - t_{\text{esclava}} = t_1 + t_e - t_2 - t_e = t_1 - t_2 \quad (42)$$

se observa que la medida ya no depende del error de sincronización del blanco. No obstante, las estaciones terrestres deben estar sincronizadas, tarea más simple al tratarse de equipos localizados en emplazamientos fijos y con un equipamiento de mayores prestaciones. Además, llevando a cabo el método explicado arriba en cuanto al proceso de retransmisión de las esclavas, esta tarea se simplifica. Aun así, en la práctica aparecen errores asociados a fallos de sincronización.

LORAN-C

El LORAN-C entró en funcionamiento en el año 1957 y aún sigue operativo. Hasta recientemente, presentaba como una de sus principales aplicaciones dar servicio a los guardacostas estadounidenses. No obstante, dada la gran implantación de sistemas basados en navegación por satélite (como el GPS) y el alto coste que supone mantener una estación del sistema (del orden de 1 millón de dólares/año), se está iniciando un proceso de desmantelamiento del sistema a nivel global. Dicho proceso vino también propiciado por el anuncio dado por Estados Unidos en el 2009 referente a que este sistema ya no era necesario para su navegación marítima.

En cuanto al principio de funcionamiento del mismo, este sistema presenta una gran mejora técnica respecto a sus predecesores LORAN-A y LORAN-B, siendo esta última versión un sistema que nunca pasó de la etapa de experimentación. Por un lado, el sistema LORAN-C opera en bandas frecuenciales más bajas, comprendiendo los 90-110 KHz, que las utilizadas en el LORAN-A con el objetivo de tener un alcance mayor. A su vez, se transmite con una potencia de pico mayor, entre los 100 KW y los 4 MW, empleando para ello antenas de unos 400 m de altura. Como resultado el alcance del sistema llega a rondar los 3.000 km en este caso.

Errores por la propagación ionosférica

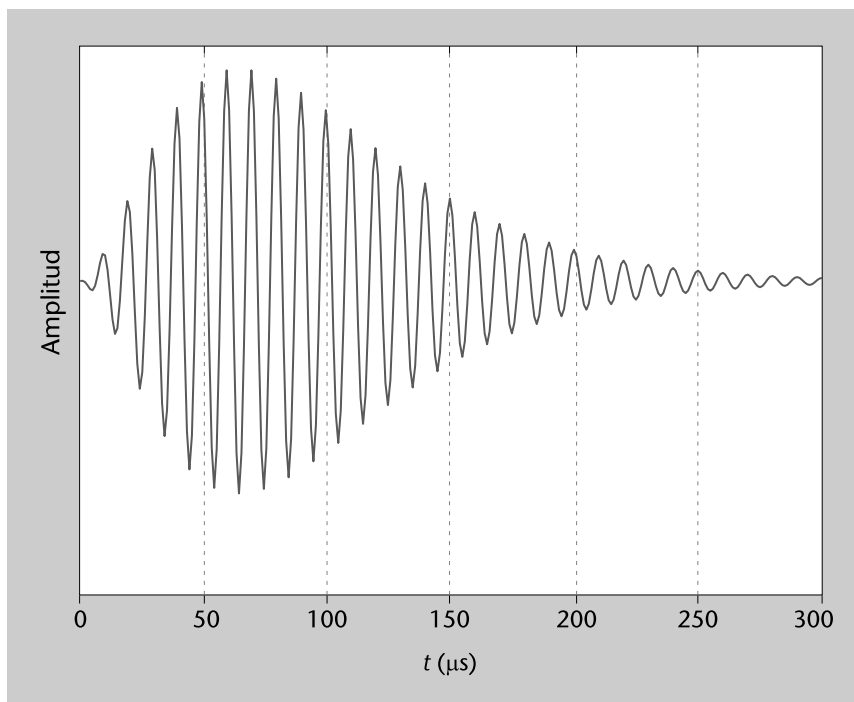
Cabe comentar que errores producidos por la propagación ionosférica también afectan al comportamiento, pero su impacto se ve reducido en gran medida debido a que las señales se envían con pulsos. Es decir, el hecho de que se utilicen transmisiones basadas en pulsos permite que se pueda distinguir la componente principal de señal de la componente ionosférica (al recibirse en instantes de tiempo diferentes). No obstante, este aspecto se perfeccionó en la versión LORAN-C.

Siguiendo la filosofía de LORAN-A, este sistema trabaja con medidas de diferencias de tiempos. No obstante, el sistema LORAN-C presenta otra novedad al respecto en cuanto a que combina medidas de tiempo de propagación con medida de fases. Además, se modifica el tipo de pulso enviado. Con el fin de evitar armónicos elevados, ya que este sistema trabaja con un ancho de banda limitado (de 20 KHz), utiliza un pulso con la siguiente expresión (figura 14):

$$p(t) \propto t^2 e^{-\alpha t} \quad (43)$$

donde α es una constante determinada por el sistema.

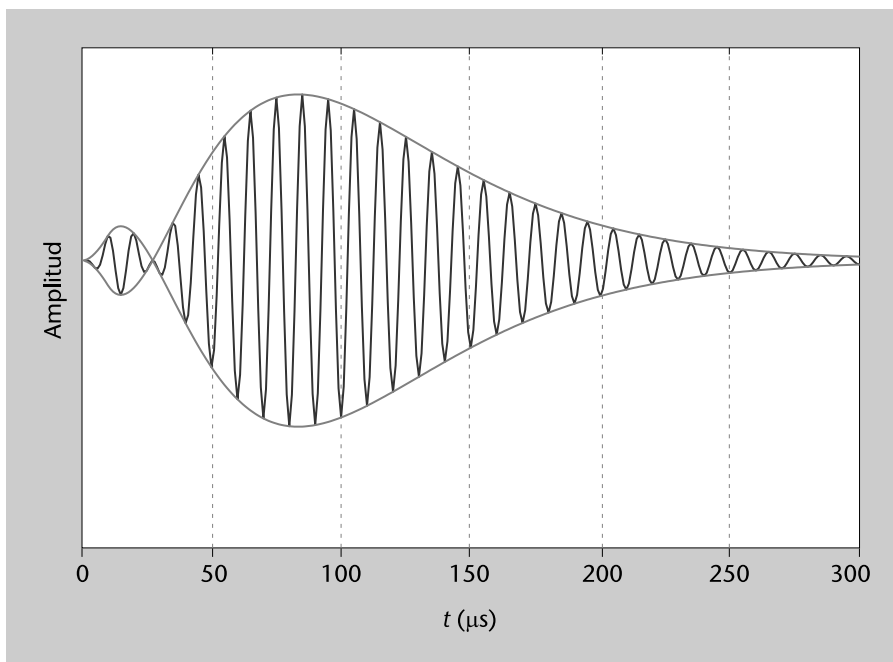
Figura 14. Forma del pulso del sistema LORAN-C



En la figura se ha incluido la portadora, es decir, se representa $p(t)\cos(2\pi f_c t)$.

A partir de dicho pulso, se estima el retardo utilizando únicamente los 3 primeros ciclos del pulso recibido (donde se alcanza el 50% de la potencia del pulso). Esto viene justificado por el hecho de que la onda ionosférica viene con un retardo de al menos 30 μs y, por tanto, utilizando únicamente los 3 primeros ciclos de la señal, se puede llevar a cabo una estimación del tiempo de propagación mediante el uso de una señal libre de efectos ionosféricos.

Figura 15. Envolvente resultante de la combinación del pulso LORAN-C con una versión amplificada, retardada y desfasada

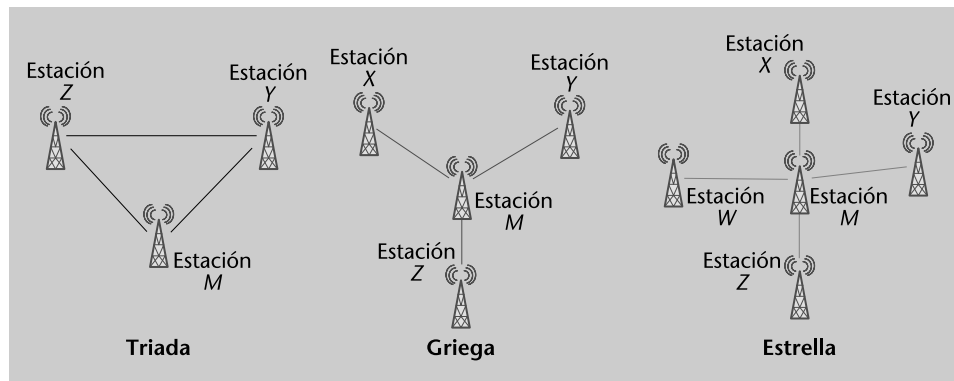


Tal como se ha comentado anteriormente, aparte del tiempo de propagación se introducen medidas de fase para mejorar la precisión del sistema. Para ello, se combina en el receptor el pulso recibido con una versión amplificada del mismo pero retardada y con un desfase de 180° . Dicha combinación se hace simplemente sumando las dos señales, obteniendo como resultado una señal como la presentada en la figura 15. Tal como se observa en la figura, la señal presenta una envolvente con un paso por cero bien definido alrededor de los 30 μs . Concretamente, el retardo introducido en la versión amplificada de la señal recibida se escoge con el objetivo de que el paso por cero se produzca alrededor de ese instante para evitar la componente ionosférica. Esta medida de tiempo por comparación de fases presenta un error de 0,01 ciclos. Al tener un ciclo una duración de 10 μs , se tiene como resultado que el error introducido en la medida es de 0,1 μs , lo cual ofrece una precisión mejor que la de LORAN-A. En concreto, el sistema LORAN-C tiene errores de precisión del orden de los 70 metros (en las mejores condiciones).

En cuanto al sistema de estaciones terrestres, la organización de las cadenas se presenta también de una forma diferente. En este caso en concreto, las cadenas se forman por una estación maestra y un número de esclavas que puede variar según la configuración de cadena. En concreto se tienen los tipos de cadenas siguientes (figura 16):

- Triada: estación maestra (M) + dos estaciones esclavas (Y, Z).
- Griega: estación maestra (M) + tres estaciones esclavas (X, Y, Z).
- Estrella: estación maestra (M) + cuatro estaciones esclavas (W, X, Y, Z).

Figura 16. Estructura de las cadenas LORAN



Dentro de cada cadena, las estaciones esclavas emiten los pulsos presentados arriba (de 270 μ s de duración) en grupos de 8 pulsos estando separados 1 ms entre ellos. En cuanto a la estación maestra, ésta envía 9 pulsos en grupo separados 1 ms entre sí los ocho primeros y 2 ms entre el octavo y noveno pulso. El objetivo de usar 9 pulsos son: diferenciar la transmisión de la estación maestra de las señales esclavas y señalar un posible mal funcionamiento⁸ de alguna estación esclava.

⁽⁸⁾Esto se hace haciendo parpadear el noveno pulso en intervalos de 12 s de forma que se señala la información en código Morse.

Cabe comentar que el hecho de trabajar con grupos de pulsos mejora los niveles de señal a ruido, ya que el receptor se encarga de combinarlos entre sí de forma coherente. En cuanto a los intervalos de tiempo utilizados para separar un grupo de pulsos de otro, denominado como *group repetition interval* (GRI), se utilizan diferentes valores entre cadenas para diferenciarlas entre sí, ya que todas usan la misma frecuencia portadora. Los valores de GRI están comprendidos entre los 40 ms y 99,99 ms en saltos de 10 μ s. La idea es sintonizar el receptor a la cadena deseada mediante la adaptación del GRI.

Ejemplo

En este problema se va a mostrar cómo un receptor LORAN-C mejora los niveles de señal a ruido al combinar los pulsos recibidos:

a) En primer lugar suponed que a la salida de un receptor coherente se tiene lo siguiente:

$$y = A + w$$

donde A es la amplitud del pulso y w es ruido aditivo gaussiano blanco de media 0 y varianza σ_w^2 . Calculad la relación señal a ruido de y . Ahora considerad que n pulsos de este tipo son combinados de forma coherente. Calculad de nuevo la relación señal a ruido y determinad la ganancia conseguida al combinar los pulsos.

b) Ahora suponed que el GRI de la cadena de la cual se está recibiendo pulsos es tal que durante 79,7 ms se recibe un grupo de 8 pulsos. Si el receptor tiene un tiempo de integración de 5 s, es decir, integra pulsos durante 5 s, determinad cuál es la ganancia en términos de relación a señal a ruido conseguida.

c) Teniendo en cuenta que la relación señal a ruido de un pulso es de -17 dB, determinad el nivel alcanzado usando el receptor considerado.

