



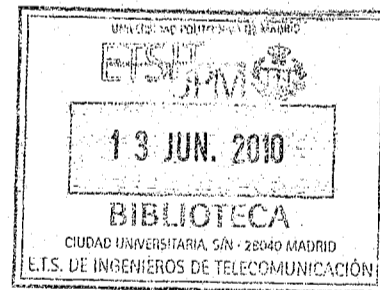
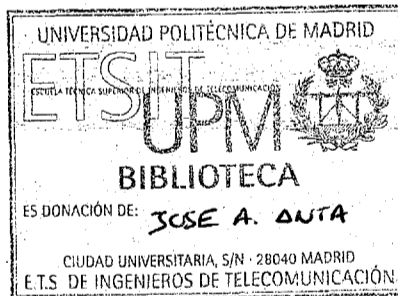
UNIVERSIDAD POLITECNICA DE MADRID

ESCUELA TECNICA SUPERIOR DE INGENIEROS DE TELECOMUNICACION

SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (M.L.S.)  
NAVEGACION POR SATELITE

Autor: Félix Pérez Martínez  
Dpto. de Radiodeterminación

SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (M.L.S.)  
NAVEGACION POR SATELITE



Autor: Félix Pérez Martínez  
Dpto. de Radiodeterminación

SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS  
(M.L.S.)  
(Microwave Landing System)

## INDICE

- I. INTRODUCCION: LIMITACIONES DEL SISTEMA ILS
  - II. SISTEMAS MLS
    - II.1. Sistema DMLS (Doppler-MLS)
    - II.2. MLS calculado en tierra
    - II.3. MLS de haces exploradores
  - III. SISTEMA TRSB (Time Reference Scanning Beam)
    - III.1. Principio de funcionamiento
    - III.2. Trama TDM
  - IV. ERRORES DEL SISTEMA. PRECISION
  - V. EQUIPO MEDIDOR DE DISTANCIAS DE PRECISION (DME/P)
  - VI. FUTURO DEL SISTEMA MLS
- BIBLIOGRAFIA

## I. INTRODUCCION: LIMITACIONES DEL SISTEMA I.L.S.

El sistema ILS (Instrumental Landing System), adoptado por la OACI en 1949 como sistema de aterrizaje y aproximación, se ha desarrollado ampliamente estimándose en 70.000 el número de receptores instalados en 1983. Sin embargo, presenta dos serios inconvenientes:

- 1) Sus frecuencias de trabajo -VHF y UHF- le hacen muy sensible a las reflexiones del entorno y se producen errores que lo hacen casi impracticable en aeropuertos situados en lugares montañosos.
- 2) Sólo permite realizar el descenso según una trayectoria rectilínea de pendiente fija  $-2,5^\circ$  aproximadamente- y obliga a que aeronaves de características muy dispares realicen la maniobra de la misma forma.

Para superar estas limitaciones, en 1967, la Comisión Técnica Aeronáutica de EEUU (RTCA) creó el Comité Especial SC117 con el objetivo de definir un nuevo sistema universal de aproximación y aterrizaje.

En 1972 se llegó al concepto MLS, escogiéndose como frecuencia de trabajo 5 GHz ( $\lambda=6$  cm). La elección de la banda C se justificaba porque a estas frecuencias es posible obtener haces muy finos con tamaños de antenas no muy elevados (se necesitan aperturas entre 50 y 150 longitudes de onda). Además, la propagación no se ve afectada por los hidrometeoros como ocurre en banda X y superiores.

En la Tabla I se muestra la cobertura especificada para el MSL y se compara con las de ILS. El hecho de que las guías azimutal y de elevación sean proporcionales en amplios márgenes permitirá la aproximación según varias trayectorias que podrán ser, incluso, curvilíneas.

El gran inconveniente del nuevo sistema es la necesidad de sustituir todos los receptores instalados en las aeronaves.

	MLS	ILS
Guía Azimutal	Proporcional en un sector de $\pm 40^\circ$ (hasta 20 millas n)	Camino único de aproximación con guía proporcional en un sector de $\pm 4^\circ$
Guía de elevación	Proporcional de 1 a $15^\circ$ (hasta 20 millas n)	Camino único de aproximación con guía proporcional en $\pm 0,3^\circ$
Medida de distancia.	Precisión entre $\pm 10$ metros hasta 10 millas	Radiofaro de marca <u>ción</u> situándose ahora algunos DME al lado de los ILS
Guía de despegue o de azimut para aterrizaje fallido.	Proporcional en $\pm 20^\circ$ (hasta 5 millas n)	No prevista
Guía de descenso	Disponibile a partir de la elevación de precisión 2 y DME	Disponibile a partir de altímetros
Transmisión de datos	Amplia (de identidad, de estado atmosférico en la pista, etc.)	No prevista

TABLA I. Comparación de los sistemas MLS e ILS. ("Comunicaciones Eléctricas" n° 50/4-1975).

La OACI convocó un concurso internacional solicitando posibles sistemas al que respondieron numerosos fabricantes de cinco países. Finalmente, tras diversas peripecias no exentas de presiones de carácter político, en Abril de 1978 la OACI adoptó el sistema de haces exploradores denominado TRSB (Time Reference Scanning Beam) propuesto por Australia y patrocinado por EEUU.

## II. SISTEMAS MLS.

En este apartado analizaremos brevemente algunas de las técnicas consideradas por la OACI. Básicamente todas ellas pueden clasificarse en tres grandes grupos:

- Sistemas basados en el efecto Doppler.
- MLS calculado en tierra.
- MLS de haces exploradores.

### II.1. Sistema DMLS (Doppler-MLS)

La información de azimut y elevación se obtiene en el receptor a partir de la frecuencia recibida de manera similar a cómo se hace en el VOR-Doppler o en el radiogoniómetro del mismo nombre. Efectivamente, considérese una antena emitiendo una señal sinusoidal de frecuencia  $f$  y moviéndose con velocidad uniforme según una recta perpendicular al eje de la pista (figura 1-a). La señal recibida por un receptor fijo situado según un radial de azimut  $\theta$ , en un instante  $t$  en que la antena está situada en el punto A', viene dada por la expresión

$$u = \text{sen}\left(\omega t - \frac{2\pi x}{\lambda} + \phi_0\right) = \text{sen}\left(\omega t - \frac{2\pi}{\lambda} V t \text{sen}\theta + \phi_0\right) \quad (1)$$

donde:  $V$ =velocidad de la antena ( $V \ll C$ =velocidad de propagación de la señal).

$\omega, \lambda$ =pulsación y longitud de onda de la señal transmitida.

$\phi_0$ =fase de la señal en el receptor cuando la antena está situada en el punto A.

La frecuencia instantánea de esta señal es

$$f_i = \frac{1}{2\pi} \frac{d\phi}{dt} = \frac{\omega}{2\pi} - \frac{V}{\lambda} \text{sen}\theta$$

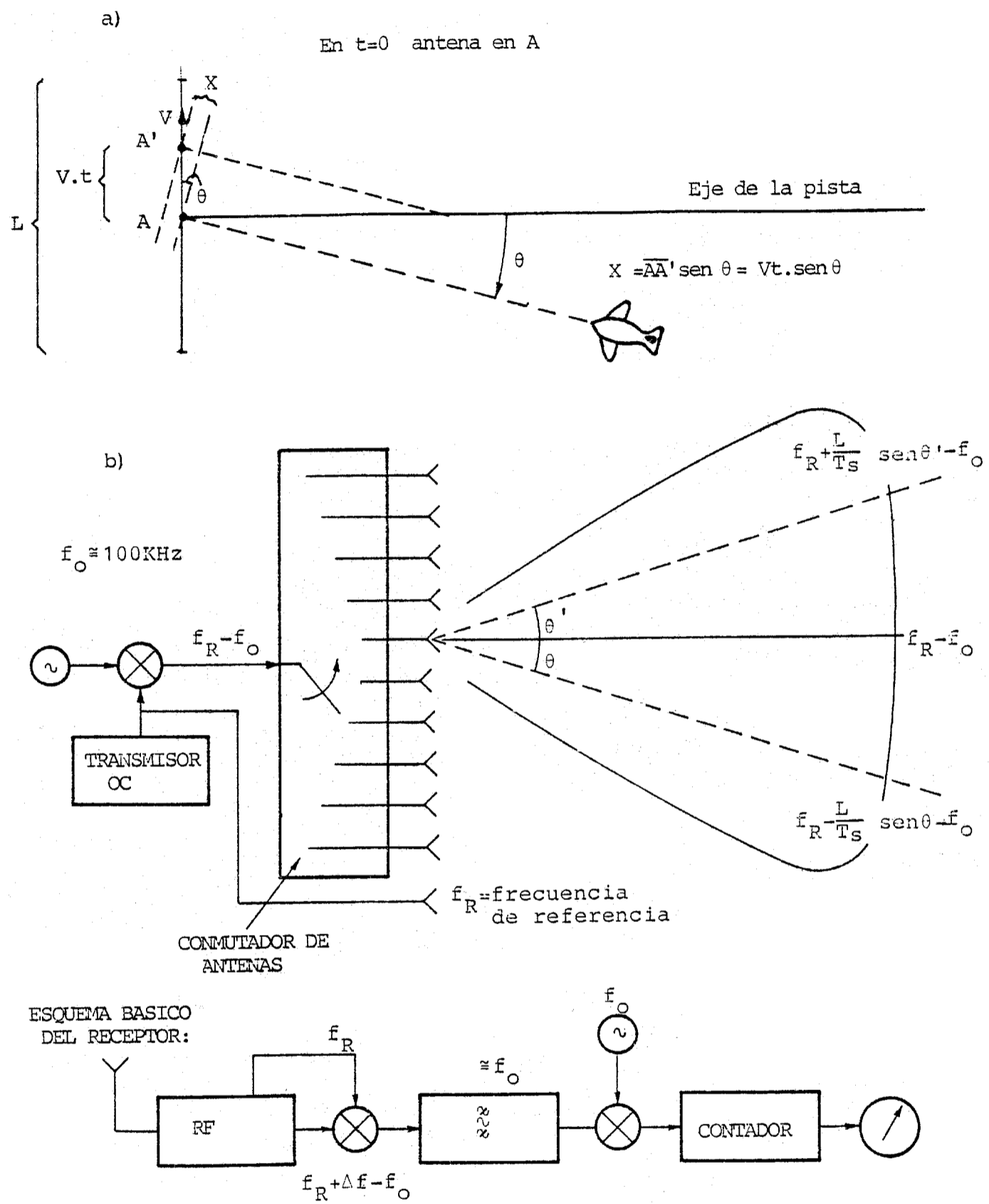


Figura 1. Sistema Doppler-MLS

Obteniéndose un desplazamiento doppler:

$$\Delta f = \mp \left| \frac{V}{\lambda} \operatorname{sen} \theta \right| = \mp \left| \frac{L}{T_s} \operatorname{sen} \theta \right| \quad (2)$$

L=apertura del sistema de antenas en longitudes de onda

$T_s$ =tiempo de barrido.

En el receptor se mide este desplazamiento y se calcula  $\theta$ , así mismo su signo permite determinar el lado de la pista donde está situado el receptor.

En la práctica, el movimiento de la antena se sustituye por un conjunto lineal de antenas equiespaciadas que se conmutan secuencialmente (figura 1-b). Además, para eliminar las derivas a corto plazo del transmisor y el desplazamiento doppler producido por el movimiento de la aeronave, se necesita transmitir otra señal de referencia con la que se mide el desplazamiento doppler dependiente de  $\theta$ . Dicha señal se desplaza  $f_0 \approx 100$  KHz respecto de la transmitida por el sistema de antenas para permitir una recepción superheterodina.

#### Inmunidad ante reflexiones en el suelo.

De la misma manera que un conjunto de antenas situado horizontalmente sirve de localizador, otro vertical puede proporcionar una pendiente de descenso. En este segundo caso, la situación es más complicada por la presencia del suelo. En el ILS el terreno se utiliza como parte de la estructura radiante, sin embargo, ello hace que el sistema sea dependiente de las condiciones del lugar y de la humedad del suelo. Por el contrario, en el DMLS las señales reflejadas sobre el terreno se eliminan, pues tal como se muestra en la figura 2, la antena imagen genera un desplazamiento doppler de signo contrario y se puede eliminar fácilmente en recepción mediante un filtro.

En 1972 la Compañía inglesa Standard Telecommunication Laboratories (ITT) construyó un sistema completo que incluía dos sistemas azimutales -hacia adelante y hacia atrás- y un sistema de elevación con aperturas de 120 y 90 longitudes de onda respectivamente y potencias transmitidas entre 1 y 10 watio. El sistema fue instalado en el aeropuerto de Bedford obteniendo excelentes resultados.

## II.2. MLS calculado en tierra

En este caso los ángulos de azimut y elevación son determinados por estaciones terrenas a partir de una señal emitida por la aeronave y, posteriormente, los datos son transmitidos hacia la misma (figura 3). Dos fueron los sistemas propuestos que se encuadran en este grupo:

- El sistema DLS (DME Landing System) propuesto por Standard Elektrik Lorenz (ITT) de Alemania.

- El sistema MLS francés desarrollado por THOMSON-CSF.

El DLS, tal como indica su nombre, utiliza los canales del DME. La configuración del sistema se presenta en la figura 4. Las interrogaciones del DME (pares de impulsos) emitidos por la aeronave se reciben en dos estaciones: la primera, situada en el extremo de la pista y denominada DLS-A, comprende el respondedor DME y está equipada con un interferómetro que mide el ángulo de incidencia azimutal con un error inferior a  $0'10$ ; la otra, colocada al lado de la pista y cerca del punto de aterrizaje, consiste en un interferómetro vertical que suministra el ángulo de elevación con la misma precisión.

A la respuesta del DME a cada interrogación se le añaden dos parejas de impulsos cuya posición respecto a la respuesta DME contiene la información de ángulos

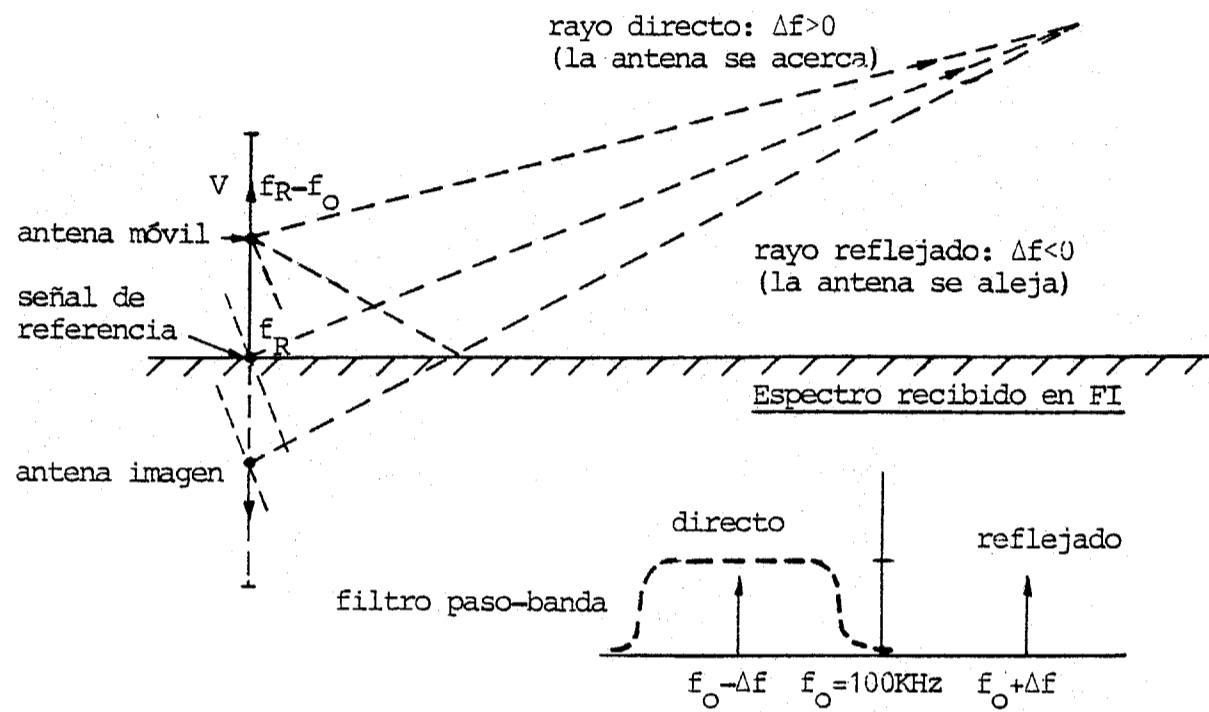


Figura 2. Rechazo de las reflexiones sobre el suelo

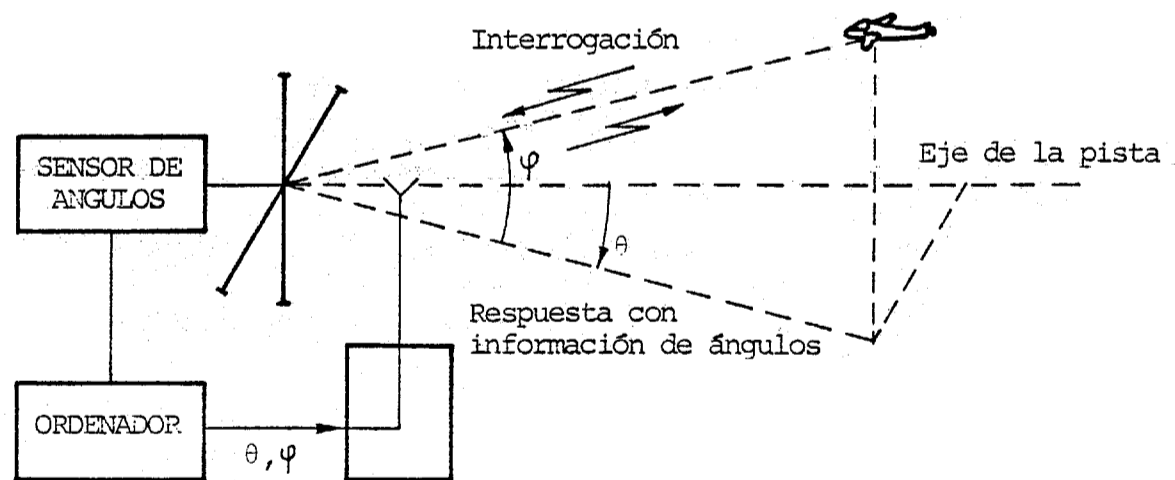


Figura 3. MLS calculado en tierra

(figura 4). La aeronave extrae las respuestas propias de las correspondientes a otras aeronaves por medio del sistema de seguimiento y búsqueda del DME.

El sistema MLS desarrollado en Francia es conceptualmente idéntico al DLS y utiliza también la banda L para transmitir los datos. Sin embargo, los ángulos se miden -también con dos interferómetros- a partir de una señal de 5GHz transmitida por la aeronave y se obtiene mayor precisión.

Ambos sistemas fueron rechazados por la OACI que prefirió aquellos en que se realizaba la determinación de los ángulos en la propia aeronave, pero son técnicas que tienen gran importancia en el campo militar.

### II.3. MLS de haces exploradores

En estos sistemas un lóbulo principal muy estrecho barre de un extremo a otro la zona de cobertura con un movimiento uniforme. Inicialmente, el haz iba codificado en frecuencia, es decir, la frecuencia transmitida dependía del ángulo de apuntamiento del haz de tal modo que el receptor de la aeronave cuando era iluminado por el haz "decodificaba" la frecuencia y obtenía el ángulo de su posición. La exploración se puede conseguir mecánicamente o electrónicamente tal como se indica en la figura 5.

Posteriormente el sistema evolucionó hacia una codificación temporal en la que el ángulo se determina a partir del tiempo transcurrido entre dos pasos consecutivos del haz por la aeronave. En el apartado siguiente explicaremos detenidamente el funcionamiento de este sistema que fue el definitivamente adoptado por la OACI.