Solución

Antes de empezar la resolución del problema, cabe recordar que la relación señal a ruido se define como la ratio entre la potencia de la señal deseada y la potencia del ruido.

a) Analizando la expresión de la señal recibida a la salida del receptor:

$$y = A + w$$

se observa que la potencia de la señal deseada es directamente $P_s = A^2$ y la potencia de ruido se debe calcular como:

$$P_w = E[w^2] = \sigma_w^2 \quad (44)$$

Por tanto la relación señal a ruido se calcula como:

$$SNR = \frac{P_s}{P_w} = \frac{A^2}{\sigma_w^2} \quad (45)$$

En el caso en que se combinan n pulsos de forma coherente se tiene que la señal equivalente sería:

$$y_n = nA + w_1 + w_2 + \dots + w_n \quad (46)$$

Es decir, al estar combinando los n pulsos de forma coherente, se tiene, por tanto, una amplitud igual a n veces la amplitud de un único pulso. En ese caso, la potencia total es igual a $(nA)^2$. En cuanto al ruido, el ruido es blanco y esto hace que las contribuciones de ruido en cada instante sean incorreladas con el resto. Por ese motivo se han denotado las diferentes contribuciones de ruido usando un subíndice que indica a qué pulso se corresponde. Como resultado se tiene que la potencia de ruido total es:

$$P_w = E[w_1 + w_2 + \dots + w_n]^2 = E[w_1^2] + E[w_2^2] + \dots + E[w_n^2] = n\sigma_w^2 \quad (47)$$

donde se ha tenido en cuenta que las correlaciones cruzadas son iguales a 0 debido a que las contribuciones de ruido están incorreladas. Como resultado, entonces, se obtiene un nivel de relación señal a ruido igual a:

$$SNR_n = \frac{n^2 A^2}{n\sigma_w^2} = \frac{nA^2}{\sigma_w^2} \quad (48)$$

Es decir se obtiene una ganancia de $10\log_{10}(n)$ dB.

b) Teniendo en cuenta que se recibe de la cadena 8 pulsos en 79,7 ms y que el tiempo de integración es de 5 s, se están combinando un número total de pulsos igual a:

$$n = \frac{5}{79,7 \cdot 10^{-3}} \times 8 \approx 500 \quad (49)$$

En este caso, la ganancia con relación a señal a ruido es de 27 dB.

c) Finalmente, para calcular el nivel de señal a ruido después de combinar los n pulsos, se debe calcular lo siguiente:

$$SNR_n(\text{dB}) = 10\log_{10}(nSNR) = 10\log_{10}(n) + SNR(\text{dB}) = 27 \text{ dB} - 17 \text{ dB} = 10 \text{ dB} \quad (50)$$

Es decir, el nivel de señal a ruido después de combinar los pulsos es de 10 dB.

2.2.3. GEE

En paralelo al sistema LORAN diseñado por los estadounidenses, los británicos también implementaron durante la Segunda Guerra Mundial un sistema hiperbólico destinado a paliar la poca robustez frente a las ondas ionosféricas

observadas en DECCA. Dicho sistema, conocido como GEE, fue el sistema de radionavegación más empleado por los aliados, especialmente en muchos de los buques de la *Royal Navy* y aviones de la *Royal Air Force*.

El alcance del sistema era de uno de los 450 km y empezó a utilizarse en el año 1941. El principio del sistema consistía en enviar pulsos de 6 μ s en frecuencias en torno a los 30 y 80 MHz. El hecho de usar las dos bandas tenía como objetivo poder cambiar de frecuencia cuando se detectaba que los alemanes estaban interfiriendo la señal.

Como en otros sistemas hiperbólicos, se usaban diferentes cadenas de estaciones, formadas por una estación maestra y tres estaciones esclavas. Para llevar a cabo la sincronización del sistema, las estaciones esclavas esperaban a recibir las señales enviadas por la maestra y las retransmitían con un retardo controlado. Todas las estaciones esclavas usaban la misma frecuencia y se jugaba con los retardos introducidos para diferenciarlas entre sí. El receptor, por su parte, se encargaba de medir diferencias de retardos entre pares de estaciones (maestra – esclava) de forma similar a la realizada en LORAN-A y, con estas medidas, el operador se posicionaba en el mapa de navegación mediante la identificación de las hipérbolas correspondientes.

Precisión del sistema GEE

La precisión del sistema GEE era de unos 150 m (en zonas próximas a las estaciones terrestres) hasta 1,5 km aproximadamente (en zonas próximas a Alemania, que era normalmente la máxima cobertura de uso del sistema).

2.2.4. Omega

Omega es un sistema de navegación desarrollado en la Universidad de Harvard. Operaba en la banda de frecuencia *very low frequency* (VLF), concretamente en la banda entre los 10 y 14 KHz. El sistema fue adoptado por la Marina de Estados Unidos en el 1967 y constaba únicamente de 8 estaciones distribuidas por toda la superficie terrestre (tabla 3). El diseño de dicho sistema vino motivado por el deseo de dotar a la Armada estadounidense de un sistema global de navegación que estuviera operativo a cualquier hora del día y en cualquier lugar de la tierra. Se intentaba por tanto evitar las diferencias de comportamiento observadas en los otros sistemas hiperbólicos según la franja horaria y la zona geográfica. Es por ello por lo que se utiliza una banda frecuencial tan sumamente baja (obsérvese que las longitudes de onda están entre los 30-20 km). Dicha elección permitió también que el sistema tuviera un buen comportamiento en el agua del mar pudiéndose ofrecer servicio a submarinos que navegaran en profundidades no superiores a las 15 m.

Tabla 3. Estaciones OMEGA

Estación	Gestión	F_1 (KHz)
A: Noruega	Administración Noruega de Telecomunicaciones	12,10
B: Liberia	Ministerio Liberiano del Transporte	12,00
C: Hawaii	US Coast Guard	11,55
D: Dakota	US Coast Guard	13,10

Estación	Gestión	F_1 (KHz)
E: La Reunión	Armada Francesa	12,30
F: Argentina	Armada Argentina	12,90
G: Australia	Departamento Australiano de Transporte y Comunicaciones	13,00
H: Japón	Agencia Japonesa de Seguridad Marítima	12,80

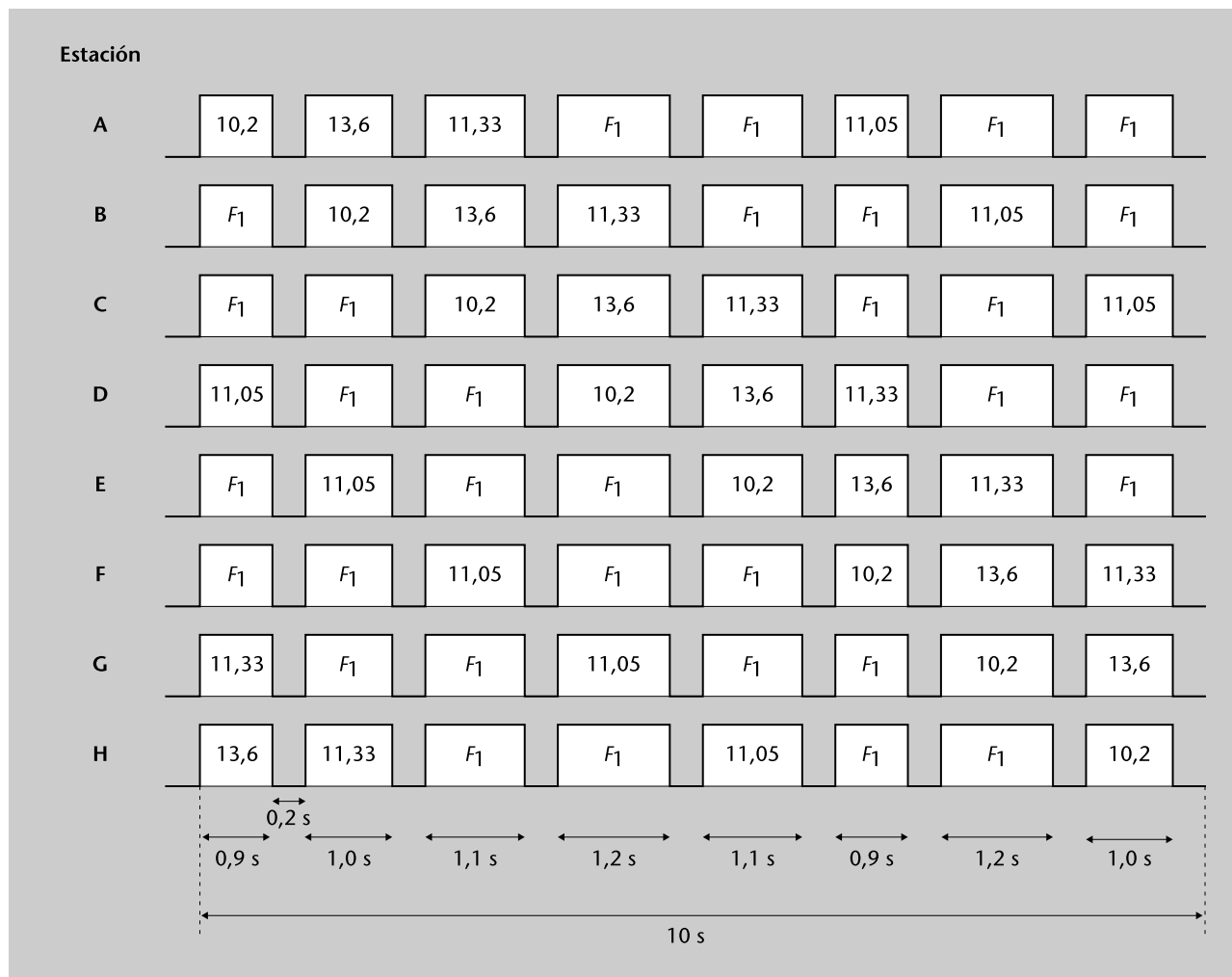
Desmantelamiento del sistema Omega

El sistema Omega resultó finalmente ser un sistema que no llegó a cumplir los objetivos inicialmente definidos y por eso los Estados Unidos dejaron de utilizarlo en el año 1997. Como el resto de sistemas hiperbólicos, uno de los principales motivos de su desmantelamiento vino propiciado por la aparición del GPS. Aparte, otra de las principales razones fue el alto coste del sistema, el hecho de que la cobertura del sistema no fuera realmente global y el bajo nivel de precisión.

El principio de funcionamiento del sistema es similar a DECCA en cuanto a que se obtienen medidas de carácter hiperbólico mediante la diferencia de fases entre señales recibidas de dos estaciones. No obstante, en este caso no se diferencian las estaciones terrestres en cuanto a denominarlas como estaciones maestras y esclavas. Es decir, se pueden tomar medidas diferenciales teniendo en cuenta cualquier par de estaciones.

Otra novedad del sistema es que las estaciones están sincronizadas con relojes de cesio ofreciendo un error de sincronización por debajo de los 3 μ s. Por otra parte, las estaciones del sistema transmiten continuamente series de cuatro pulsos (con duraciones 0,9, 1, 1,1 y 1,2 segundos), donde cada uno de estos pulsos utiliza una frecuencia portadora diferente de tres frecuencias disponibles ordenadas de la siguiente manera: 10,2 KHz, 13,6 KHz y 11,33 KHz. En concreto, todas las estaciones usan estas frecuencias y van alternándolas usando el orden descrito. No obstante, las transmisiones de las diferentes estaciones base se van escalonando en el tiempo para que se diferencien entre sí tal como se refleja en figura 17, donde F_1 hace referencia a una frecuencia usada por cada estación base para calibrar el sistema teniendo los siguientes valores en función de la estación (representados en la tabla 3). Del conjunto de pulsos enviado se utilizan únicamente los pulsos transmitidos a 10,2 KHz para realizar las medidas de fase entre las estaciones, y determinar, por tanto, las hipérbolas asociadas. Dado el patrón temporal utilizado para enviar los pulsos (mostrado en la figura 17), se tiene como resultado que el receptor del sistema OMEGA combina medidas diferenciadas por multiplexación temporal a diferencia del DECCA, que se basaba en multiplexación frecuencial.

Figura 17. Formato de las transmisiones de las estaciones OMEGA



En cuanto a los pulsos de las otras frecuencias, estos se utilizan para destruir la ambigüedad que presentan los sistemas hiperbólicos basados en medidas de fase. Es decir, al igual que sucedía en DECCA, la diferencia de fase entre dos estaciones nos proporciona el valor de la línea dentro de la calle. No obstante, existe ambigüedad en cuanto a en qué calle se encuentra el blanco. En el sistema DECCA, esta ambigüedad se destruía mediante la integración de medidas. En este caso, se utilizan los pulsos adicionales. Con el pulso a 10,2 KHz, se obtiene un tamaño de línea igual a $0,5 \lambda / 100 = 147,05$ m, pero como se ha comentado antes, con la medida de fase obtenida no se puede conocer cuál es la calle. Combinando la señal de 13,6 KHz con la de 10,2 KHz, se puede obtener una señal con frecuencia igual a la frecuencia diferencia 3,4 KHz (básicamente esto se consigue multiplicando las dos señales y aplicando un filtro paso bajo a la salida). Con esta frecuencia, tenemos una longitud de onda igual a $\lambda = 88,23$ km y por tanto, una línea de base de $0,5 \lambda = 44,12$ km. Combinando la señal de 11,33 KHz con la de 10,2 KHz, el valor de la línea de base se ve incrementado a 132,74 km. Combinando la medida de fase inicial con la obtenida con las frecuencias mencionadas, el sistema es capaz de destruir la ambigüedad.

Línea de base

Una línea de base es la distancia entre dos puntos con diferencia de fases nulas.