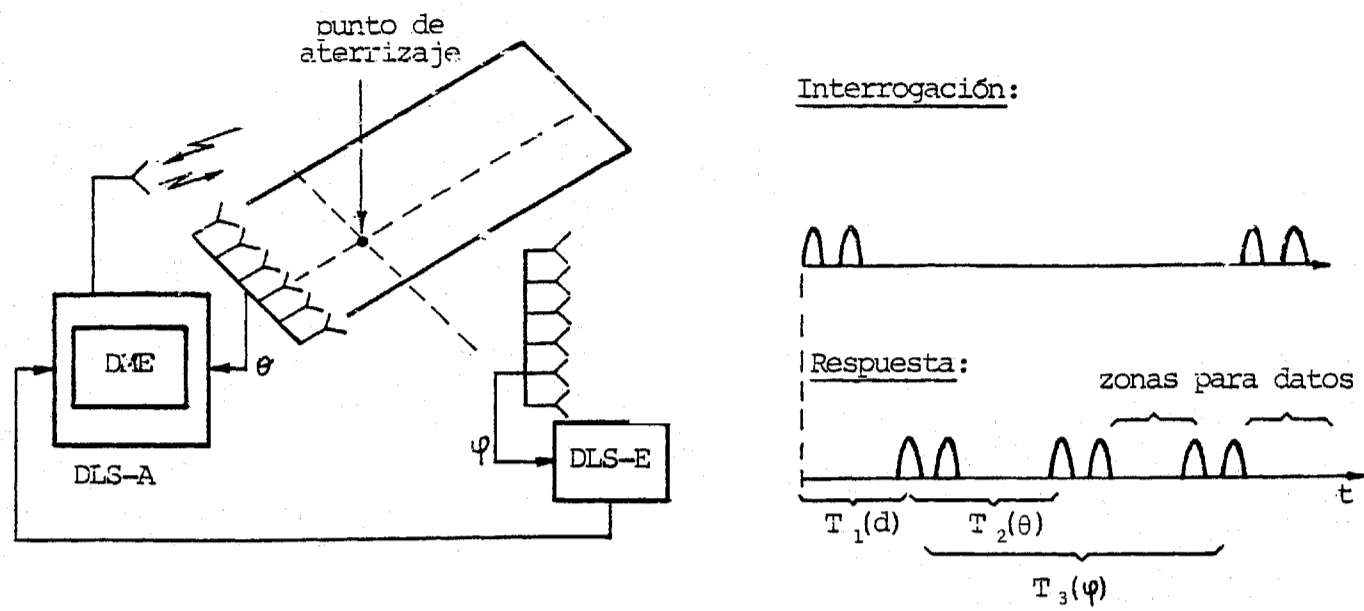


Figura 4. Sistema DLS

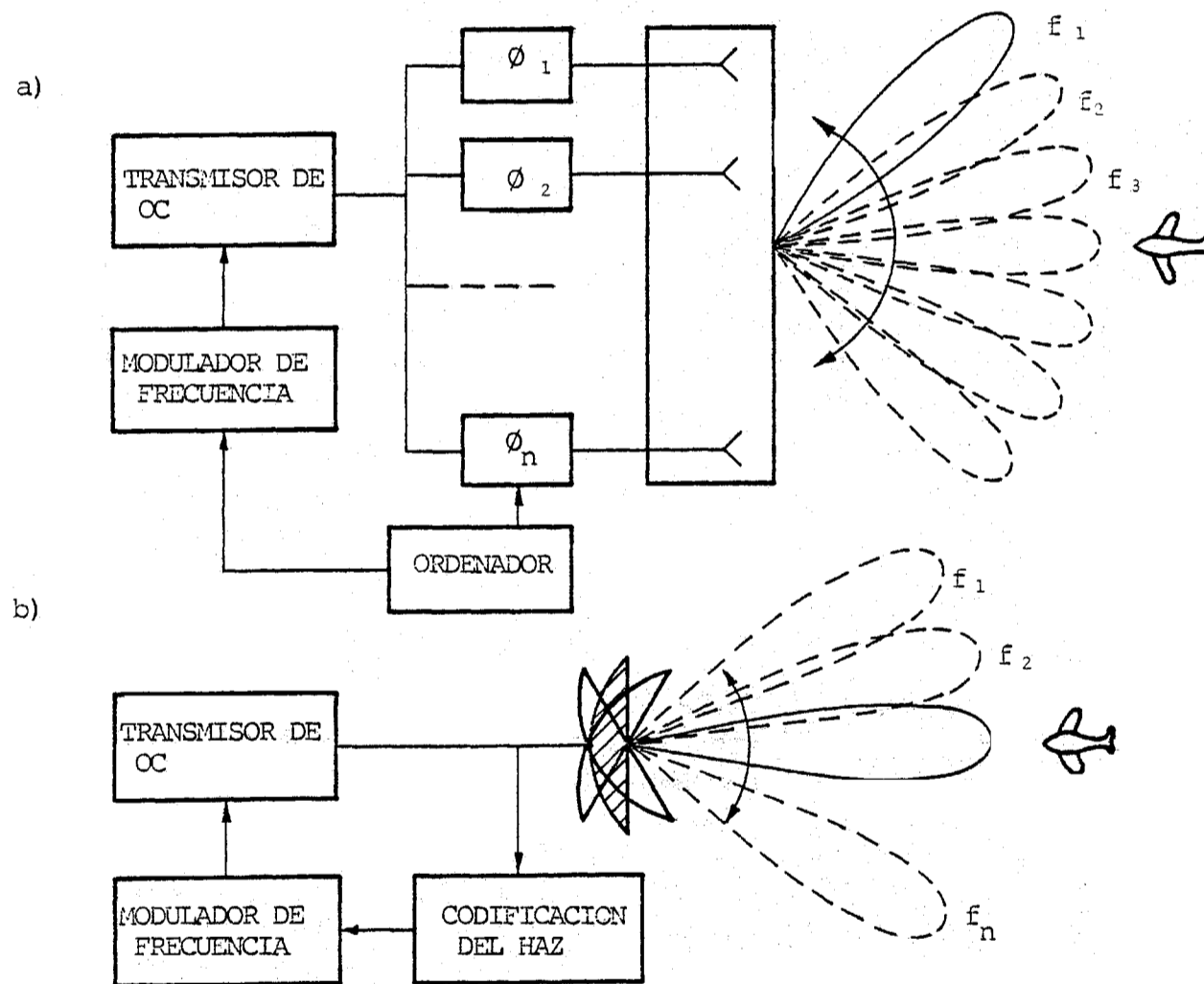


Figura 5. MLS de haces exploradores codificado en frecuencia  
 a) Exploración electrónica, b) Exploración mecánica

### III. SISTEMA TRSB (Time Reference Scanning Beam)

El sistema completo comprende cuatro radiofaros y una estación central que emiten a la misma frecuencia en tiempo compartido.

Los dos radiofaros principales -de guía en azimut y en elevación respectivamente- están situados exactamente igual que el localizador y la senda de planeo del ILS. A estos radiofaros se les añaden otros dos, uno de azimut, situado delante de la entrada a pista, que sirve para determinar el azimut posterior y se utiliza para despegar o en aterrizajes fallidos. El otro, denominado de elevación/enderozamiento, sirve para realizar esta maniobra cuando la aeronave está ya próxima a la pista. La disposición aproximada de todos ellos se presenta en la figura 6.

La estación central se encarga de sincronizar a los radiofaros y transmite todas las señales de identificación y los datos básicos y auxiliares. Al punto del eje de la pista enfrenteado con el radiofaro principal de elevación se le denomina punto de referencia MLS.

#### III.1. Principio de funcionamiento

Para estudiar el procedimiento de medida de los ángulos de aproximación consideremos el caso del radiofaro de guía en azimut. Tal como se muestra en la figura 7, una antena con un haz muy estrecho en el plano horizontal barre electrónicamente el área de cobertura de  $-\theta_m$  a  $\theta_m$  y de  $\theta_m$  a  $-\theta_m$  con una velocidad angular constante de  $V$  ( $^\circ/\text{seg}$ ).

Si el avión está situado en la dirección del eje de la pista, el intervalo de tiempo entre dos pasadas del haz sobre la aeronave es  $T_0$ , pero si este está desplazado un ángulo  $\theta$ , el tiempo transcurrido será:

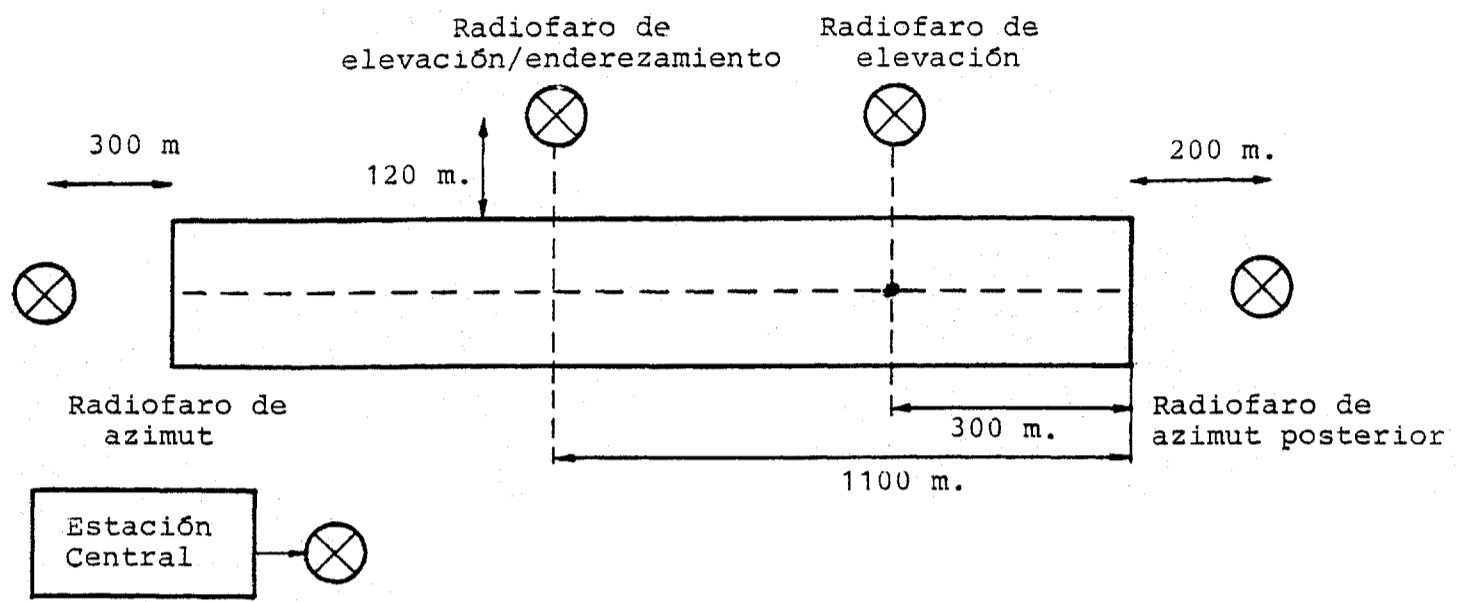


Figura 6. Configuración del sistema MLS-TRSB

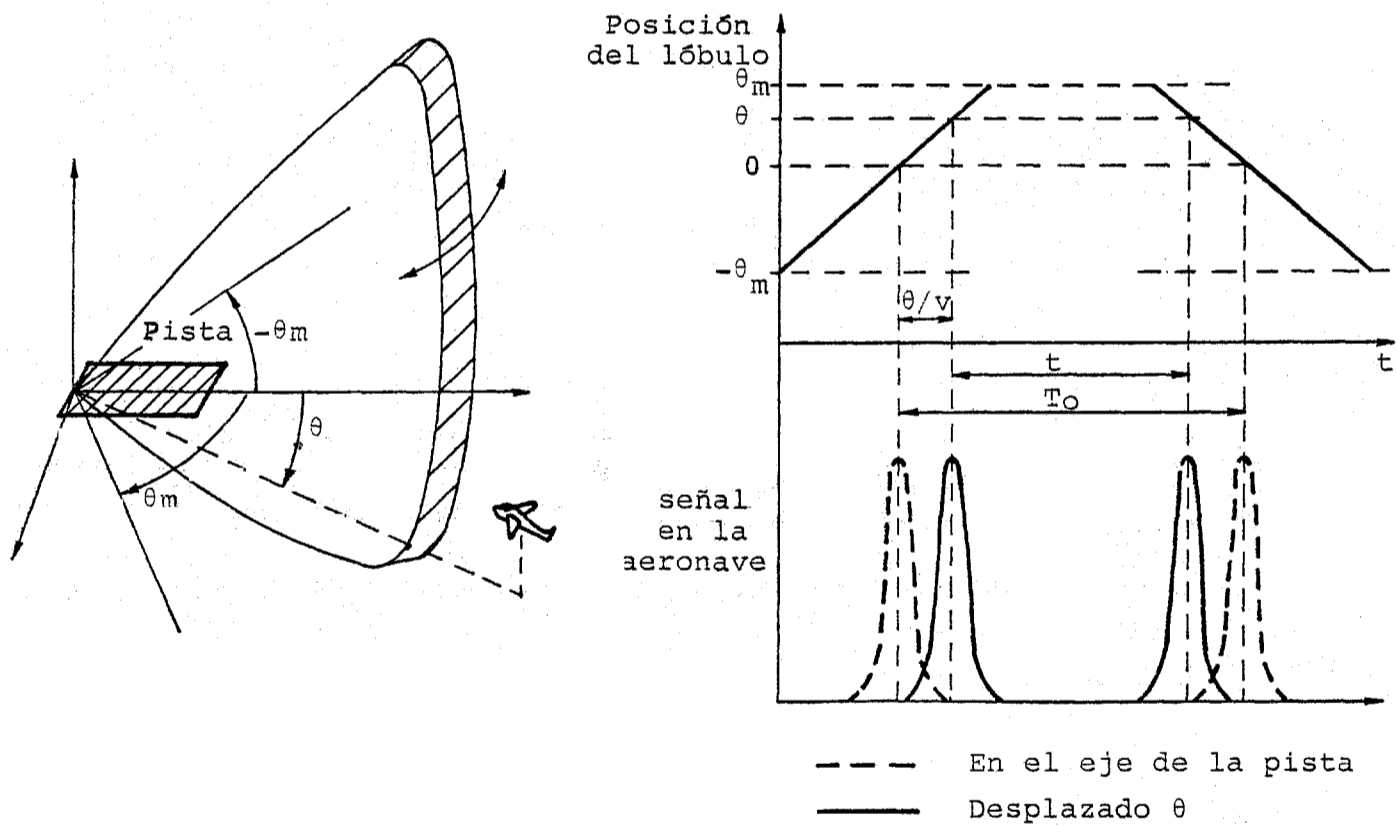


Figura 7. Principio de funcionamiento

$$t = T_0 - \frac{2\theta}{V} \quad (3)$$

de donde:

$$\theta = (T_0 - t) \frac{V}{2} \quad (4)$$

(V = velocidad de exploración en grados/segundo)

conocidas V y T<sub>0</sub> es inmediato determinar θ.

### III.2. Trama TDM

Los cuatro radiofaros y la estación central trabajan a la misma frecuencia en tiempo compartido: TDM (Time Division Multiplex). En concreto se han establecido 200 canales separados 300 KHz en el margen de 5031 a 5090.7 MHz. Cada pista tiene asignado un canal que la identifica.

El formato TDM comprende ventanas de tiempo precedidas de un preámbulo que indica la función que le sigue. La información se transmite codificada por modulación diferencial de fase (DPSK). En la figura 8 se representa un ejemplo de la trama TDM que recibiría el avión. El primer preámbulo (transmitido por la estación central) le indica al avión que la señal que recibirá a continuación corresponde al radiofaro de elevación. Una vez medido el intervalo entre dos pasos consecutivos del haz, el siguiente preámbulo le indica que a continuación barrerá el radiofaro de azimut, y así sucesivamente. Cuando el preámbulo corresponde a un dato, ningún radiofaro emite y es la estación central la que envía la información.

Las distintas funciones son emitidas de forma pseudoaleatoria para prevenir interferencias coherentes.

Además, no todas las funciones aparecen con la misma frecuencia de recurrencia en la trama. En la tabla se indican estas frecuencias, así como los máximos sectores que cubren,  $T_0$  y la velocidad de barrido. (las coberturas mínimas especificadas por la OACI se presentan en la figura 9).

TABLA II. (P. Fombonne. Radionavegation)

<u>Función</u>	<u>Frecuencia</u>	<u>Cobertura</u>	<u><math>T_0</math> (<math>\mu</math>s)</u>	<u><math>V</math> (<math>^\circ/\mu</math>s)</u>
- Azimut de aproximación	13 Hz	-62 a 62 $^\circ$	13000	0'020
- Azimut de aproximación en régimen alto	39 Hz	-42 a 42 $^\circ$	9000	0'020
- Azimut posterior	6'5Hz	-42 a 42 $^\circ$	9000	0'020
- Elevación de aproximación	39 Hz	-1'5 a 29'5 $^\circ$	3500	0'020
- Elevación/ enderezamiento	39 Hz	-2 a 10 $^\circ$	3200	0'010
- Datos básicos	—	—	—	—
- Datos auxiliares	—	—	—	—

Los datos básicos dan información sobre el estado de la estación, sus características (anchura de los haces de la antena, cobertura, posición del punto de referencia MLS...), alarmas, etc., e incluirán en el futuro un sistema DME codificado en fase (DME/P) de mucha mayor precisión que el actual. Estos datos aparecen en la trama TDM varias veces por segundo o cada 10 segundos según su importancia.

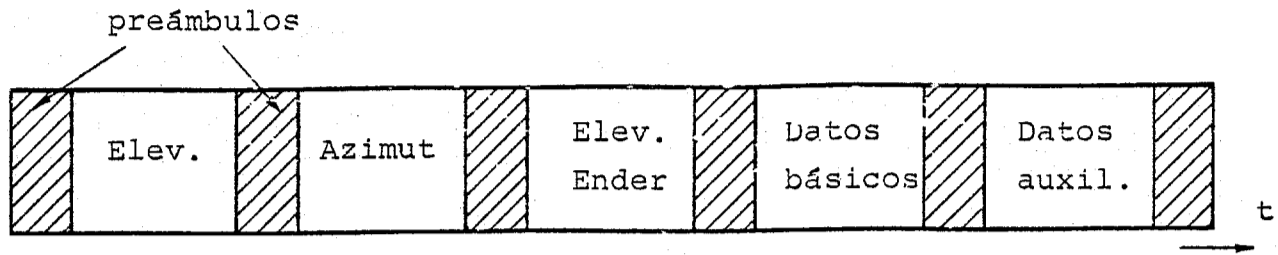


Figura 8. Trama TDM

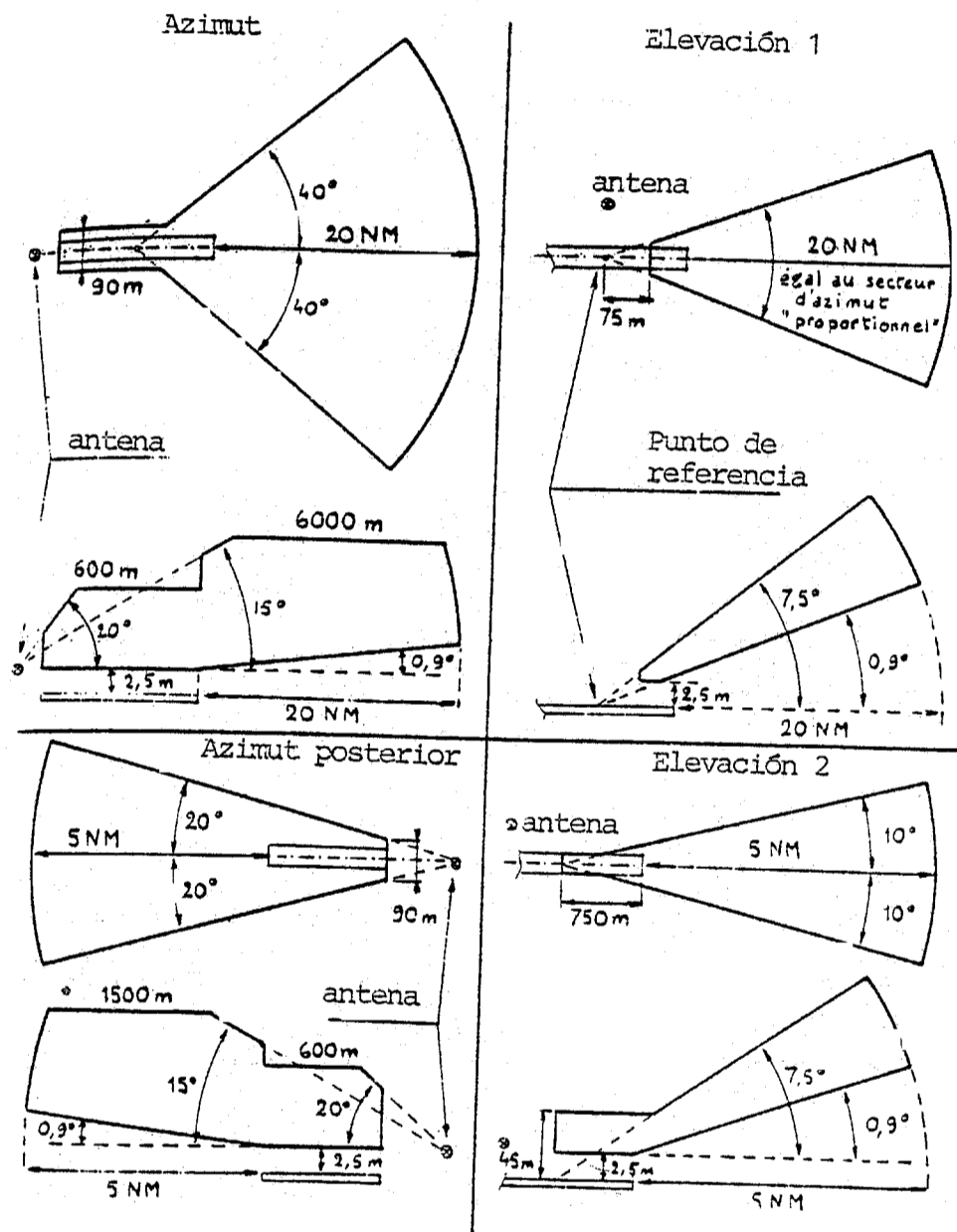


Figura 9. Sectores mínimos cubiertos por los 4 radioforos de un Sistema MLS (TRSB). (P. Fombonne. Radionavigation).

En los datos auxiliares se puede introducir todo tipo de información: condiciones meteorológicas, mensajes al piloto, etc.

#### IV. ERRORES DEL SISTEMA. PRECISION

Los principales errores tienen dos orígenes claramente diferenciados: las imperfecciones en el barrido del haz y la propagación por trayectos múltiples:

- Para que el sistema funcione correctamente es necesario que los diagramas de las antenas sean simétricos en todas las zonas de cobertura y que sus velocidades de barrido permanezcan constantes. Sin embargo, las actuales antenas de exploración electrónica son controladas numéricamente produciendo pequeños desplazamientos discretos del haz. Afortunadamente, los errores producidos por la no continuidad del movimiento del haz pueden ser controlados pero convierten al conjunto radiante en la parte más crítica del sistema.

- La propagación por caminos múltiples producida por objetos reflectantes situados en el emplazamiento del radiofaro es la causa más importante de error. Se pueden identificar dos fuentes independientes de interferencia. En primer lugar, la señal directa puede estar contaminada por reflexiones del haz principal en obstáculos que se presentan en el receptor en tiempos totalmente diferentes y son eliminados, con relativa facilidad, mediante compuertas de tiempo (figura 10). Una segunda fuente de contaminación son las reflexiones producidas por lóbulos laterales que coinciden en el tiempo con la señal directa del haz principal. En este caso la única forma de atenuar el error es disminuir el nivel de lóbulos secundarios de las antenas.

La precisión obtenida en prototipos experimentales

tales del sistema TRSB es del orden de centésimas de grado, sin embargo la propagación por trayectos múltiples degenera mucho estos valores. A modo de ejemplo, en la tabla III se presentan los límites especificados para un punto sobre la pista a 15 m. de altura.

TABLA III

---

	Guía azimutal	Guía de elevación
- Error en el seguimiento de la trayectoria (PFE):	6m.	0'6m.
- Ruido en el seguimiento de la trayectoria (PFN):	3'5m.	0'4m.
- Ruido en el control del movimiento (CMN):	3'2m.	0'3m.

---

PFE: error medio entre la posición indicada por el receptor y la posición real.

PFN: error cuadrático medio entre la posición indicada y la real sin considerar el PFE.

CMN: error cuadrático medio producido por los comandos de la aeronave.