Antes de finalizar este subapartado, es importante destacar algunas cuestiones relacionadas con la propagación de ondas VLF. Debido a las longitudes de ondas de este tipo de señales, se da el hecho de que éstas son del mismo orden de magnitud que la distancia entre la superficie de la tierra y la capa D de la ionosfera (entre 50-90 km). Como consecuencia se produce un efecto de guía de onda basado en el hecho de que la onda se propaga por un canal formado en el espacio entre la superficie y la ionósfera (por esta razón se obtienen rangos de transmisión elevados). En esta guía de onda, se excitan diferentes modos de transmisión, siendo los más importantes los modos transversales magnéticos (TM). Estos modos se ven atenuados a medida que son más altos. Aparte, los parámetros de los mismos dependen de la altura de la guía, variando en gran medida según la época del día y del año. Esto es debido a que esta variación viene dada por la influencia del Sol en la ionosfera. Es por ello por lo que para enviar la señal de navegación se usa el modo más bajo (modo TM1). Además, este modo dispone de los parámetros de propagación menos inestables ante diferencias ionosféricas. Otra ventaja es que gran parte de estas variaciones se pueden predecir y compensar mediante mapas de correcciones construidos en función del tiempo y el lugar.

Aunque las atenuaciones sufridas por los otros modos son bastante elevadas y no significan ningún problema a una cierta distancia de la estación emisora, es cierto que el modo TM2 es el que más interfiere al TM1 produciendo errores significativos. Es por eso por lo que se recomienda tener en cuenta medidas de transmisores distantes, del orden de al menos unos 740 km, ya que es la distancia donde el modo TM2 se atenúa considerablemente.

Precisión del sistema Omega

En cuanto a la precisión del sistema Omega, ésta suele ser de unos 10 a 30 km, dados en gran parte por la variación de la ionosfera, comentada arriba, perturbaciones imprevistas de la misma, errores de sincronización de la estaciones Omega, etc. Aplicando correcciones del sistema, no obstante, estos errores se pueden reducir en gran medida hasta llegar al orden de los 2 y 4 km de día y entre 2 y 5,5 km de noche.

2.3. Sistemas de aproximación y aterrizaje

Aparte de los sistemas comentados en los subapartados anteriores orientados a la determinación del azimuth y distancia de las aeronaves, como son el caso de VOR y DME, en los aeropuertos se requieren de sistemas adicionales para gestionar el control de aproximación de las aeronaves a los mismos y para proporcionar ayuda a los pilotos en las tareas de aterrizaje. En este subapartado se presentan estos sistemas y se describen sus características más importantes.

2.3.1. Sistemas de control aéreo: radares primarios y secundarios

Con el objetivo de controlar el tráfico aéreo, los aeropuertos están equipados con radares encargados de detectar y monitorizar las aeronaves. En realidad, las aeronaves detectadas se muestran en la pantalla del controlador aéreo in-

dicando la posición de las mismas. Esto facilita además las tareas de aproximación de las aeronaves a los aeropuertos. En cuanto a los radares, éstos se pueden diferenciar según su principio de funcionamiento en:

- **Radares primarios.** En este tipo de radar el blanco es pasivo. El blanco, aeronave en este tipo de aplicación, no tiene que realizar ninguna función. La onda electromagnética transmitida por el radar de tierra incide en el blanco y es reflejada para volver de nuevo al sistema radar.
- **Radares secundarios.** En este caso el blanco es activo. Es decir, el blanco es equipado con un transpondedor encargado de recibir la señal del radar de tierra, procesarla y enviar otra señal de vuelta, generada por el mismo, en forma de respuesta.

A continuación se describen estos sistemas con más detalle.

El sistema DME y el principio de radar secundario

Nótese que el sistema DME también se basa en el principio de radar secundario. No obstante, es el avión el que hace las interrogaciones y el radiofaro de tierra, las respuestas con el objetivo de determinar en la propia aeronave la distancia respecto a ese radiofaro. Este subapartado, no obstante, se centra en la descripción de sistemas orientados al control aéreo desde el aeropuerto.

Radar primario de vigilancia

El radar primario de vigilancia⁹ es un sistema radar que se basa en el concepto de radar primario. Tal como se ha comentado anteriormente, el blanco es un elemento pasivo y el radar únicamente trabaja con la información de distancia obtenida a través del tiempo de ida y vuelta que recorre el pulso enviado (con una frecuencia portadora entre 2.700 y 2.900 MHz). Con dicha información y teniendo en cuenta el ángulo de barrido del propio radar (orientación en azimut en el instante en que se recibe el pulso), se representa en la pantalla del controlador aéreo un punto con la posición exacta del blanco.

El problema en este sistema es que es el controlador quien debe deducir a qué aeronave se corresponde dicho blanco mediante el contacto y seguimiento radiofónico con la propia aeronave. Además, es necesario el uso de potencias de transmisión bastante elevadas para asegurar que la señal reflejada vuelva con un nivel aceptable de potencia. Este tipo de radar, no obstante, sigue utilizándose en el control del tráfico aéreo como sistema complementario (o de redundancia) al radar secundario. La cobertura de estos sistemas suele estar en torno a los 130 km.

Ved también

El sistema DME se estudia en el subapartado 2.1.3 de este módulo.

⁽⁹⁾En inglés, *primary surveillance radar* (PSR)

Radar secundario de vigilancia

El origen del radar secundario de vigilancia⁽¹⁰⁾ proviene de la necesidad militar en cuanto a identificar las aeronaves detectadas como aliadas o enemigas. Esto se conoce como función de *IFF*⁽¹¹⁾. Dicho sistema fue evolucionando hasta su paso a aplicaciones de carácter civil como es el control de tráfico aéreo.

⁽¹⁰⁾En inglés, *secondary surveillance radar (SSR)*

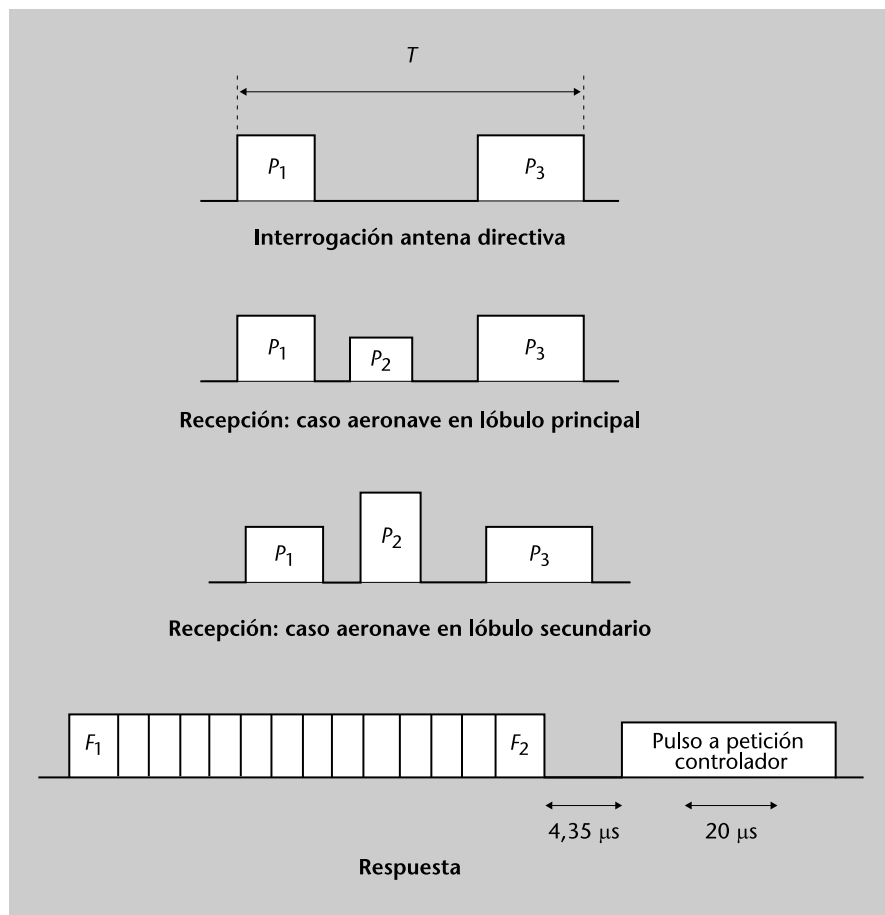
⁽¹¹⁾*IFF* es la sigla en inglés de *identification friend or foe*.

El sistema en sí del radar secundario de vigilancia se basa en el envío de un mensaje de interrogación desde el equipo de tierra. La aeronave debe estar equipada con un transpondedor que procesa dicho mensaje y envía una señal en forma de respuesta.

En cuanto a la señal enviada por el equipo de tierra, ésta se envía con una frecuencia portadora de 1.030 MHz y consiste en el envío de un par de pulsos de 0,8 μ s de duración, P_1 y P_3 . Estos pulsos, tal como se refleja en la figura 18, están separados T segundos y dependiendo del valor de esta T se tiene un modo de interrogación diferente:

- Modos militares:
 - Modo 1: $T = 3 \mu$ s.
 - Modo 2: $T = 5 \mu$ s.
 - Modo 3: $T = 8 \mu$ s.
- Modos civiles:
 - Modo A: $T = 8 \mu$ s.
 - Modo B: $T = 17 \mu$ s.
 - Modo C: $T = 21 \mu$ s.
 - Modo D: $T = 25 \mu$ s.

Figura 18. Interrogación y respuesta en SSR



Como se puede observar, el modo 3 es igual al modo A, ya que es un modo común utilizado tanto en aplicaciones militares como civiles para indicarle al transpondedor que debe responder con un código. En cuanto al modo C, éste se utiliza para pedirle al transpondedor que responda con información de altura (altitud barométrica). Los modos 1 y 2 son de uso militar, mientras que los modos B y D están reservados para una futura utilización.

Es importante destacar que el radar secundario realiza interrogaciones de forma indiscriminada (es decir, no se identifica el destino de la interrogación en el propio mensaje). Por tanto, aunque el radar secundario está equipado con una antena direcciva que genera un haz de barrido, se producen situaciones en las que aeronaves próximas a la aeronave de interés reciben la señal de interrogación por medio de un lóbulo secundario, induciendo de esta manera falsas respuestas. Para evitar dicho problema, se transmite un tercer pulso, P_2 , mediante una antena no direcciva y separado $2 \mu s$ de P_1 (véase la figura 18).

La aeronave, por tanto, podrá detectar si está en lóbulo principal o secundario comparando el nivel de amplitud del pulso P_2 con los niveles P_1 y P_3 , contestando únicamente si se encuentra en lóbulo principal. Para llevar a cabo dicha contestación, el transpondedor de la aeronave se espera $50 \mu s$ y contesta

⁽¹²⁾En inglés, *supplemental pulse identification* (SPI).

siguiendo el patrón indicado también en la figura 18. Es decir, envía dos pulsos de $0,4 \mu\text{s}$ de ancho, F_1 y F_2 , con una frecuencia portadora de 1.090 MHz. Dichos pulsos están separados $20,3 \mu\text{s}$ y, entre los mismos, se intercalan 12 pulsos más para enviar la información. Por tanto se pueden enviar 2^{12} códigos (o mensajes) diferentes. A la finalización del pulso F_2 , el transpondedor puede enviar también el pulso de identificación de la aeronave¹². Este pulso, de $20 \mu\text{s}$ de duración enviado $4,35 \mu\text{s}$ después de F_2 , es en realidad un tipo de señal especial que provoca que el indicador de la aeronave se vea reflejada más fuerte en la pantalla del controlador aéreo y de esta manera pueda identificarla más fácilmente. Este tipo de señal se envía a petición del propio controlador aéreo.

Como se ha observado, este sistema soluciona los problemas observados en el caso del radar primario en cuanto a identificación de aeronaves y necesidad de potencias de transmisión elevadas (ya que la aeronave genera la señal de retorno). No obstante, depende de que la aeronave esté equipada o no con un transpondedor. Por ese motivo, tal como se comentaba en el subapartado anterior, estos sistemas suelen operar conjuntamente.

2.3.2. Sistemas de ayuda al aterrizaje

Hay dos sistemas básicos de ayuda al aterrizaje: el sistema ILS y el sistema MLS.

Sistema ILS

El sistema ILS¹³ es un sistema diseñado para guiar a los pilotos de aeronaves hacia la pista de aterrizaje. Dicho sistema fue desarrollado en Alemania y en Estados Unidos en los años veinte y fue homologado por la ICAO en 1947. Anteriormente, la aproximación a pista se realizaba mediante ayudas visuales. Desde aquella época, no obstante, el piloto debe usar ayuda instrumental para llevar a cabo el aterrizaje en situaciones donde la visibilidad sea restringida debido a la niebla, lluvia o nieve, por ejemplo, siendo ILS el sistema más utilizado.

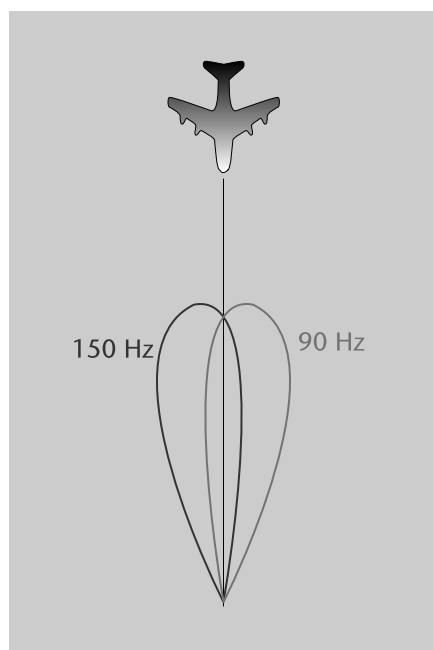
⁽¹³⁾ ILS es la abreviatura en inglés de *instrument landing system*.