(El significado de estas magnitudes se representa en la figura 11)

---

#### V. EQUIPO MEDIDOR DE DISTANCIAS DE PRECISION (DME/P)

Inicialmente al sistema MLS se le asoció un equipo medidor de distancias similar al convencional pero trabajando en banda C con impulsos de tan solo 0'1µs de

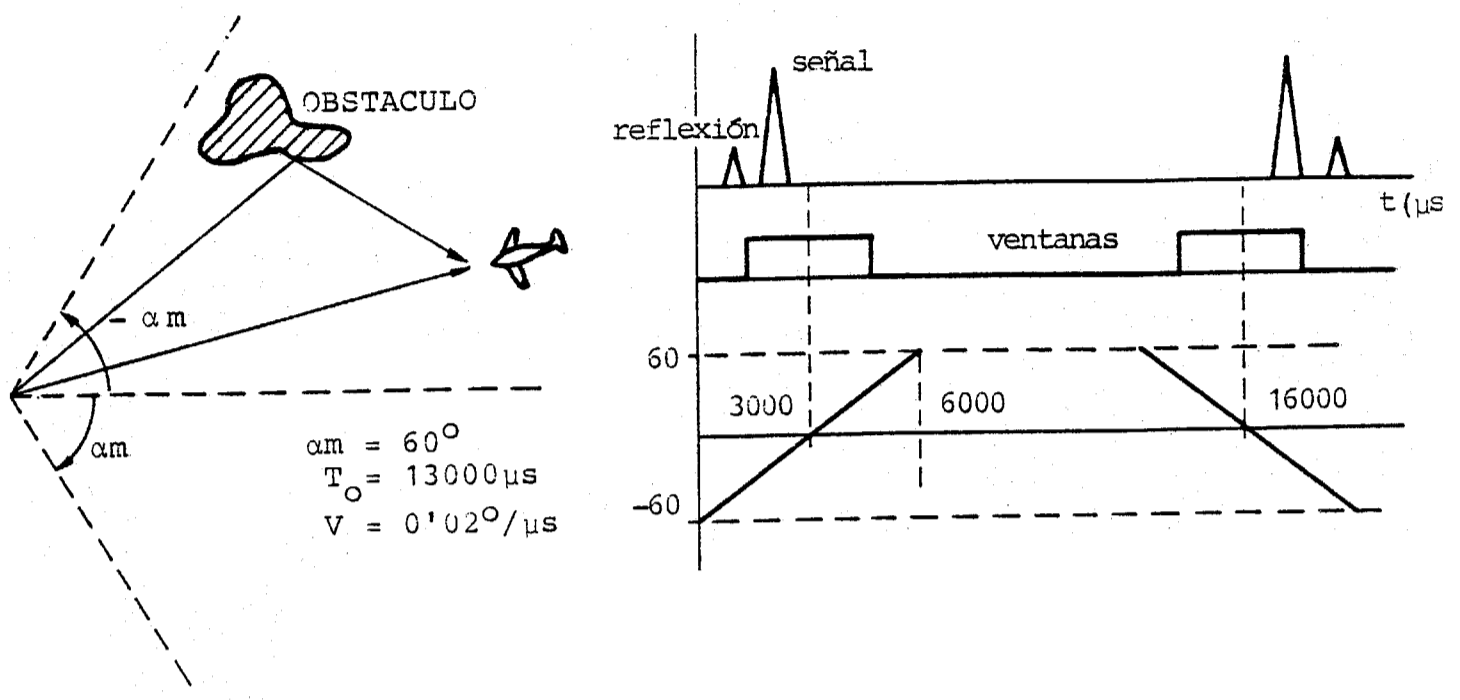


Figura 10. Inmunidad ante reflexiones

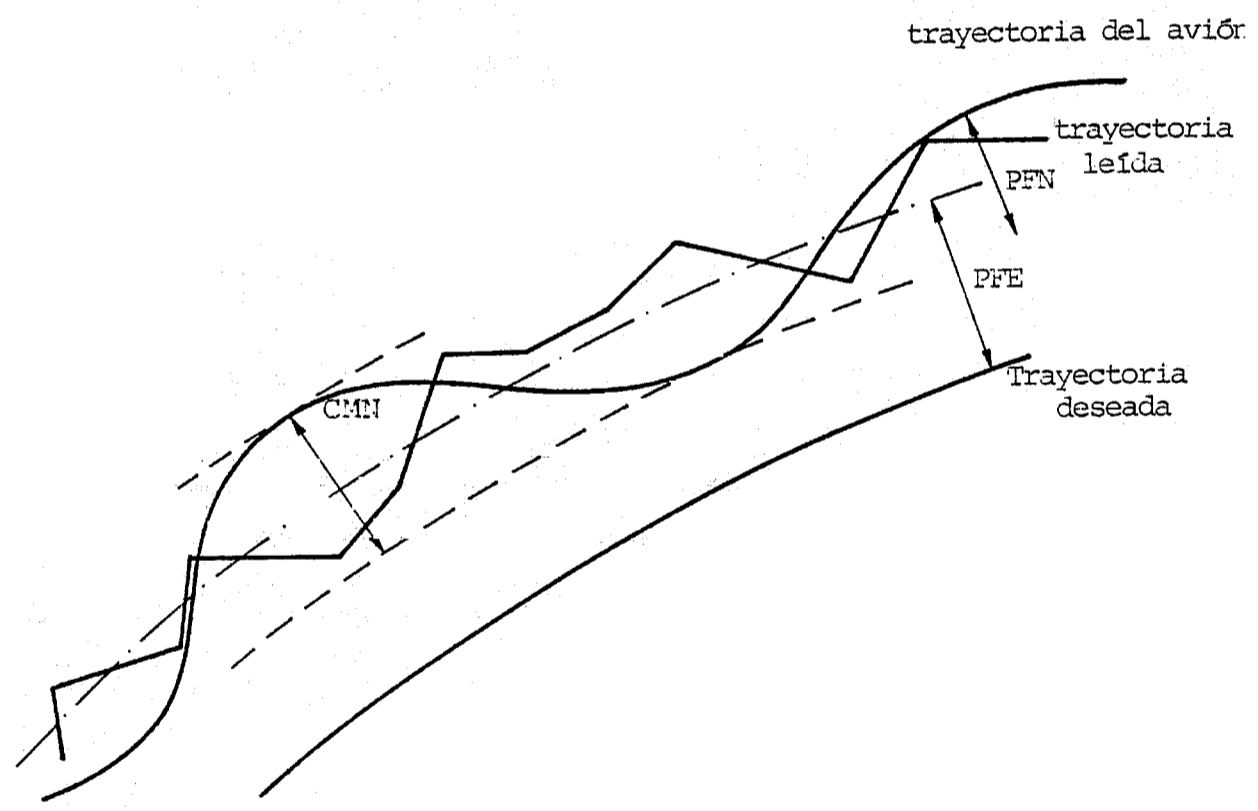


Figura 11. Errores en el seguimiento de la trayectoria

tiempo de subida. De esta forma se conseguían precisiones del orden de  $\pm 6m$ . a cambio de un sensible aumento de la anchura de banda de cada uno de los 200 canales especificados, lo que en banda C no presentaba ningún problema. (Recuérdese que el DME convencional trabaja con impulsos de  $2'5\mu s$  de tiempo de subida y anchuras de banda de sólo 1MHz en cada canal). Sin embargo, muy pronto quedó claro que se trataba de un dispositivo relativamente caro para utilizarlo sólo unos pocos minutos al final del vuelo. La OACI pospuso su implantación y examinó la posibilidad de modificar los actuales DME para obtener precisiones compatibles con los requerimientos del sistema MLS, aunque algo peores a las inicialmente consideradas, admitiendo errores del orden de unas decenas de metros.

En general, se acepta que la precisión del DME está directamente ligada con los tiempos de subida de los impulsos y, por tanto, si se trabaja en banda L con impulsos de  $0'1\mu s$  de tiempo de subida, las precisiones serían similares. Desgraciadamente, las anchuras de banda son incompatibles con la canalización impuesta para el DME convencional. El primer sistema que intentó resolver esta contradicción fue el DME codificado en fase.

#### DME de precisión codificado en fase

En este sistema se utilizan los mismos canales del DME convencional con un mínimo de interferencia entre ambos. Para ello, el nuevo sistema utiliza un solo impulso de  $3'5\mu s$  de duración cuya portadora se codifica en fase por una señal binaria formada por 31 bits de  $0'1\mu s$  de duración cada uno. El equipo de a bordo emite impulsos con un determinado código que son retransmitidos de nuevo por la estación hacia la aeronave. El receptor decodifica la información contenida en la fase de la portadora e identifica los impulsos propios de los corres-

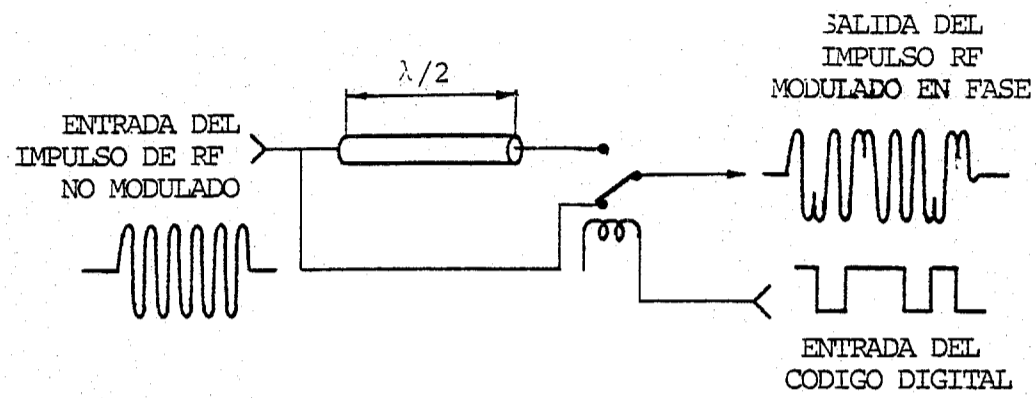
pondientes a otras aeronaves. Asimismo, establece el tiempo transcurrido entre la emisión y la recepción con una precisión superior a  $0.1\mu\text{s}$  que equivale a una distancia  $\Delta d = c \cdot \Delta t / 2 = 15\text{m}$ .

En la figura 12 se presenta el diagrama de bloques básico del sistema. En emisión, se modula la señal mediante un conmutador que introduce o no un tramo de línea de transmisión con una longitud  $\lambda/2$  produciendo desplazamientos de fase en la portadora de  $0^\circ$  ó  $180^\circ$  según la secuencia binaria del código. (En la práctica las transiciones de fase se hacen gradualmente para disminuir el ancho de banda de la señal). El receptor incorpora un decodificador/correlador SAW (Surface Acoustic Wave). La salida de este dispositivo suministra la correlación cruzada, en tiempo real, entre las señales emitida y recibida. Sólo cuando coincidan ambos impulsos -en frecuencia de RF y código- se produce un pico acusado que supera un umbral (figura 12-b), indicando que el impulso es propio y suministrando una referencia temporal muy precisa de su instante de llegada.