El sistema ILS está formado por tres partes principales:

1) **Localizador.** Encargado de dar información de azimut a la aeronave y situado al final de la pista de aterrizaje. Este sistema está formado por un transmisor operando con una frecuencia portadora dentro de uno de los 40 canales de 50 KHz definidos en el rango 108-112 MHz. En concreto, se envían dos señales con la misma portadora, cada una de ellas modulada en amplitud por dos tonos diferentes (de 90 y 150 Hz) y con dos haces diferentes tal como se representa en la figura 19. Estos haces diferentes se consiguen mediante el uso de un transmisor equipado con una agrupación de antenas, donde cada una de las mismas está apropiadamente excitada (adaptando la fase) para poder conseguir los diagramas de radiación deseados. La idea de este esquema básicamente consiste en que si el avión está desviado hacia la derecha, con res-

pecto a la línea central de la pista, recibe el tono de 150 Hz con una profundidad de modulación mayor, mientras que se recibe la tonalidad a 90 Hz más fuerte en caso contrario. Por tanto, la aeronave sigue la trayectoria correcta en el caso que ambas señales lleguen con la misma intensidad. El alcance de este equipo es de 40 km, posee una cobertura angular de $\pm 10-20^\circ$ en azimut y 7° en elevación, presentando unas precisiones entre $0,1$ y $0,5^\circ$.

Figura 19. Diagramas de radiación de los haces correspondientes a los tonos de 150 Hz y 90 Hz utilizados en el Localizador

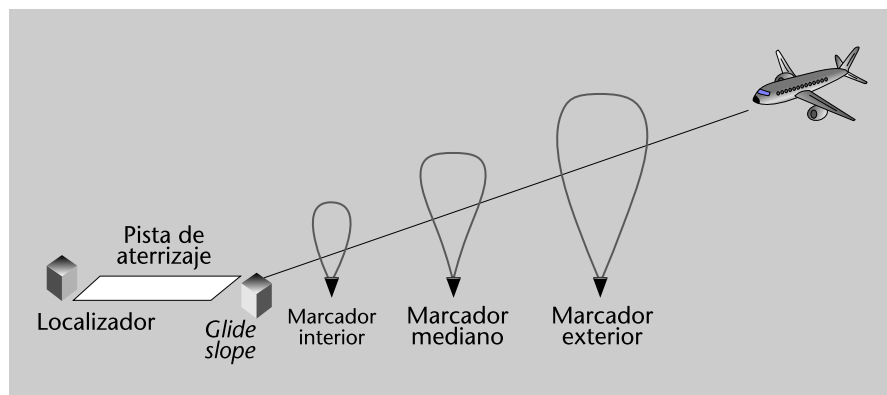


2) **Glide slope.** Encargado de dar información sobre elevación y situado a pie de pista. De forma similar al localizador, se envía una señal modulada por dos tonos, también de 90 y 150 Hz y en haces distintos, pero en uno de los 40 canales disponibles en la banda 329-335 MHz. En este caso el haz de 90 Hz predomina en ángulos superiores al ángulo de elevación correcto (situado entre $2,5$ y $3,5^\circ$), mientras que los ángulos inferiores están predominados por el tono de 150 Hz. El alcance de este equipo es de 18 km, posee una cobertura angular de $\pm 8^\circ$ en azimut y $0,45 \theta - 1,75 \theta$ en elevación (siendo θ el ángulo de elevación seleccionado en el *glide slope*), presentando unas precisiones entre $0,1$ y $0,2^\circ$.

3) **Marcadores.** Encargados de dar información sobre la distancia hasta la pista. Estos marcadores se sitúan sobre los 8 km (exterior), 1 km (mediano) y 400 m (interior) del pie de pista. En algunos aeropuertos tienen únicamente los marcadores exterior y mediano. Cada uno de estos marcadores consiste en un transmisor operando a la frecuencia de 75 MHz y con una antena presentando un haz principal hacia el cenit (figura 20). La señal de cada marcador está modulada en amplitud (señal AM) con tonos a diferentes frecuencias: 400 Hz (exterior), 1.300 Hz (el medio) y 3.000 Hz (el interior). El funcionamiento consiste básicamente en que el receptor situado en el avión va recibiendo las

señales de los mismos a medida que sobrevuela sobre ellos y se va encendiendo un indicador en el instrumento del piloto que indica el último marcador sobrevolado.

Figura 20. Sistema ILS



Sistema MLS

Antes de pasar a describir el sistema MLS, cabe comentar que la ICAO define desde 1985 tres categorías de visibilidad para los instrumentos de ayuda de aterrizaje:

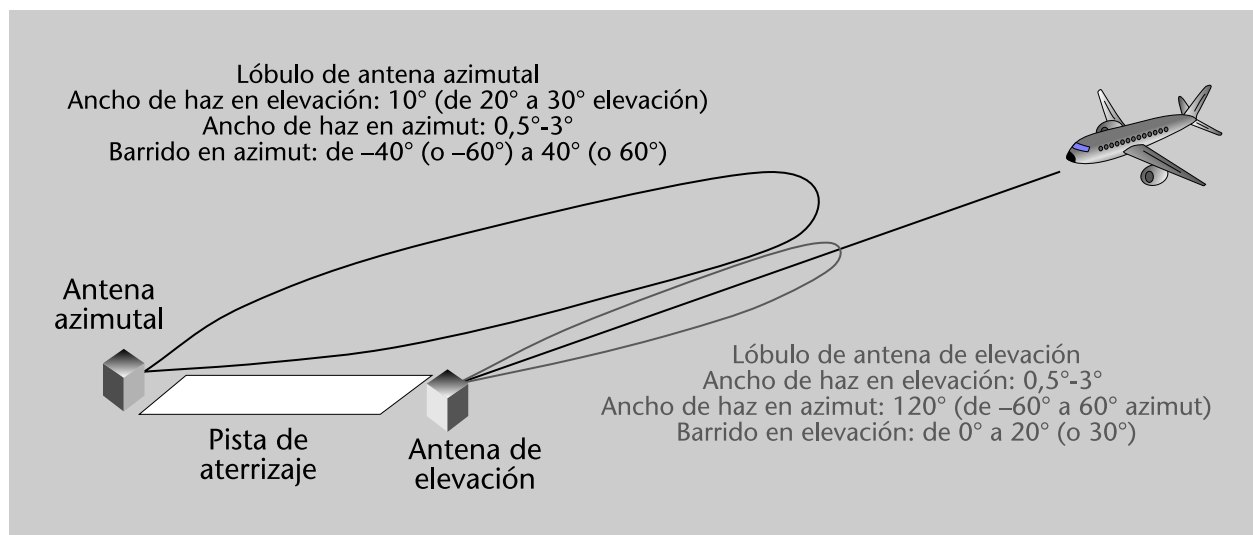
- **categoría I:** cuando los instrumentos son útiles hasta 60 m de altura;
- **categoría II:** cuando se pueden utilizar hasta 30 m y
- **categoría III:** si se pueden emplear hasta 0 m de altura.

En cuanto al sistema ILS, existen equipos que tienen las tres categorías pero gran parte de ellos sólo cumplen los requisitos de la categoría I. Dado que se ha ido aumentando la regularización de los sistemas con el objetivo de proporcionar una mayor seguridad, en parte debido a que el 40% de los accidentes aéreos se producen en las maniobras de aproximación y aterrizaje, surge la necesidad de diseñar sistemas alternativos al ILS capaces de satisfacer los requisitos de la categorías II y III. De esta necesidad nació el sistema MLS en el año 1967.

El sistema MLS¹⁴ debe su nombre al hecho de que opera en la banda de las microondas. En la época en que se diseñó el sistema, se propusieron dos alternativas de diseño: Doppler MLS (DMLS) y *time reference scanning-beam* (TRSB). No fue hasta el año 1978 cuando la ICAO decidió decantarse por la opción TRSB. A continuación se describe el principio de funcionamiento de dicha modalidad MLS, la cual dispone de dos partes tal como se muestra en la figura 21:

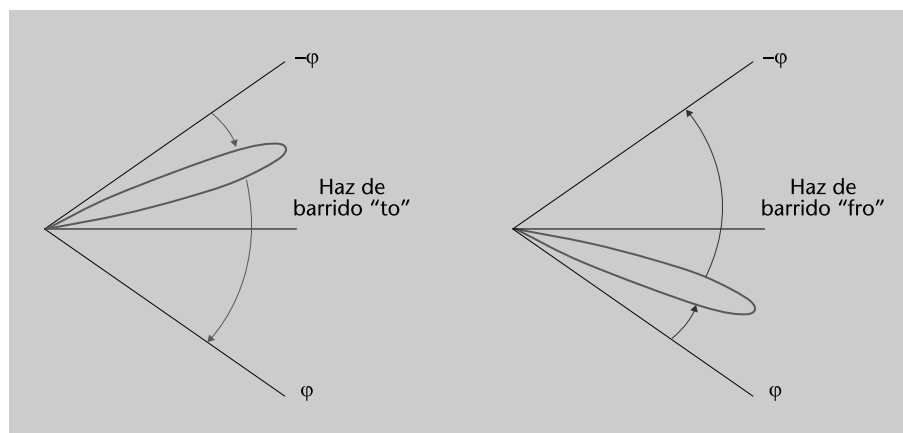
⁽¹⁴⁾MLS es la abreviatura en inglés de *microwave landing system*.

Figura 21. Sistema MLS



1) **Antena azimutal.** Esta antena se encarga de proporcionar información de azimut al piloto de la aeronave. Para ello, transmite una serie de pulsos mediante un haz de barrido bastante directivo, el cual va barriendo la zona definida por la región $\pm\phi$ (centrada en la línea central de la pista), donde se toman como valor de ϕ ángulos entre 40 y 60° dependiendo del aeropuerto. Para ello, el transmisor dispone de una agrupación de antenas y el barrido se realiza de forma electrónica variando los desfases entre las señales transmitidas en las diferentes antenas. Como en el caso del localizador del ILS, esta antena se sitúa al final de la pista de aterrizaje. La velocidad de barrido es de $0,02^\circ/\text{s}$ y el principio de funcionamiento se basa en el esquema "to-fro". Tal como se muestra en la figura 22, se envían los pulsos "to" cuando el haz principal barre en un sentido, mientras que se envían los pulsos "fro" cuando barre en el sentido contrario. El receptor equipado en la aeronave por su parte, mide la diferencia de tiempos entre los cuales ha recibido el pulso "to" y el pulso "fro". A partir de esta diferencia de tiempos se puede saber el desvío que presenta la aeronave respecto a la dirección de la pista.

Figura 22. Funcionamiento del barrido "to-fro"



2) Antena de elevación. Encargado de dar información de la elevación de la aeronave. Como en el caso del *glide slope* del ILS, esta antena se sitúa pie de pista. En cuanto al principio de funcionamiento, se utiliza también el principio "to-fro" para determinar la desviación de la aeronave respecto a la elevación esperada.

Tanto la antena de azimut como la de elevación trabajan en la misma banda entre 5.031,0 MHz y 5.090,7 MHz, dividida en 200 canales de 300 KHz. Los errores en azimut obtenidos están comprendidos entre los $0,03^\circ$ y los $0,05^\circ$, siendo los errores de elevación aún menores. Por tanto, es un sistema que presenta unas precisiones bastante mejores que las del ILS.

Finalmente, cabe comentar que, aunque el sistema MLS nació con el objetivo de sustituir al ILS, lo cierto es que ambos sistemas coexisten en gran parte de los aeropuertos. Esto viene en parte debido a que, aunque MLS proporciona mejores resultados en cuanto a precisión, estos resultados no llegan a compensar el alto coste del equipamiento. Por eso algunas compañías aéreas son reticentes ante este sistema. Por otro lado, el futuro de ambos sistemas es algo incierto teniendo en cuenta los avances logrados con sistemas de navegación satelitales como GPS.

3. Sistemas de radionavegación por satélite

En los sistemas de radionavegación por satélite, se utiliza una constelación de satélites para enviar señales de radionavegación de forma continua. Utilizando estas señales, el usuario del sistema puede estimar la distancia que lo separa de cada uno de los diferentes satélites. Junto a la información de la posición de cada satélite en vista, también facilitada por el contenido de la señal enviada, el usuario puede finalmente obtener su posición.

El hecho de utilizar satélites para transmitir las señales de radionavegación le confiere a estos sistemas una serie de ventajas frente a los sistemas basados en estaciones terrestres, comentado en los apartados anteriores. La más patente de ellas es la gran cobertura que pueden ofrecer estos sistemas y es por ello por lo que algunas de las soluciones basadas en este concepto explotan este hecho para ofrecer un servicio de cobertura global.

Origen de los sistemas de radionavegación por satélite

Con el lanzamiento del primer satélite artificial, Sputnik I, por parte de la Unión Soviética en el año 1957, investigadores del Laboratorio de Física Aplicada de la Universidad John Hopkins dedicaron esfuerzos para determinar la posición del mismo. Para lograr su cometido, utilizaron las señales que emitía dicho satélite recibidas en varios receptores, explotando el hecho de que estos receptores estaban en posiciones conocidas. Este logro motivó la formulación del problema inverso, que era precisamente poder localizar un blanco utilizando también señales enviadas por varios satélites pero conociendo la posición de los mismos. A partir de ahí empezó a desarrollarse el primer sistema de navegación por satélite adoptado por la Marina de los Estados Unidos y conocido como Transit.

Antes de pasar a los diferentes subapartados, es importante destacar que este subapartado está orientada a ofrecer una descripción general de los sistemas de radionavegación por satélite, introduciendo por tanto los conceptos básicos de los mismos, como la arquitectura generalmente utilizada y algunas nociones de mecánica orbital. A su vez, se hace una breve presentación de algunos sistemas implementados en la práctica.

Ved también

Los sistemas satelitales más importantes, GPS y Galileo, se estudian con detalle en los módulos 4 y 5, respectivamente.

3.1. Arquitectura de los sistemas de radionavegación por satélite

Los sistemas de radionavegación por satélite suelen presentar una arquitectura dividida en tres partes (denominadas también segmentos) tal como se muestra en la figura 23:

1) **Segmento espacial.** Está formado por la constelación de satélites del sistema. Cada uno de estos satélites transmite de forma continua un mensaje de navegación que incluye las efemérides, que son un conjunto de valores que permiten determinar la posición del satélite. Tal como se ha comentado ante-

riormente, esta información se utiliza, junto a la estimación de distancia entre el blanco y los satélites, para llevar a cabo la determinación de la posición del usuario.

2) Segmento de control. Encargado de monitorizar y realizar el seguimiento de los diferentes satélites del segmento espacial, actualizar las efemérides de los mismos, construir el mensaje de navegación que envía cada uno de ellos y actualizar parámetros de los equipos de a bordo como, por ejemplo, los estados de los relojes utilizados para sincronizar el sistema. Este segmento está a su vez normalmente dividido por:

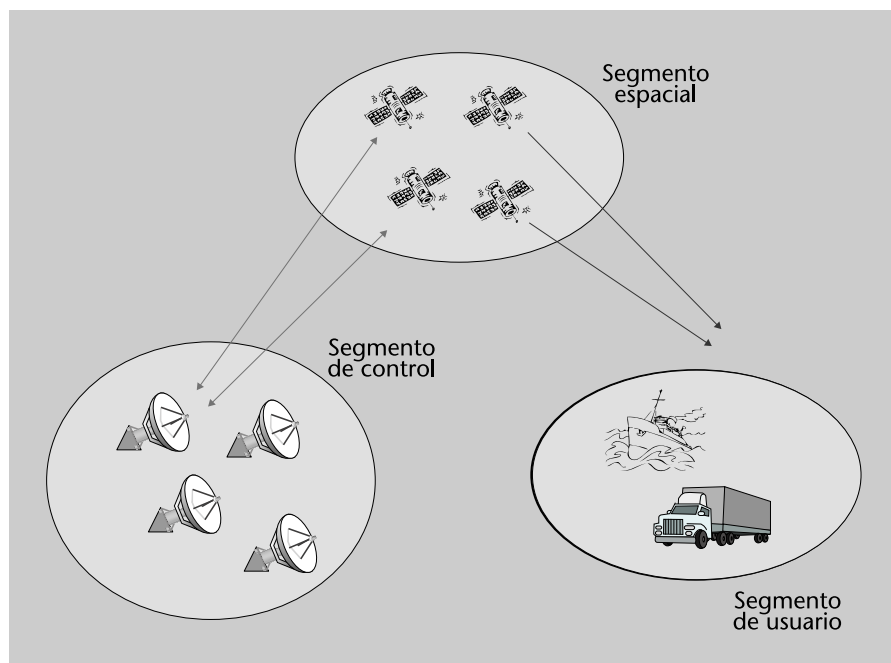
a) Estaciones de monitorización repartidas por la superficie terrestre encargada cada una de ellas de seguir las señales de cada satélite y calcular las distancias ente la estación y los diferentes satélites.

b) Una estación de control maestra encargada de centralizar toda la información obtenida de las estaciones de monitorización. Además, es en esta estación donde se lleva a cabo todo el procesado de información para mantener los satélites en sus órbitas, actualizar los relojes de los mismos y donde se construye el mensaje de navegación que debe enviar cada uno de ellos.

c) Estaciones de transmisión de datos (o normalmente referidas en inglés como *ground antennas*) encargadas de transmitir las órdenes de la estación de control y los mensajes de navegación creados a los satélites.

3) Segmento de usuario. Está formado por los receptores del sistema utilizados por los usuarios para obtener información de su posición. Dependiendo del sistema de radionavegación en sí, existen diferentes clasificaciones aplicadas a los tipos de receptores, como lo son civiles/militares, secuencial/multiplex, monofrecuencia/multifrecuencia, etc.

Figura 23. Arquitectura de los sistemas de radionavegación por satélite



3.2. Fundamentos de mecánica orbital

Las leyes de mecánica que rigen el comportamiento de los satélites en el espacio son las Leyes de Kepler. Aunque estas leyes se derivaron teniendo en cuenta las órbitas de los planetas alrededor del Sol, también son aplicables a los satélites artificiales. En concreto, al aplicar las leyes de Kepler a los satélites artificiales orbitando alrededor de la Tierra, se asume que las masas de los satélites de la tierra son masas puntuales y que las fuerzas gravitacionales son las únicas fuerzas actuando en el sistema. Además se tiene en cuenta que los satélites están únicamente afectados por la fuerza gravitacional de la Tierra, suponiéndose que las fuerzas que puedan aplicar los demás cuerpos celestes son despreciables.

Leyes de Kepler

Las leyes de Kepler son debidas al astrónomo alemán Johannes Kepler que, a partir de las observaciones realizadas en algunos planetas por el astrónomo danés Tycho Brade, formuló dos de sus tres leyes en el año 1609 para, diez años después, acabar formulando la tercera ley.

A partir de estas suposiciones, las leyes se aplican de la siguiente manera:

- 1) La órbita de cada satélite es una sección cónica (es decir, una elipse, parábola o hipérbola) con el centro de gravedad de la Tierra como uno de los focos.
- 2) El vector entre el centro de gravedad de la Tierra y el centro de gravedad del satélite barre áreas iguales en tiempos iguales (cuando el satélite está más próximo a la Tierra, el satélite se mueve más rápido).
- 3) Si el satélite tiene una órbita elíptica, el cuadrado del periodo de órbita es igual al cubo del semieje mayor de la órbita.

Estas leyes se basan en la ley gravitacional universal, que no fue publicada hasta cerca de 70 años después por Isaac Newton en los *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica* (1687).

La ley gravitacional universal establece que dos cuerpos de masa M y m separados por una distancia r se atraen con fuerzas iguales y opuestas, siendo el módulo de las mismas expresado por la siguiente fórmula:

$$F = G \frac{Mm}{r^2} \quad (51)$$

donde G es la constante de gravitación universal, $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3/(\text{Kg s}^2)$.

Gracias a estas leyes, se puede determinar la órbita que presentan cada uno de los satélites utilizados en el segmento espacial y la posición de cada satélite dentro de su órbita.

En concreto, para describir una órbita y la posición de un satélite dentro de la misma, se utilizan una serie de parámetros conocidos como parámetros orbitales (o parámetros keplerianos), los cuales se presentan a continuación y se muestran en la figura 24:

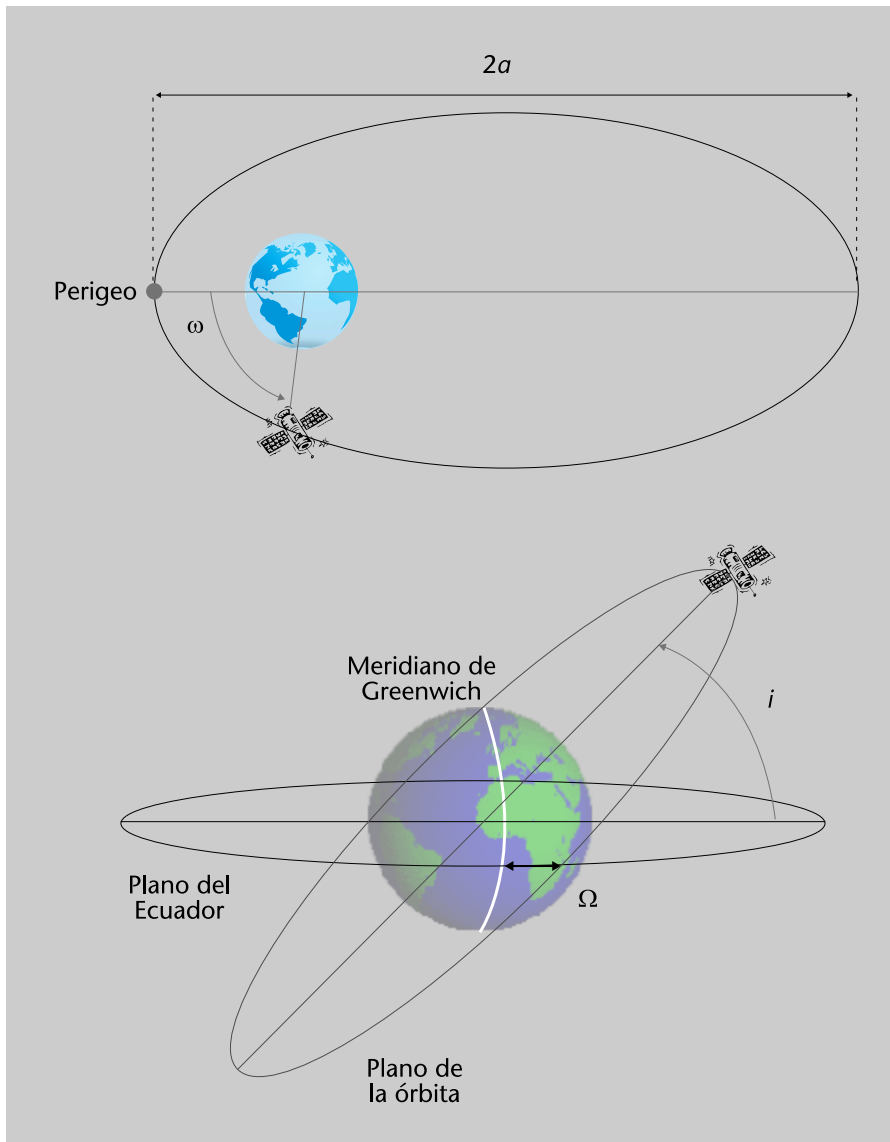
- **Semieje mayor de la órbita (a).** Determina el tamaño de la órbita.
- **Excentricidad de la órbita (e).** Define la forma de la órbita y viene dada por la expresión:

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \quad (52)$$

donde b es el semieje menor de la forma orbital.

- **Inclinación del plano de órbita (i).** Es el ángulo entre el plano de la órbita y el plano del ecuador.
- **Longitud del nodo ascendente (Ω).** Es el ángulo, medido en el plano del ecuador, existente entre el meridiano de Greenwich y el punto donde corta la órbita con el plano del ecuador.
- **Argumento del perigeo u orientación (ω).** Es el ángulo, medido en el plano de la órbita del satélite, entre el vector radio, calculado al pasar por el perigeo, y la dirección del nodo ascendente. El perigeo se define como el punto de la órbita del satélite donde dicho satélite se encuentra lo más cercano posible al centro de la Tierra.
- **Instante de paso por el perigeo (t_0).** Es el instante de tiempo que pasa el satélite por el perigeo.

Figura 24. Parámetros keplerianos



A partir de los seis parámetros orbitales ($a, e, i, \Omega, \omega, t_0$), se puede obtener la posición del satélite en cada instante t . El problema, no obstante, es que en la práctica existen diferentes perturbaciones que causan que el satélite no siga la órbita teórica. Estas perturbaciones vienen causadas por el hecho de que la Tierra no es una esfera perfecta y posee una distribución irregular de la masa, los efectos de las mareas, la presión de la radiación solar, el fregamiento del aire, las fuerzas originadas en el interior del satélite (propulsores de control, sistemas de corrección de órbita, etc.) y efectos relativistas.

Por tanto, para posicionar de forma correcta el satélite se deben hallar una serie de correcciones conocidas con el nombre de anomalías. Estas anomalías se calculan a partir de los resultados obtenidos en las estaciones de monitorización y son las siguientes (figura 25):

- **Anomalía media (M).** Es el ángulo existente entre la dirección del perigeo del satélite considerado y el radio vector de un satélite ficticio con órbita

circular y periodo igual al del satélite considerado, T . Esta anomalía se puede calcular como:

$$M = \frac{2\pi}{T}(t - t_0) \quad (53)$$

donde t es el instante de tiempo en el cual se realiza la medida.