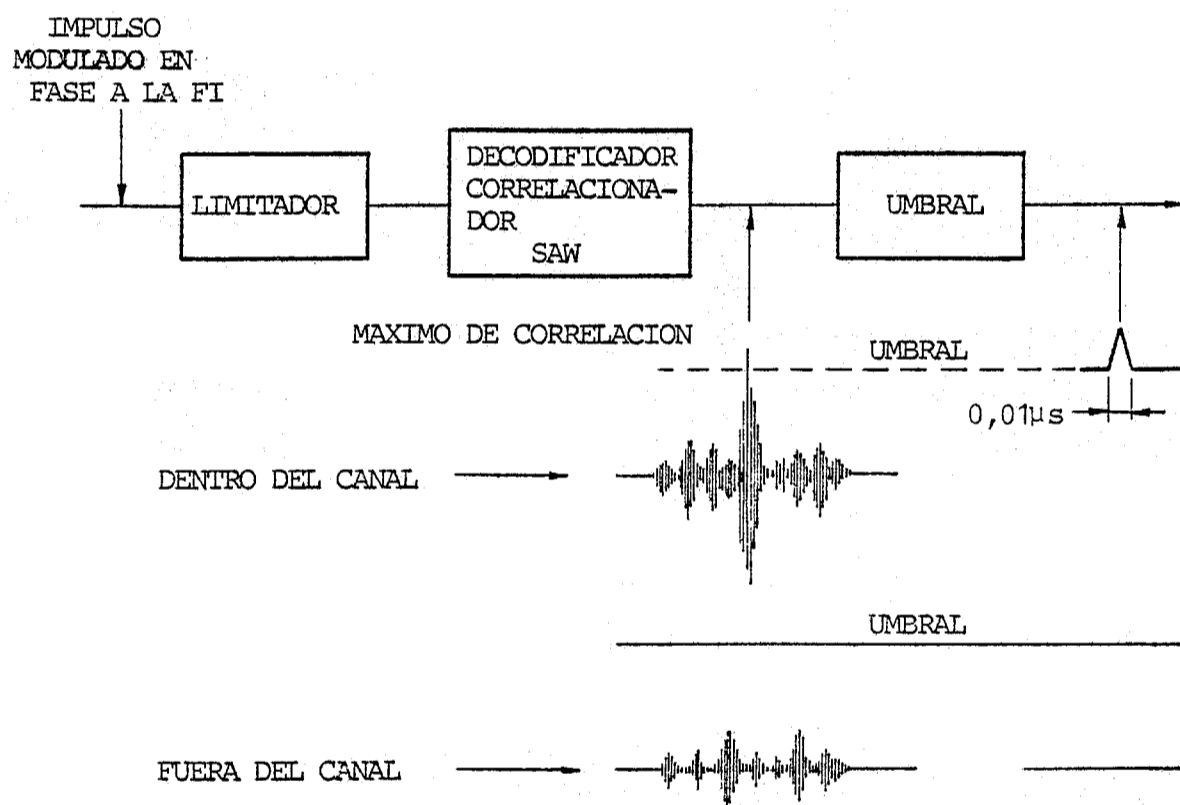
El sistema es perfectamente compatible con el DME convencional, para ello basta con añadir a los transpondedores el codificador/decodificador de fase. Este dispondría de dos modos de funcionamiento que el piloto seleccionaría según el tipo de estación interrogada. Desgraciadamente, el espectro ocupado por la señal transmitida es bastante más ancho que el exigido por la canalización de la OACI por lo que este organismo lo rechazó.

#### DME/P de banda L

Otros trabajos se dirigieron en un sentido radicalmente opuesto. Se modificó la forma de los impulsos, haciéndolos más escarpados, y se mejoró la precisión en la detección del instante de llegada del impulso midién-



a) Principio de la codificación bifásica.



b) Principio de decodificación

Figura 12. DME/P codificado en fase (Comunicaciones Eléctricas Nº 50/4-1975)

dolo al principio de éste y no al 50% de su amplitud como se hace en el DME convencional. Naturalmente, la modificación de su forma supone aumentar la anchura de banda de la señal, sin embargo, se pueden cumplir las normativas de la OACI por dos razones:

- Estas normas limitaban la máxima potencia radiada sobre el canal adyacente en valor absoluto.

- El alcance del MLS es inferior y, por tanto, también la potencia radiada.

En definitiva, se puede ensanchar el espectro proporcionalmente a la disminución de la potencia radiada.

Tras diversas evaluaciones, en 1982 la OACI aprobó un sistema basado en esta filosofía. El nuevo DME/P utiliza dos modos de operación: el IA (Aproximación Inicial) y FA (Aproximación Final). En ambos modos se utilizan impulsos con flancos muy inclinados, tal como se indica en la figura 13.

La separación entre las parejas de impulsos es distinta según el modo -lo que permite identificarlos-, pero la diferencia fundamental radica en la forma de procesar la señal en recepción. En el modo IA se usa un método similar al DME convencional basado en la técnica de fijación del umbral a la amplitud mitad, por el contrario, en el modo FA el procesado se hace mediante la técnica conocida bajo las siglas de DAC (Delay And Compare, retardo y comparación).

En la figura 14 se presenta el esquema básico de un circuito DAC. Una vez demodulada la señal, los impulsos son encaminados por dos vías donde sufren una atenuación  $A_d$  y un retardo  $\zeta_d$  respectivamente. Posteriormente, los dos canales se comparan obteniéndose el instante de cruce como referencia temporal.  $A_d$  y  $\zeta_d$  se escogen como compromiso entre una buena protección frente a

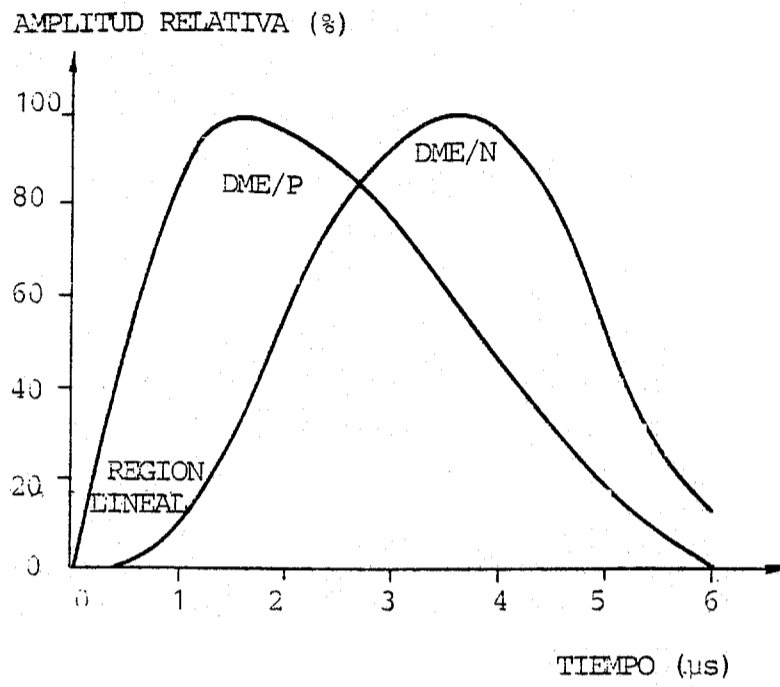


Figura 13. Impulsos DME/P.

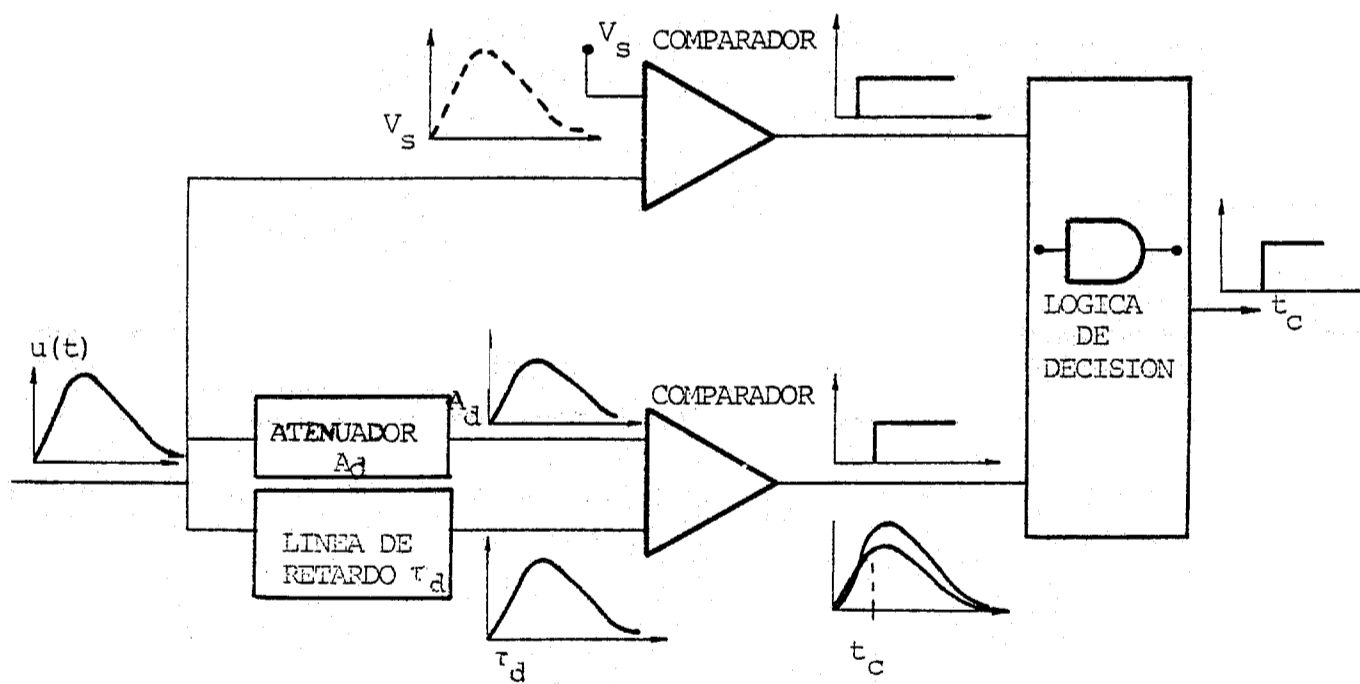


Figura 14. Circuito DAC.

multitrayectos, para lo que interesa un punto de cruce lo más bajo posible, y los errores por ruido térmico que son menores al aumentar la relación señal/ruido, y disminuyen al elevar el punto de cruce. Los valores típicos son  $A_d = 6\text{dB}$  y  $\zeta_d = 95\text{ns}$ , en cuyo caso el instante de cruce se produce en el 10% y 20% del tiempo de subida de los impulsos de cada canal.

Con relaciones señal/ruido bajas, el circuito DAC introduce errores importantes, por lo que sólo se utiliza en el modo FA cuando el avión está cerca de la estación. El modo de funcionamiento del sistema se selecciona automáticamente en el equipo de a bordo en base a la distancia medida.

#### VI. FUTURO DEL SISTEMA MLS

Dada la cantidad de sistemas ILS instalados, se ha pensado que la transición de un sistema al otro dure entre 10 y 15 años. EEUU es partidario de una rápida introducción del nuevo sistema, mientras que los países europeos, que han hecho fuertes inversiones en ILS en la década de los 70, prefieren retrasarlo.

Se ha previsto que ambos sistemas coexistan hasta 1995 en que se calcula que unos 200.000 aviones tendrán instalados receptores MLS. Afortunadamente, los sistemas son compatibles dado que las antenas MLS son muy pequeñas y se pueden colocar delante de las antenas ILS sin perturbarlas. Sin embargo, durante cierto tiempo las aeronaves deberán disponer de los dos equipos simultáneamente, lo que encarece el sistema y cuestiona la viabilidad de los planes de la OACI.

Por último, hay que resaltar que la gran cantidad de datos suministrados desde tierra, permitirá alcanzar exactitudes muy elevadas en las medidas e, incluso, cuando existan calculadores suficientemente rápidos, será factible el aterrizaje automático.