- **Anomalía excéntrica (E).** Es el ángulo existente entre la dirección del perigeo del satélite considerado y el radio vector del satélite considerado obtenido teniendo en cuenta el centro de una circunferencia con radio igual al semieje mayor, a , y centrada en la elipse que describe la órbita de dicho satélite. Este ángulo se obtiene a partir de la resolución de la siguiente ecuación:

$$M = E - e \sin(E) \quad (54)$$

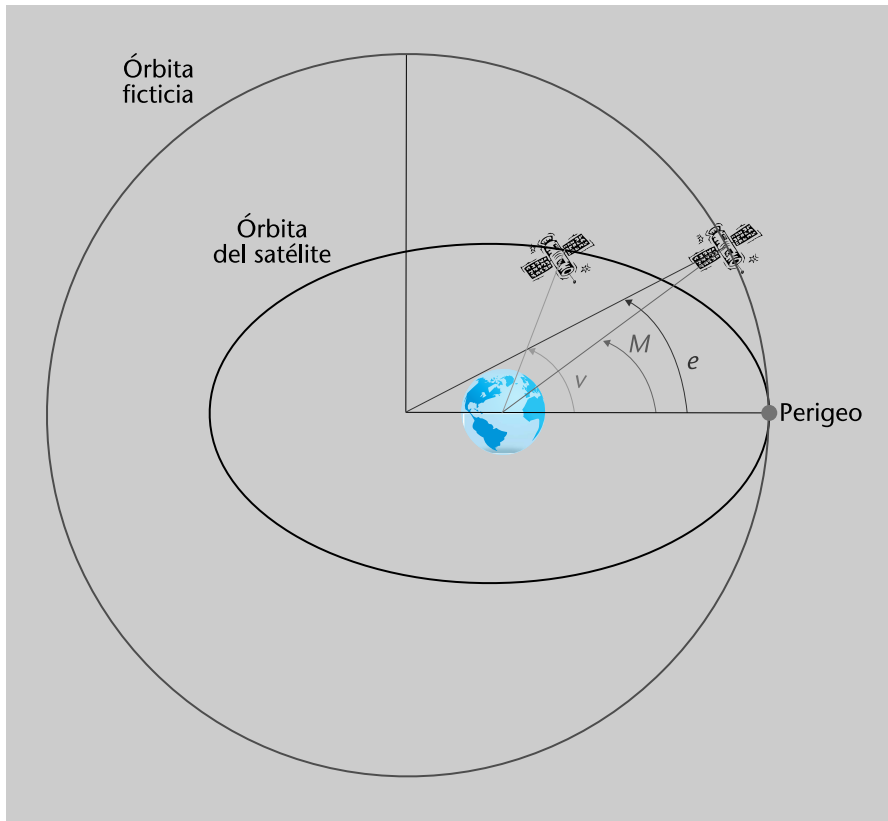
donde esta ecuación se debe resolver mediante un método iterativo.

- **Anomalía verdadera (v).** En este caso es el ángulo existente entre el perigeo y el radio vector del satélite cuando se considera el foco de la elipse que describe la órbita. Esta anomalía recibe el nombre de verdadera porque es la que finalmente nos ofrece la posición exacta del satélite. Para su cálculo, es necesario haber obtenido las dos anomalías anteriores, teniéndose que resolver la siguiente expresión:

$$v = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \left(\frac{E}{2} \right) \right) \quad (55)$$

Finalmente, gracias a la obtención de estos valores, se puede obtener la posición del satélite. En algunos sistemas, como en el caso de GPS, esta posición se refiere también a un sistema de coordenadas terrestres, usándose el WGS-84 en el ejemplo mencionado.

Figura 25. Anomalías



Ejemplo de cálculo de anomalías

En una estación de monitorización se realiza el seguimiento de un satélite. Algunos de los parámetros orbitales de dicho satélite son:

- $a = 42.163,57 \text{ km}$
- $e = 0,131955$
- $T = 1.436,0376 \text{ minutos}$

Teniendo en cuenta que se tiene registrado que el instante de paso por el perigeo se ha dado a las 12 horas del 16 de junio del 2010, calculad las anomalías correspondientes al instante dado por las 12 horas del 22 de junio del 2010.

Solución

Las anomalías vienen dadas por las siguientes expresiones:

- Anomalía media (M):

$$M = \frac{2\pi}{T}(t - t_0) \quad (56)$$

- Anomalía excéntrica (E):

$$M = E - e \sin(E) \quad (57)$$

- Anomalía verdadera (v):

$$v = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \left(\frac{E}{2} \right) \right) \quad (58)$$

Por tanto, para empezar a resolver el problema se debe hallar la anomalía media y, para ello, se debe obtener la diferencia entre el instante que se realiza la medida, t , y el instante de paso por el perigeo, t_0 . Concretamente, el primer instante se corresponde a las 12 horas

del 22 de junio del 2010 y el segundo a las 12 horas del 16 de junio del 2010. En ese caso, hay 6 días de diferencia, obteniéndose la siguiente expresión como resultado:

$$t - t_0 = 6 \times 24 \times 60 = 8.640 \text{ minutos} \quad (59)$$

Obsérvese que se ha dejado el resultado expresado en minutos, dado que el período del satélite se expresa en esa misma unidad.

Hecho esto, se puede calcular ya la anomalía media como:

$$M = \frac{2\pi}{T}(t - t_0) = \frac{2\pi}{1.436,0376} \cdot 8.640 = 6,01655 \cdot 2\pi \text{ rad} \quad (60)$$

Pasando el valor de radianes a grados se obtiene lo siguiente:

$$M = 6,01655 \cdot 2\pi \frac{360}{2\pi} = 2.165,9609^\circ \quad (61)$$

Acabando de ajustar la expresión, es decir, sustrayendo los ciclos completos (en este caso 6), se llega al siguiente resultado:

$$M = 2.165,9609^\circ - 360^\circ \cdot 6 = 5,9609^\circ \quad (62)$$

En el caso de la anomalía excéntrica, se debe resolver la siguiente ecuación:

$$M = E - e \sin(E) \quad (63)$$

y para ello es necesario recurrir a un método iterativo. En concreto, se va a considerar el método de la bisección, el cual se explica a continuación.

El método de la bisección se utiliza para hallar de forma iterativa el valor de x que hace que una función $f(x)$ sea igual a 0. Concretamente se inicia el algoritmo con dos puntos x_1 y x_2 . A continuación, se evalúa $f(x_1)$ y $f(x_2)$. En el caso de que los valores obtenidos tengan el mismo signo, se proponen otros valores hasta encontrar un par que aseguren que $f(x_1)$ y $f(x_2)$ tienen signos contrarios. En el caso de que tengan signos contrarios, se propone un nuevo valor $x_3 = (x_1 + x_2)/2$ y se evalúa $f(x_3)$. Según el signo obtenido, se elimina de los puntos anteriores (x_1 o x_2) aquel que tenga el mismo signo. De esta manera se asegura que los dos puntos que han sobrevivido tienen diferente signo y la región de búsqueda se va acotando. El algoritmo se va iterando hasta que se llegue a un punto x_i que asegure que $f(x_i) < e_{tol}$, donde e_{tol} es el nivel de tolerancia deseado.

En el caso de este problema, $x = E$ y $f(E) = M - E + e \sin(E)$. Dado que esta fórmula está expresada en radianes, se trabajará con el valor siguiente de M :

$$M = 5,9609^\circ \frac{2\pi}{360^\circ} = 0,104 \text{ rad} \quad (64)$$

En cuanto al algoritmo de resolución, se inicializa proponiendo dos valores de E próximos a M por encima y por debajo, ya que se suele obtener como solución final un valor aproximado. En concreto se inicializa el algoritmo con:

$$\begin{aligned} E_1 &= 0,104 \text{ rad} \\ E_2 &= 0,2 \text{ rad} \end{aligned} \quad (65)$$

obteniéndose:

$$\begin{aligned} f(E_1) &= 0,104 \\ f(E_2) &= -0,0697 \end{aligned} \quad (66)$$

Dado que los signos son diferentes, se pasa a calcular E_3 como:

$$\begin{aligned} E_3 &= \frac{0,104+0,2}{2} = 0,1520 \text{ rad} \\ f(E_3) &= -0,0280 \end{aligned} \quad (67)$$

Tal como se puede observar, $f(E_3) < 0$ y, por tanto, el siguiente par de puntos serán E_1 y E_3 . Con esta selección, se calcula E_4 como:

$$\begin{aligned} E_4 &= \frac{0,104+0,1520}{2} = 0,1280 \text{ rad} \\ f(E_4) &= -0,0071 \end{aligned} \quad (68)$$

Como $f(E_4) < 0$, se continúa el algoritmo con los puntos E_1 y E_4 . En concreto, si se sigue iterando el algoritmo se llega a obtener como resultado el siguiente valor para anomalía excéntrica:

$$E = 0,1190 \text{ rad} = 6,8182^\circ \quad (69)$$

donde se ha considerado una tolerancia $e_{tol} = 10^{-3}$.

Finalmente, se calcula la anomalía verdadera como:

$$\begin{aligned} v &= 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \left(\frac{E}{2} \right) \right) = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+0,131955}{1-0,131955}} \tan \left(\frac{0,1190}{2} \right) \right) \\ &= 0,135842 \text{ rad} = 7,7831^\circ \end{aligned} \quad (70)$$

3.3. Sistemas con cobertura global

Los sistemas de radionavegación por satélite con cobertura global implementados en la práctica y disponibles en la actualidad (o en fase de implementación) son GPS, GLONASS y Galileo.

3.3.1. GLONASS

El sistema GLONASS¹⁵ fue desarrollado por la antigua Unión Soviética en la década de los setenta y actualmente está a cargo del Ministerio de Defensa de la Federación Rusa.

Origen del sistema GLONASSOK

Originalmente, el sistema GLONASS se diseñó con el objetivo de tener un sistema independiente al GPS tanto para uso militar y, tras verificar el comportamiento del sistema en pruebas iniciales, su extensión al uso civil. No obstante, dado los cambios que ha sufrido la situación política mundial, este sistema se presenta ahora como un posible sistema complementario para mejorar la precisión de los receptores capaces de operar con ambos sistemas.

En cuanto a la arquitectura del sistema, lo más destacable es lo siguiente:

- **Segmento espacial.** El sistema se diseñó presentando una constelación de 24 satélites (21 operativos y 3 de reserva), estando estos satélites distribuidos en tres planos orbitales de 8 satélites cada uno e inclinación de $64,8^\circ$. Cada uno de estos satélites tiene una órbita aproximadamente circular de unos 19.100 km y un periodo de 11 horas y 15 minutos. El primer satélite fue lanzado en 1982 y no fue hasta el año 1995 cuando se lanzaron los últimos satélites para completar la constelación de 24. No obstante, la constelación de satélites no pudo mantenerse completa durante mucho tiempo

Ved también

Dado que en los módulos 4 y 5 se describen con detalle los sistemas GPS y Galileo, respectivamente, este subapartado se centra en describir únicamente el sistema GLONASS.

⁽¹⁵⁾ GLONASS es la abreviatura en inglés de *global orbital navigation satellite system*.

debido a que satélites antiguos empezaron a fallar y la situación económica de Rusia no permitía el restablecimiento completo. En concreto, el sistema estuvo con sólo 6-8 satélites en el periodo 2001-2004. No obstante, en el año 2001, la Federación Rusa inició un programa de restablecimiento y mejora de GLONASS a 10 años vista. En esa línea, se lanzaron algunos satélites durante los años siguientes para llegar a los 19 satélites operativos en el año 2007 (manteniéndose hasta la fecha de redacción de este libro). En la actualidad, con este número de satélites no se puede ofrecer cobertura global (24 satélites necesarios), teniendo por tanto discontinuidades en el servicio y viéndose el sistema reducido a poder ofrecer un buen servicio sólo en el territorio ruso (18 satélites necesarios). No obstante, está previsto incrementar el número de satélites operativos en los próximos años.

- **Segmento de control.** Este segmento está formado por un conjunto de estaciones de control situadas inicialmente en territorio de la antigua Unión Soviética. Con la disolución de la misma, únicamente se mantuvieron las estaciones situadas en territorio ruso excepto una estación situada en Kitab (Uzbekistán). Como en otros sistemas, los principales objetivos del segmento de control en GLONASS son: seguimiento de los satélites y envío de ordenes de control, medida y predicción de las efemérides de cada satélite (presentadas en coordenadas cartesianas en este caso), sincronización de los relojes de los satélites con la referencia de tiempos de GLONASS, envío de las efemérides y correcciones de relojes a cada satélite para su incorporación en el mensaje de navegación, etc. Cabe destacar que, a diferencia de otros sistemas, la distancia entre las estaciones de monitorización y los diferentes satélites se llevan a cabo con técnicas de radar, obteniéndose errores en torno a los 2-3 m. Estas medidas se calibran de forma periódica con algunas estaciones equipadas también con radares basados en tecnología láser y, para llevar a cabo dicha tarea, los satélites vienen especialmente equipados con retrorreflectores láser.
- **Segmento de usuario.** En el caso de GLONASS, el segmento de usuario es pequeño y se concentra mayormente en Rusia. Principalmente, los receptores existentes, basados en GLONASS y la combinación GPS-GLONASS, han sido fabricados por la industria rusa pero, desde mediados de los noventa, el nivel de fabricación ha bajado en gran medida debido a la falta de usuarios. Fuera de Rusia existe algún fabricante con productos GPS-GLONASS orientado principalmente a aplicaciones geodésicas de altas prestaciones (orientado a obtener mejores precisiones combinando ambos sistemas). Cabe mencionar que el plan de mejora de GLONASS comentado anteriormente tiene también como objetivo realizar inversiones para el desarrollo de receptores GLONASS. Por tanto, se prevé un crecimiento del número de usuarios.

El principio de funcionamiento es bastante similar a GPS. En cuanto al tipo de señal de radionavegación empleado, cada satélite utiliza dos portadoras. A diferencia de GPS y Galileo, el valor de las frecuencias de estas portadoras, f_{L_1} y f_{L_2} , varía según el satélite tal como se muestra en la expresión siguiente:

$$f_{L_1} = f_0 + i\Delta f_{L_1} \quad f_{L_2} = \frac{7}{9}f_{L_1} \quad (71)$$

donde $f_0 = 1.602$ MHz, i es un entero tomando como valor el número del satélite (1-24) y $\Delta f_{L_1} = 0,5625$ MHz.

En la portadora L_1 se transportan dos señales, una de alta precisión para uso militar, y otra de baja precisión para uso civil. Cada una de estas señales está ensanchada en espectro mediante el uso de dos secuencias pseudoaleatorias diferentes, referidas aquí como secuencia "P", en el caso de alta precisión, y "C/A", en el caso de baja precisión, con el objetivo de mantener la misma nomenclatura utilizada en GPS. La portadora L_2 , por otra parte, únicamente se encarga de transportar el código "P". Las secuencias "C/A" y "P" son iguales en todos los satélites y la diferenciación de los mismos se realiza a partir del uso de diferentes frecuencias portadoras. Otras características de estas secuencias son las siguientes:

- **Secuencia "C/A"**: utiliza una secuencia de $2^9 - 1$ chips que se envía con una velocidad de código de 0,511 Mchips/s. Por lo tanto, el periodo de repetición de la secuencia es de $2^9 - 1/0,511 \cdot 10^6 = 1$ ms. Esta secuencia a su vez es modulada con el mensaje de navegación mediante BPSK y a una velocidad de modulación de 50 bps.
- **Secuencia "P"**: en este caso la secuencia tiene una longitud de $2^{25} - 1$ chips, se transmite a 5,11 Mchips/s y el periodo de repetición sería por tanto de aproximadamente 6,56 s. No obstante, este código se recorta y se tiene un periodo de 1 s. Por otro lado, esta secuencia se transmite sin aplicarse ningún tipo de modulación.

3.4. Sistemas con cobertura regional

Aparte de los sistemas presentados en el subapartado anterior, existen actualmente sistemas alternativos pero orientados a aplicaciones o escenarios específicos. Por ese motivo estos sistemas presentan una cobertura de tipo regional. El hecho de que estén centrados en una región específica da lugar a unas pre-

Precisión del sistema GLONASS

La exactitud del sistema está en el orden de 100 m cuando se utiliza el código "C/A" (o PRSA en nomenclatura GLONASS). En cuanto al código "P", alguna estimación realizada por la Universidad de Leeds, en la época que estaba la constelación completa, lo sitúa en los 20 m, pero realmente la precisión del sistema para ese caso es información clasificada.

cisiones mayores. También existen sistemas implementados por motivaciones políticas con el fin de no depender de soluciones de terceros. A continuación se describen de forma resumida los ejemplos más representativos.

3.4.1. STARFIX

Este sistema, de carácter privado y operativo desde 1986, se creó con el objetivo de ofrecer sistemas de posicionamiento a la industria petrolífera en el Golfo de México. No obstante, también tiene cobertura en gran parte de los Estados Unidos.

El sistema opera con tres satélites geoestacionarios y, como en otros sistemas comentados anteriormente, se utilizan medidas de pseudorrango para llevar a cabo la localización del blanco. Para ello se utilizan secuencias pseudoaleatorias con una velocidad de código de 2,4576 Mchips/s, longitudes de 16.383 bits y periodos de repetición de aproximadamente 6,7 ms. Estas señales operan en la banda de los 4 GHz y el mensaje de navegación se modula a 150 bps. La exactitud que ofrece el sistema es de 5 m.

3.4.2. QZSS

El sistema *quasi-zenith satellite system* (QZSS) es un sistema desarrollado en Japón promovido por iniciativa privada y el Gobierno japonés. Es un sistema formado por tres satélites con órbitas muy elípticas. El primer satélite fue lanzado el pasado mes de septiembre del 2010 y se espera que esté totalmente operativo en el 2013. Este sistema ofrecerá servicios de comunicaciones y posicionamiento de forma conjunta. Concretamente, este sistema estará orientado a ofrecer servicios móviles y, como valor añadido, se ofrecerá información de posicionamiento en términos de aumentación de GPS. La motivación de este sistema viene en parte dada por el hecho de que el comportamiento de GPS es bastante malo en el 80% del país por la baja visibilidad en *urban canyons* y terrenos montañosos.

Urban canyons

Urban canyons es el término anglosajón utilizado para definir entornos urbanos con altos edificios. Estos entornos presentan un aspecto similar a los cañones observados en la naturaleza y de ahí el origen del término.

Tal como se ha comentado, los satélites del sistema presentarán órbitas muy elípticas, mostrando por tanto elevaciones mayores a 70° gran parte del día y de ahí proviene el nombre de *quasi-zenith* (elevaciones próximas al cenit). Aparte de enviar señales de comunicaciones en las bandas S y Ku, los satélites del sistema trabajarán también en la banda L enviando señales propias de GPS para, de esta manera, asegurar la interoperabilidad y cubrir aquellas zonas donde el GPS llegue con niveles de señal poco aceptables. Además, también proporcionarán mensajes sobre el estado del sistema y datos adicionales para mejorar la adquisición de señales provenientes de satélites GPS.

3.4.3. Beidou y COMPASS

El sistema Beidou es un sistema de radionavegación por satélite desarrollado por la República popular de China que actualmente se encuentra en fase experimental. Dispone únicamente de 4 satélites ofreciendo servicio limitado y de carácter regional en China y alrededores. El sistema, no obstante, tiene como objetivo convertirse en una solución de carácter global y, para ello, disponer en el futuro de una constelación de 35 satélites (en torno al año 2020). El nombre que tomará esta evolución del sistema será COMPASS (conocida también como Beidou-2).

El programa Beidou fue establecido en 1994, pero el concepto provenía de un sistema ideado casi una década antes, por parte del académico Chen Fangyun, con el objetivo de proporcionar a los buques chinos con un sistema de radionavegación propio basado en el uso de dos satélites geoestacionarios. Este concepto era conocido como *double star positioning system* y, una vez demostrada su validez y acabada la parte de desarrollo, fue cuando el programa Beidou fue puesto en marcha. El primer satélite fue lanzado en el año 2000 y, tres años después, el sistema fue declarado operativo para uso civil en el momento en que se lanzó el tercer satélite.

El sistema Beidou actual, Beidou-1, dispone de tres satélites operativos con órbita geoestacionaria y que basan su principio de funcionamiento en el concepto *double star positioning system* comentado anteriormente. En concreto se obtiene la posición del usuario en dos dimensiones usando dos satélites tal como se muestra a continuación:

Tercer satélite

El tercer satélite existente en el sistema Beidou sirve para aumentar la disponibilidad del sistema.

- El centro de operaciones del sistema, conocido como *payload operations center (POC)*, se encarga de enviar una señal de navegación a través de uno de los dos satélites.
- Los usuarios que reciben dicha señal contestan a la misma enviando otra señal.
- Esta señal es recibida por los dos satélites y enviada de nuevo al POC.
- El POC utiliza el tiempo de propagación ida y vuelta y el conocimiento de la posición de los dos satélites, para obtener la posición de los usuarios.
- Una vez obtenida la posición de los usuarios, el POC envía esta información a los diferentes usuarios.

En cuanto al futuro sistema COMPASS, este dispondrá de 5 satélites geoestacionarios, para ofrecer interoperabilidad con Beidou-1, y 30 satélites no geoestacionarios, en concreto con órbita de media altura –*medium earth orbit* (MEO)– para extender la cobertura del sistema hasta llegar a ser global.

Servicios del sistema COMPASS

El sistema COMPASS ofrecerá dos servicios: uno de carácter militar y otro de carácter civil. Se espera obtener exactitudes inferiores a los 10 m en el caso civil, mientras que en el caso militar se espera reducir aún más los niveles de error de posicionamiento.

Resumen

En este módulo se han presentado los sistemas de radionavegación. El principio básico de estos sistemas es proporcionar un sistema de posicionamiento donde se utilicen señales radio para estimar la posición del blanco. Antes de pasar a describir los diferentes sistemas, se ha iniciado el módulo presentando los sistemas de coordenadas más utilizados en radionavegación: el sistema de coordenadas geográficas (geocéntricas y geodésicas) y el sistema de coordenadas cartesianas. Los sistemas de coordenadas geográficas utilizan un elipsoide de referencia para representar la forma de la Tierra y sitúan el blanco utilizando tres coordenadas: longitud, latitud y altura elipsoidal. La diferencia entre las coordenadas geocéntricas y geodésicas reside en la forma de representar la longitud. En cuanto a las coordenadas cartesianas, éstas utilizan un sistema de coordenadas x - y - z para indicar la situación del blanco teniendo en cuenta el centro de la Tierra como origen de coordenadas. Después de esto, se han presentado herramientas para poder realizar transformaciones entre sistemas de coordenadas y se han descrito los sistemas de proyección más utilizados para representar la superficie de la Tierra en mapas, es decir, los sistemas de Mercator y UTM.

A continuación, se han descrito los sistemas de radionavegación terrestres más conocidos. Un sistema de radionavegación terrestre es aquel que se basa en el uso de estaciones terrestres que actúan como transmisoras/receptoras y se encuentran situados en emplazamientos conocidos de la superficie terrestre. Los primeros sistemas utilizados fueron los basados en el uso de radiofaros, los cuales son estaciones radio terrestres situadas en localizaciones fijas y que emiten señales de forma continua con el objetivo de ayudar a la navegación aérea. Entre ellos, el radiofaro del más antiguo, conocido como NDB, se encarga de enviar una señal a una frecuencia fija y de forma omnidireccional. Por tanto, todo el trabajo se realiza en el receptor. Concretamente, el receptor se encarga de determinar el ángulo existente entre el blanco y el radiofaro haciendo girar una antena y detectando la dirección con un mínimo de amplitud. Este proceso se conoce con el nombre de radiogoniometría y dependiendo de si esta antena se hace girar mecánicamente o manualmente, el sistema es conocido con el nombre de ADF o RDF.

Seguidamente, se ha presentado el sistema VOR, el cual se sigue utilizando aún en la actualidad alrededor del mundo. Concretamente, el radiofaro emite una señal de tipo direccional gracias a la generación de 4 señales que dan como resultado una señal que depende del azimut de la aeronave, la cual se puede estimar de forma sencilla en el receptor gracias a que se utiliza una de las 4 señales como referencia.

También se ha presentado un sistema de radiofaro utilizado para determinar la distancia entre el radiofaro y el blanco. Este sistema se denomina DME y su principio de funcionamiento se basa en la tecnología radar. Concretamente, se establece un protocolo donde el blanco realiza mensajes de interrogación al radiofaro y éste contesta a los mismos enviando mensajes de respuesta. Procesando estos mensajes, el blanco estima el tiempo de propagación de la señal y, a partir del mismo, obtiene la distancia que lo separa del radiofaro. En la actualidad, DME se suele utilizar en conjunto con el sistema VOR formando el estándar ICAO $\rho - \theta$, donde ρ hace referencia a la distancia proporcionada por DME y θ a la azimuth proporcionada por VOR.

Finalmente, se han presentado dos sistemas de radiofaros utilizados en aplicaciones militares. El primero de ellos, TACAN, proporciona medidas de distancia y de azimuth. Para la primera medida, se utiliza el sistema DME y, para la segunda, se utiliza un sistema direccional similar al caso de VOR. En cuanto a la segunda solución de carácter militar presentada, el sistema CONSOL, ésta fue utilizada por los alemanes en la Segunda Guerra Mundial. El sistema únicamente determinaba el azimuth de la aeronave utilizando un principio de planteamiento similar a VOR y TACAN. Alguna característica a destacar es que disponían de gran alcance, unos 1.000 km, y que se empleaban cartas de navegación para determinar la orientación de la aeronave.

Seguidamente, se han descrito otros tipos de sistemas de radionavegación terrestre basados en tomar la diferencia de tiempos de llegada de dos señales recibidas por dos transmisores diferentes. Estos sistemas son denominados con el nombre de *sistemas hiperbólicos* debidos a que la figura geométrica que describe todos los puntos en el espacio con el mismo valor de retardo es una hipérbola.

El primero de los sistemas hiperbólicos presentados es el sistema DECCA. Este sistema fue utilizado por los británicos al final de la Segunda Guerra Mundial y se ha seguido utilizando en Europa hasta el pasado año 2000. Una de las características del sistema es que presenta un alcance mayor que otras técnicas e incluso puede recibirse por debajo del nivel del mar debido al uso de una banda frecuencial baja. En el sistema DECCA se utilizan diferentes cadenas de estaciones terrestres, formadas por 4 estaciones (una maestra y el resto esclavas). El blanco determina por tanto su posición obteniendo las diferencias de fase entre cada par de estaciones y describiendo las hipérbolas que definen estos retardos en una carta de navegación. Años después de la creación de DECCA, los norteamericanos desarrollaron un sistema hiperbólico alternativo: el sistema LORAN. El objetivo del mismo era ofrecer un mayor alcance y un comportamiento más robusto que el del sistema DECCA. Se diseñaron diferentes versiones del mismo, siendo las más conocidas las versiones LORAN-A y LORAN-C. El principio de funcionamiento es similar al de DECCA, pero en el caso de LORAN, se usan cadenas de tres estaciones y las estaciones envían señales moduladas con series de pulsos. Estos pulsos permiten que el sistema sea más robusto a reflexiones ionosféricas. En cuanto a las diferencias entre

LORAN-A y LORAN-C, el segundo sistema presenta una gran mejora técnica respecto a su predecesor. Por un lado, el sistema LORAN-C opera en bandas frecuenciales más bajas y utiliza potencias de pico mayores con el objetivo de tener un alcance mayor. Por otro lado, el sistema combina medidas de tiempo de propagación con medidas de fases y modifica el tipo de pulso enviado para mejorar la precisión del sistema.