BIBLIOGRAFIA

- P. FOMBONNE. "Radionavigation, Radiolocalisation". Editorial Masson. París 1983. (Cap. 6).
- P.K.BLAIR, C.P. SANDBANK. "Desarrollo del Doppler MLS". Comunicaciones Eléctricas. Vol.50, Nº4. 1975, pag. 325-332.
- M. BOHM, G.PEUKER. "El sistema DLS. Otra Alternativa para el sucesor del Sistema ILS". Comunicaciones Eléctricas. Vol.50, Nº1, 1975. pp.69-75.
- SH. DODINGTON et al. "Equipo de Precision DME Codificado en Fase para MLS". Comunicaciones Eléctricas. Vol. 50, Nº4, 1975. pp. 313-317.
- G. CORAZA, F. VATALARO. "Nuevos Desarrollos de la Técnica de Doble Modelado de Impulsos para el DME de Precisión". Comunicaciones Eléctricas. Vol. 53, Nº3. 1984. pp. 305-309.
- O. CAREL. "Comment sera-t-il possible de passer de l'ILS an MLS". Nav. F, Octubre 1980.

NAVEGACION POR SATELITE

## INDICE

- I. CONCEPTOS BASICOS. CONSTITUCION DE UN SISTEMA DE NAVEGACION POR SATELITE
- II. SISTEMA TRANSIT
  - II.1. Principio de funcionamiento
  - II.2. Constitución del sistema
  - II.3. Errores. Precisión
  - II.4. Futuro del sistema TRANSIT
- III. SISTEMA NAVSTAR-GPS
  - III.1. Principio de funcionamiento
  - III.2. Constitución del sistema
  - III.3. Errores. Precisión
  - III.4. Futuro del sistema NAVSTAR-GPS
- APENDICE I. ORBITAS DE LOS SATELITES ARTIFICIALES
- BIBLIOGRAFIA

El primer sistema de navegación por satélite, denominado TRANSIT, fue concebido en la Universidad Johns Hopkins. La idea surgió durante los experimentos realizados en 1957 con objeto de determinar con precisión la órbita del satélite artificial Sputnik-1, mediante la medida del desplazamiento doppler sufrido por la señal de 20MHz que este emitía. Se pensó en la posibilidad de invertir el problema y calcular la posición de un receptor sobre la superficie terrestre a partir del desplazamiento doppler de la señal emitida por un satélite y el conocimiento exacto de su trayectoria.

Estos experimentos coincidieron con la necesidad urgente para la Marina de EEUU de disponer de un sistema de navegación global -operativo en cualquier punto del planeta- capaz de guiar a los submarinos Polaris dotados de misiles atómicos intercontinentales. El programa comenzó en 1958 y el sistema se declaró operacional en 1964 tras el lanzamiento de 10 satélites. En 1967 se permitió la utilización civil del mismo y, desde entonces, se ha desarrollado vertiginosamente calculándose en 45.000 el número de receptores instalados en 1985 de los que el 90% son civiles.

El éxito del sistema TRANSIT estimuló al Dpto. de Defensa de EEUU para estudiar otros sistemas más avanzados que pudieran ser utilizados por aeronaves (el TRANSIT no lo permitía). Así nació en 1973 el programa NAVSTAR-GPS, cuya implantación definitiva está prevista para finales de esta década, que ofrecerá precisiones del orden de algunos metros con cobertura continua en toda la superficie terrestre.

## I. CONCEPTOS BASICOS. CONSTITUCION DE UN SISTEMA DE NAVEGACION POR SATELITE

Las medidas básicas que pueden realizarse a partir de las señales transmitidas desde satélites son la distancia de la línea de visión directa observador-satélite y la velocidad de variación de esta distancia. La primera se obtiene del tiempo que tarda la señal en alcanzar al observador y la otra del desplazamiento doppler que sufre la frecuencia transmitida. Conocida alguna de estas magnitudes y la posición de los satélites en cada instante es posible determinar las coordenadas del observador.

Todos los sistemas incluyen tres subsistemas o, en terminología astronáutica, segmentos: a) El segmento espacial formado por los satélites, b) el segmento de usuarios constituido por los receptores (fijos o móviles) y c) el segmento de control, verdadero cerebro del sistema, cuya misión es el seguimiento y control de los satélites así como el cálculo de las efemérides -datos sobre el movimiento del satélite- y su posterior transmisión a los usuarios a través de los propios satélites.

### Segmento espacial

Los satélites se clasifican en dos grupos, los geoestacionarios, que permanecen en un punto fijo respecto a la superficie terrestre -a unos 36000 Km de altura- siguiendo órbitas circulares en el plano ecuatorial, y los no geoestacionarios que recorren órbitas que forman un cierto ángulo con el plano ecuatorial y su trayectoria es aproximadamente elíptica respecto del centro de la tierra (figura 2). Los geoestacionarios no pueden utilizarse en un sistema de navegación global pues, además de que sólo se basarían en la medida de distancia, las líneas de

posición resultantes son casi perpendiculares al Ecuador, lo que implica unos errores muy grandes en la determinación de la latitud de los puntos próximos al mismo. Por el contrario, los satélites no geoestacionarios recorren todos los puntos de la superficie terrestre pero sus órbitas deben ajustarse para que, en cualquier punto, se vean un número mínimo de satélites con una duración y periodicidad aceptable para permitir en recepción el cálculo de su posición con una precisión determinada.

Una descripción más extensa sobre las órbitas de los satélites artificiales puede encontrarse en el apéndice I.

#### Segmento de control

Está constituido por las estaciones terrenas de seguimiento. Además, y dado que su emplazamiento es conocido, determinan los parámetros orbitales con mucha precisión a partir de las señales transmitidas por los satélites. Los datos se envían, junto con señales de tiempo para sincronizar el sistema, a los satélites mediante un enlace radio en banda S y, posteriormente, éstos los retransmiten a los usuarios. En los dos sistemas actualmente en funcionamiento, dichos datos se envían modulando en fase las portadoras utilizadas para las medidas de los desplazamientos doppler.

#### Segmento de usuarios

Los equipos de a bordo consisten básicamente en un receptor y un calculador. El receptor permite obtener los desplazamientos doppler y/o los retardos temporales así como los datos orbitales y las señales de sincronismo. El calculador, con estos datos y otros que se introducen directamente desde la nave, calcula la posición y corrige los errores introducidos por diversas causas como la propagación por la ionosfera y troposfera, movimiento de la nave, fenómenos relativistas, etc.

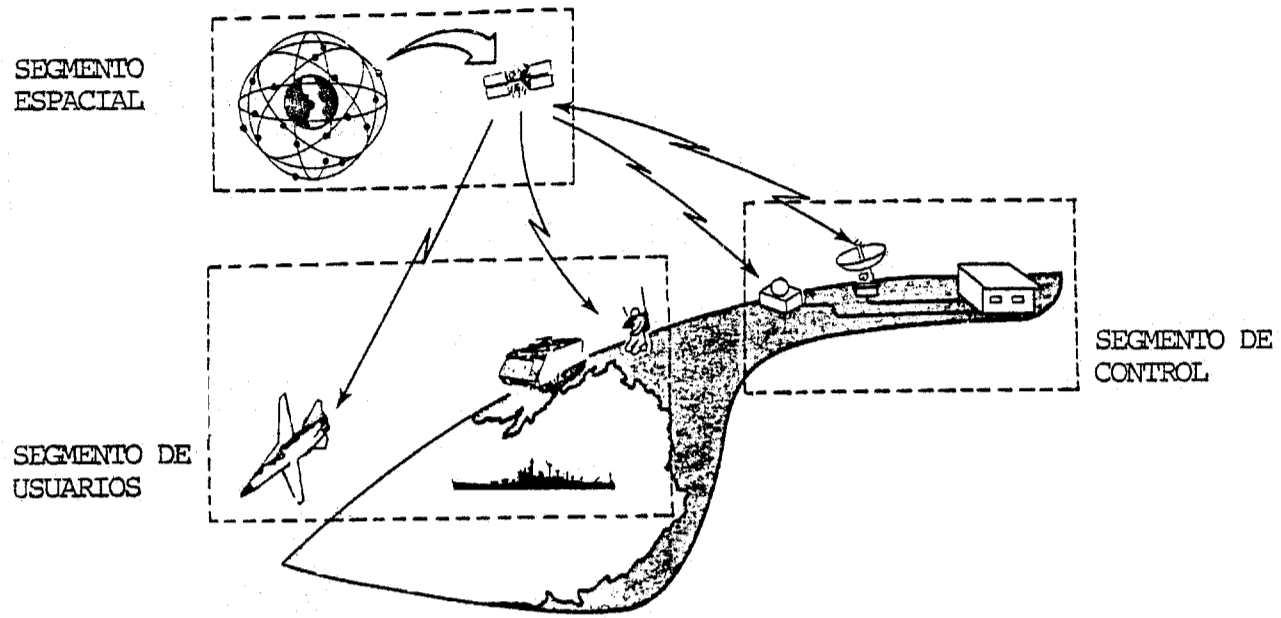


Fig. 1. Constitución de un sistema de navegación por satélite.

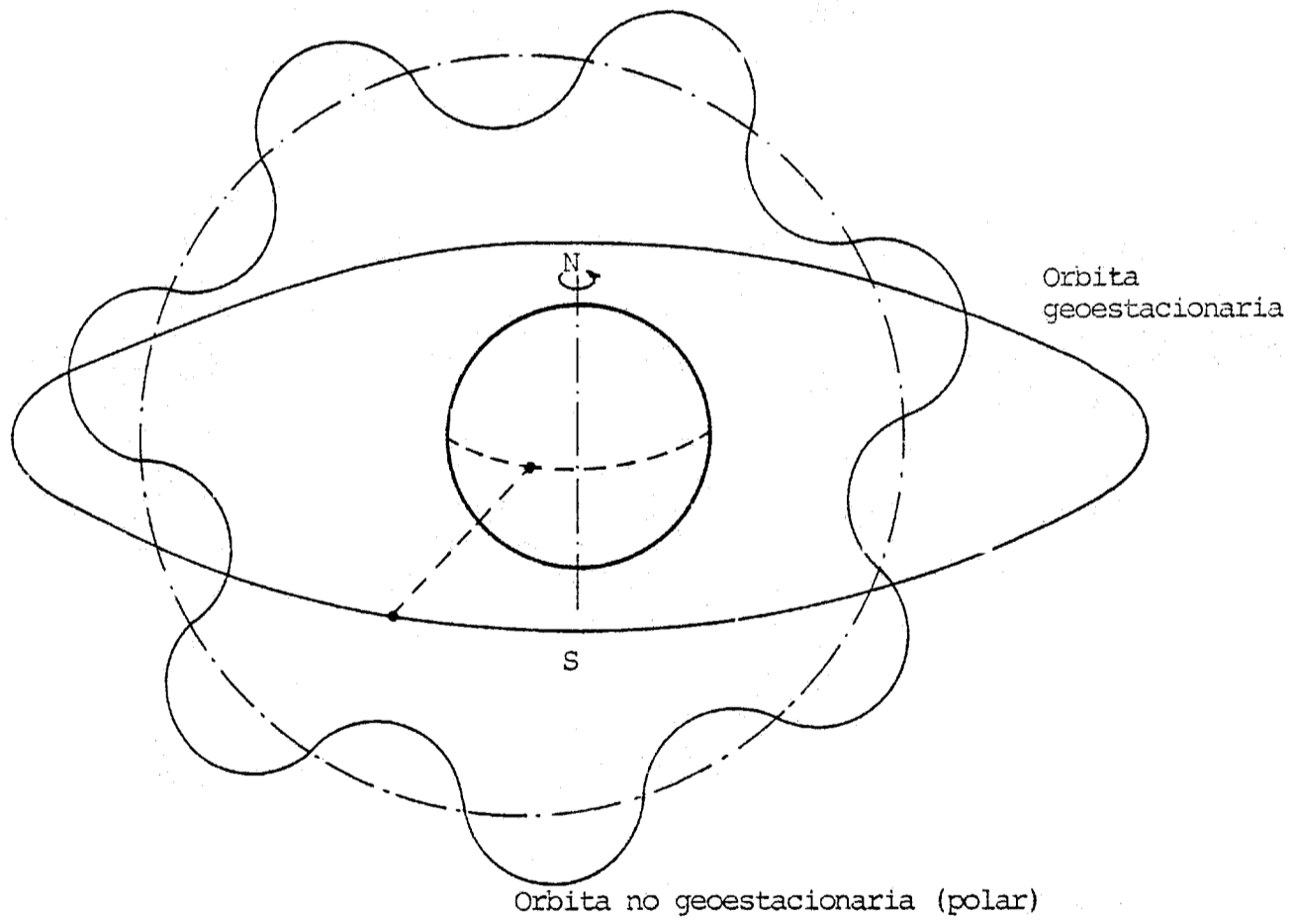


Fig. 2. Orbitas de los satélites.