En paralelo al sistema LORAN, los británicos crearon también el sistema GEE con el objetivo de paliar la poca robustez frente a las ondas ionosféricas observadas en DECCA. Dicho sistema también se basaba en la transmisión de pulsos y presentaba la novedad de operar en dos bandas para ir cambiando de banda cuando se detectaba que los alemanes estaban interfiriendo.

Finalmente se ha presentado el sistema OMEGA. Este sistema fue desarrollado por la Universidad de Harvard con la motivación de dotar a la marina de los Estados Unidos de un sistema global de navegación que estuviera operativo a cualquier hora del día y en cualquier lugar de la tierra. Para ello se utilizaba la banda de frecuencia VLF, se utilizaba un principio de funcionamiento similar, en algunos aspectos, al de DECCA y se disponía únicamente de 8 estaciones distribuidas por toda la superficie terrestre. No obstante, finalmente resultó que el sistema no llegó a cumplir los objetivos inicialmente definidos debido al alto coste del sistema, al hecho que la cobertura no fuera realmente global y al bajo nivel de precisión.

Aparte de los sistemas orientados a la determinación del azimuth y distancia de las aeronaves, como son el caso de VOR y DME, en los aeropuertos se requieren sistemas adicionales para gestionar el control de aproximación de las aeronaves a los mismos y para proporcionar ayuda a los pilotos en las tareas de aterrizaje. Por ese motivo, se han descrito también las técnicas utilizadas para estas tareas. Por un lado están los sistemas de control aéreo basados en radares primarios y secundarios. Ambos tipos de radares se utilizan para la misma función, que es detectar y monitorizar las aeronaves que se van aproximando al aeropuerto. La diferencia entre ambos radares es que el radar primario es un radar pasivo y el radar secundario es activo. La principal ventaja que ofrece un radar secundario, por su naturaleza de radar activo, es que soluciona los problemas observados en el caso del radar primario en cuanto a identificación de señales y necesidad de potencias de transmisión elevadas. No obstante, depende de que la aeronave esté equipada con un transpondedor y, por ese motivo, estos sistemas suelen operar conjuntamente.

En cuanto a los sistemas de ayuda al aterrizaje, estos se basan principalmente en los sistemas ILS y MLS. El sistema ILS consta de tres subsistemas: localizador, encargado de dar información de azimuth a la aeronave; *glide slope*, encargado de dar información de elevación, y los marcadores, encargados de informar sobre la distancia hasta la pista. El sistema MLS es una versión mejorada de ILS que nació con el objetivo de sustituirlo para poder satisfacer los requisitos impuestos por categorías de visibilidad más restrictivas. Concretamente, el

sistema consta de dos subsistemas, denominados antena azimutal y antena de elevación, que son versiones mejoradas del localizador y el *glide slope* de ILS, ofreciendo por tanto mayores precisiones. En la actualidad ambos sistemas coexisten en gran parte de los aeropuertos debido a que las precisiones que ofrece MLS no llegan a compensar el alto coste del equipamiento asociado y, por ese motivo, algunas compañías aéreas son reticentes a adoptar el sistema.

Finalmente, se han presentado los sistemas de radionavegación por satélite. Este tipo de sistemas se basan en la utilización de una constelación de satélites para enviar señales de radionavegación de forma continua. Los usuarios del sistema utilizan estas señales para estimar la distancia que lo separa de cada uno de los diferentes satélites y, junto a la información de la posición de cada uno de ellos, obtener su posición. Una de las ventajas que ofrece utilizar una constelación de satélites es el poder disponer de cobertura global. En este caso, se ha ofrecido una descripción general de los sistemas de radionavegación por satélite más conocidos, introduciendo además los conceptos básicos de los mismos, como la arquitectura utilizada, la cual se divide normalmente en tres segmentos (segmento espacial, segmento de control y segmento de usuario), y algunas nociones de mecánica orbital. En cuanto a sistemas de radionavegación por satélite con cobertura global implementados en la práctica y disponibles en la actualidad (o en fase de implementación), existen GPS, GLONASS y Galileo.

En cuanto a sistemas de cobertura regional, se han presentado varias soluciones: STARFIX (de carácter privado), QZSS (promovida por iniciativa privada con soporte del gobierno japonés) y Beidou (desarrollado por la República popular de China), siendo este último un sistema en fase de crecimiento con perspectivas de llegar a ser un sistema de cobertura global.

Ejercicios de autoevaluación

1. Indicad qué afirmación es correcta.

- a) El elipsoide de referencia es una figura geométrica que reproduce fielmente la forma de la Tierra.
- b) La forma de la Tierra es perfectamente esférica y su forma se representa con una esfera con radio igual al radio de la Tierra.
- c) El elipsoide de referencia es una figura geométrica que se utiliza para aproximar la forma de la Tierra.
- d) La forma de la Tierra es irregular y se usa una única forma elipsoidal, conocida como elipsoide de referencia, para representarla.

2. Indicad cuál de las siguientes aseveraciones es falsa.

- a) El sistema WGS-84 considerado el meridiano de Greenwich como meridiano de referencia.
- b) El sistema de coordenadas geográficas puede considerar diferentes elipsoides de referencia.
- c) El meridiano de referencia de la *International Earth Rotation Service* (IERS) se encuentra situado unos 100 metros al este del meridiano de Greenwich.
- d) Las coordenadas geográficas geocéntricas consideran el centro de la Tierra como referencia para determinar la latitud del blanco.

3. El sistema de proyección de Mercator...

- a) no revolucionó la cartografía debido a los errores observados en regiones lejanas al ecuador.
- b) se basa en un sistema de proyección donde una representación elipsoidal de la Tierra es proyectada en la superficie de un cilindro.
- c) se sigue utilizando en la actualidad en muchas aplicaciones de navegación.
- d) presenta grandes deformaciones en regiones próximas al ecuador.

4. Los radiofaros...

- a) son sistemas de radionavegación terrestre orientados a guiar a los barcos mediante el uso de faros.
- b) envían exclusivamente señales radio de naturaleza no direccional.
- c) se utilizan únicamente para determinar el azimut del blanco.
- d) se utilizaron de forma muy activa en el periodo entre las dos guerras mundiales.

5. Indicad qué afirmación es correcta.

- a) El receptor de un sistema NDB se basa en determinar cuál es el ángulo α que ofrece el máximo de amplitud recibida.
- b) En el sistema AFD, un operador hace girar la antena de cuadro hasta encontrar un mínimo de amplitud.
- c) El radiofaro NDB envía una señal a una frecuencia fija de forma direccional.
- d) Uno de los primeros sistemas de radiogoniometría utilizados era el conocido como sistema RFD.

6. El sistema VOR...

- a) dispone de un gran alcance.
- b) opera en la banda comprendida entre 200 y 1.750 KHz.
- c) el error al determinar el azimut está normalmente acotado entre 1° y 5° .
- d) se envían señales omnidireccionales.

7. Indicad cuál de las siguientes aseveraciones es falsa.

- a) El sistema DME se suele utilizar con el sistema VOR formando el estándar ICAO $\rho - \theta$
- b) La cobertura de DME es de unos 370 km, reduciéndose a unos 200 km en el caso de aeronaves volando con alturas entre los 3.000 y 6.000 km.
- c) La potencia de transmisión de un radiofaro DME está en torno a los 50-100 W.
- d) El sistema de DME se basa en un protocolo de interrogaciones y respuestas, donde la aeronave realiza lo primero y el radiofaro lo segundo.

8. Indicad qué afirmación es correcta.

- a) El sistema TACAN es un sistema de radionavegación de uso militar que se basa en DME para determinar la distancia a la que se encuentra el blanco y en VOR para estimar su azimut.
- b) Usuarios civiles pueden utilizar la funcionalidad DME de TACAN para obtener la distancia.
- c) El principio de funcionamiento de TACAN para obtener el azimut de la aeronave es similar al utilizado con radiofaros NDB.
- d) TACAN requiere el uso de antenas más grandes que las utilizadas en radiofaros VOR debido al uso de una banda de frecuencia mayor.

9. El sistema DECCA...

- a) es un sistema hiperbólico de muy reducido alcance.
- b) utiliza estaciones de referencia con antenas de gran altura.
- c) está formado por cadenas de tres estaciones terrestres.
- d) resuelve la ambigüedad del sistema con un equipo en el receptor denominado decómetro y, por tanto, no requiere el uso de carta de navegación.

10. Indicad qué afirmación es correcta.

- a) El sistema LORAN-C combina medidas de tiempo de propagación con medidas de fase para mejorar la precisión del sistema.
- b) El sistema LORAN-C utiliza potencias de pico menores que las utilizadas en LORAN-A para mejorar la eficiencia energética de las estaciones.
- c) Los errores de precisión del sistema LORAN-C son del orden de los 7 metros gracias a las mejoras técnicas introducidas.
- d) El sistema utiliza cadenas de estaciones formadas por 4 estaciones, 1 maestra y 3 esclavas.

11. Indicad cuál de las siguientes aseveraciones es falsa.

- a) El sistema OMEGA utilizaba relojes de cesio para sincronizar las estaciones de referencia.
- b) El receptor del sistema OMEGA combina medidas diferenciadas por multiplexación temporal a diferencia del DECCA que se basa en multiplexación frecuencial.
- c) El sistema OMEGA sigue siendo un sistema de referencia al disponer de cobertura global y utilizar únicamente 8 estaciones distribuidas por la superficie terrestre.
- d) El sistema OMEGA trabaja en la banda VLF para poder ofrecer una gran cobertura.

12. Los radares secundarios de vigilancia...

- a) son actualmente la única solución de control de aproximación en aeropuertos debido a las ventajas que introducen por su naturaleza de radar activo.
- b) se utilizan únicamente para aplicaciones militares.
- c) basan su principio de funcionamiento en un protocolo de interrogaciones y respuestas, donde la aeronave realiza lo primero y el radar del aeropuerto realiza lo segundo.
- d) soluciona los problemas observados en el caso del radar primario en cuanto a identificación de aeronaves y necesidad de potencias de transmisión elevadas.

13. Indicad cuál de las siguientes aseveraciones es correcta.

- a) El sistema ILS nació con el objetivo de sustituir a MLS para poder satisfacer los requisitos impuestos por categorías de visibilidad más restrictivas.
- b) El sistema MLS consta de tres subsistemas: localizador, glide slope y los marcadores.
- c) El sistema ILS ofrece precisiones en elevación entre 0,1 y 0,2°.
- d) El sistema MLS opera en la banda de las microondas y actualmente se utiliza la versión del sistema conocida con el nombre de Doppler MLS.

14. Los sistemas de radionavegación por satélite...

- a) presentan normalmente una arquitectura que se dividen en cuatro segmentos.
- b) permiten ofrecer un sistema de cobertura global.
- c) se empezaron a utilizar durante la Segunda Guerra Mundial.
- d) normalmente se basan en un principio de funcionamiento donde cada satélite se encarga de calcular la estimación de distancia entre el usuario del sistema y el propio satélite.

15. Indicad cuál de las siguientes aseveraciones sobre los parámetros orbitales es falsa.

- a) La excentricidad de la órbita define la forma de la órbita.
- b) La inclinación del plano de órbita se define como el ángulo entre el plano de la órbita y el plano del ecuador.
- c) El argumento del perigeo es el ángulo, medido en el plano del ecuador, existente entre el meridiano de Greenwich y el punto donde corta la órbita con el plano del ecuador.

d) El semieje mayor de la órbita determina el tamaño de la órbita.

16. El sistema Beidou...

- a)** es un sistema de radionavegación por satélite de cobertura regional desarrollado por la antigua Unión Soviética.
- b)** previsiblemente dispondrá en el 2020 de 24 satélites para poder ofrecer cobertura global y el nombre del mismo pasará a ser COMPASS.
- c)** evolucionará al sistema COMPASS para ofrecer cobertura global y combinará el uso de satélites geoestacionarios con satélites MEO.
- d)** lanzó su primer satélite en el año 1994.

Solucionario

Ejercicios de autoevaluación

1. c
2. a
3. c
4. d
5. d
6. c
7. b
8. b
9. b
10. a
11. c
12. d
13. c
14. b
15. c
16. c

Abreviaturas

ADF Automatic Directional Finding

DME Distance Measurement Equipment

GLONASS Global Orbital NAVigation Satellite System

GPS Global Positioning System

GRI Group Repetition Interval

ICAO International Civil Aviation Organization

IERS International Earth Rotation Service

ILS Instrument Landing System

MEO Medium Earth Orbit

MLS Microwave Landing System

NDB Non-Directional Beacon

OTAN Organización del Tratado del Atlántico Norte

POC Payload Operations Center

QZSS Quasi-Zenith Satellite System

RDF Radio Directional Finding

TACAN TACTical Air Navigation

TM Modo Transversal Magnético

TRSB Time Reference Scanning-Beam

UTM Universal Transversal of Mercator

VLF Very Low Frequency

VOR VHF Omnidirectional Range

WGS-84 World Geodetic System

Bibliografía

Corbasí, A. (1998). *Sistemas de navegación. Desde el compás magnético a la navegación por satélite*. McGraw Hill.

Forssell, B. (2008). *Radionavigation Systems*. Artech House.

Jaime, R. (1995). *Radionavegació*. Edicions UPC.

Kaplan, E. D.; Hegarty, C. J. (2006). *Understanding GPS Principles and Applications*. Artech House.