## II. SISTEMA TRANSIT

### II.1. Principio de funcionamiento

El sistema se basa en la medida del desplazamiento doppler sufrido por las señales emitidas por un satélite. Considerando la figura 3, si la frecuencia transmitida es  $f_T$ , dado que la distancia de la línea de visión satélite/observador,  $R$ , cambia a medida que avanza el satélite, se produce un desplazamiento doppler:

$$\Delta f = - \frac{f_T}{C} \frac{dR}{dt} = f_R - f_T \quad (1)$$

En tierra se cuenta el número de ciclos de esta señal entre dos instantes  $t_1$  y  $t_2$ :

$$N = \int_{t_1}^{t_2} \Delta f dt = \int_{t_1}^{t_2} (f_R - f_T) dt = \int_{t_1}^{t_2} f_R dt - \int_{t_1}^{t_2} f_T dt \quad (2)$$

pero, como el número de ciclos se debe conservar en transmisión y recepción, se cumple la identidad:

$$\int_{t_1}^{t_2} f_R dt = \int_{t_1 - \frac{R_1}{C}}^{t_2 - \frac{R_2}{C}} f_T dt \quad (3)$$

y por tanto:

$$N = \int_{t_1 - \frac{R_1}{C}}^{t_2 - \frac{R_2}{C}} f_T dt - \int_{t_1}^{t_2} f_T dt = \frac{f_T}{C} (R_1 - R_2) \quad (4)$$

expresión que permite determinar el lugar geométrico  $R_1 - R_2 = \text{cte.}$  que corresponde a un hiperboloide. Repitiendo las medidas en otros intervalos  $t_2 - t_3$ ,  $t_3 - t_4, \dots$ , se van obteniendo sucesivos hiperboloides cuya intersección suministraría la posición del observador.

En la práctica el cálculo de la posición se

realiza de manera diferente. Durante el paso del satélite se hacen entre treinta y cuarenta medidas obteniendo se otras tantas diferencias  $R_{i+1} - R_i$  así como las posiciones asociadas del satélite  $S_i$ , determinadas a partir de las efemérides transmitidas por éste. Además se supone conocida la posición aproximada con una incertidumbre relativamente grande (en algunos equipos más de 200 millas náuticas) y la altitud con precisión.

Con estos datos se establecen dos tablas, una de diferencias medidas  $(R_{i+1} - R_i)_m$  y otra de calculadas a partir del punto inicial  $(R_{i+1} - R_i)_o$ . A continuación, se puede establecer el siguiente sistema de ecuaciones:

$$(R_{i+1} - R_i)_o - (R_{i+1} - R_i)_m - (a\Delta\lambda + b\Delta\varphi + c\Delta F) = \epsilon_i \quad (5)$$

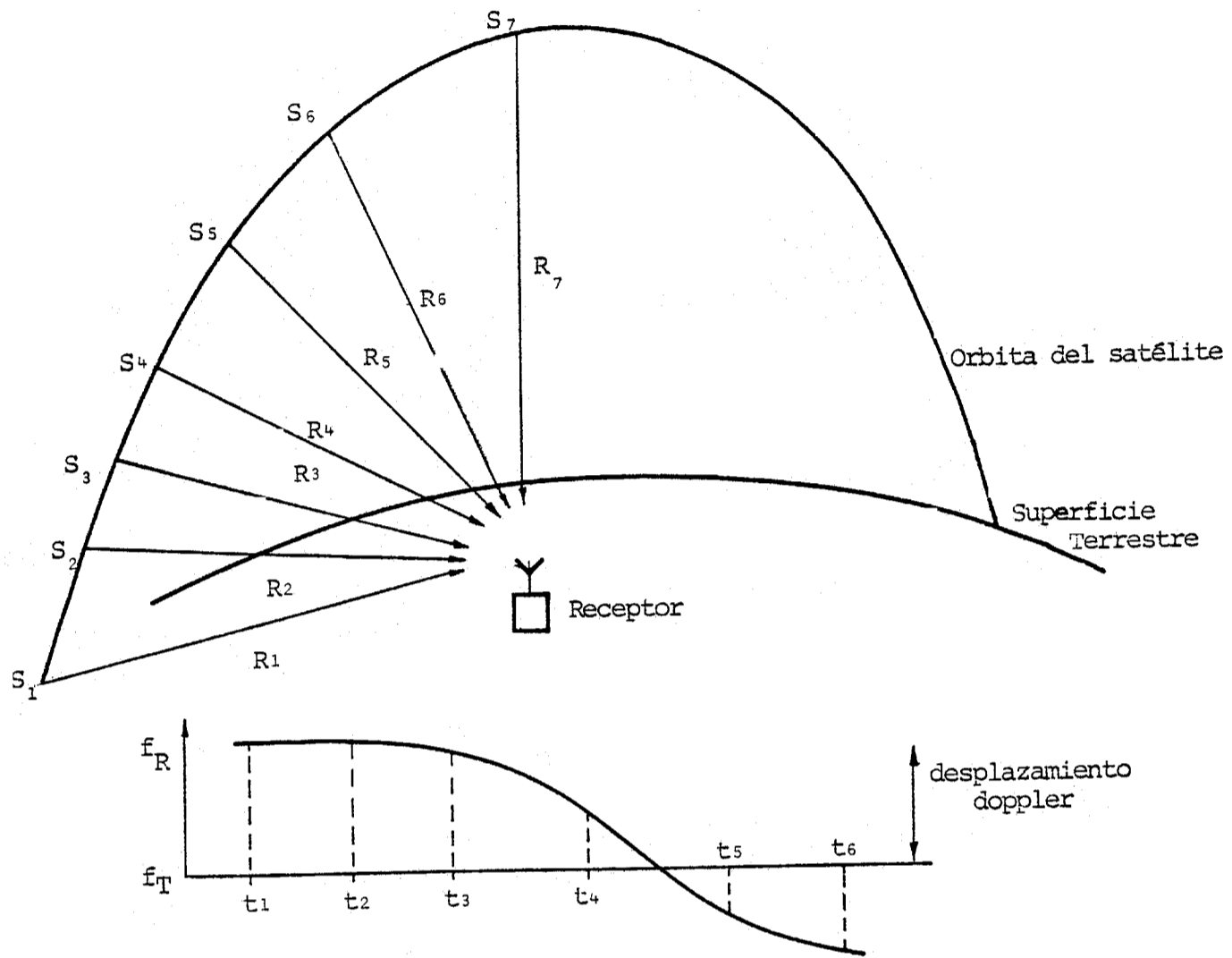
y se calculan  $\Delta\lambda, \Delta\varphi$  e  $\Delta F$  hasta que se hace mínimo  $\sum \epsilon_i^2$ .  $\Delta F$  es un error hipotético en la medida del desplazamiento doppler producido, por ejemplo, por las inestabilidades de los osciladores. El cálculo se realiza con un microordenador en unos 20sg, tiempo que disminuye si la posición inicial es más próxima a la real o si se utilizan calculadores más rápidos.

Finalmente, resaltemos que la medida será más precisa cuanto más tiempo esté el satélite en la visual del observador, es decir, cuanta más altura sobre el horizonte alcanza el satélite.

## II.2. Constitución del sistema

### Segmento espacial

Los primeros satélites del sistema pesaban 70 Kg, estaban estabilizados mediante una masa de algunos Kg situada en el extremo de una barra de 30 m. (figura 4), y radiaban potencias del orden de 1'5 wátios. A partir de 1977 se lanzaron satélites más sofisticados denominados



Principio de funcionamiento del sistema TRANSIT.

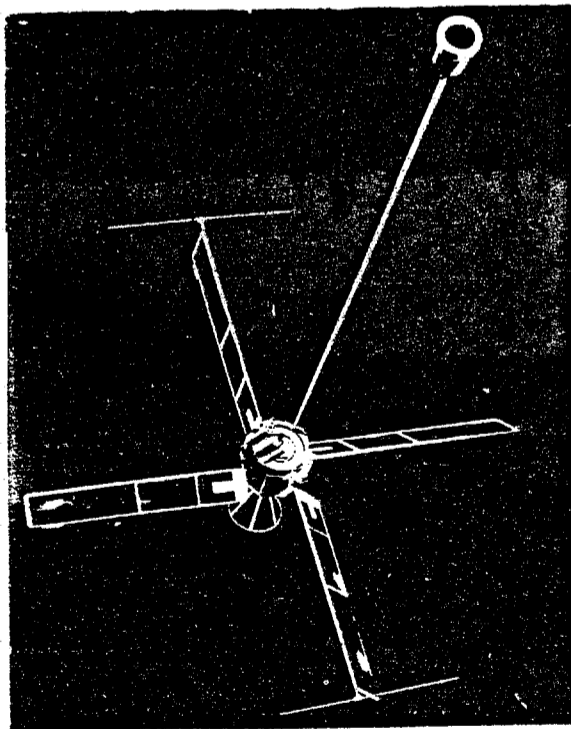


Figura 4. Satélite TRANSIT.

TIP (Transit Improvement Program) en los que se introducen, entre otras importantes mejoras, la posibilidad de controlar el reloj de a bordo y un mejor control de la órbita. En 1985 existían sólo 4 satélites operacionales que evolucionan según órbitas polares a 1100 Km de altitud con un periodo de revolución de 107 minutos.

Los satélites emiten en dos frecuencias coherentes de 339,368 y 149,900 MHz respectivamente (relación 3/8). Ambas se modulan en fase a 50 bit/sg por un mismo mensaje de 2 minutos de duración. Cada bit está compuesto por ocho momentos de 2'5 ms. de duración con la siguiente sucesión de estados:

Bit 0:  $(-60^\circ), (+60^\circ), (0^\circ), (0^\circ), (+60^\circ), (-60^\circ)$   
Bit 1:  $(+60^\circ), (-60^\circ), (0^\circ), (0^\circ), (-60^\circ), (+60^\circ)$   
 $(\varphi)^\circ$ : desviación de fase de la portadora

(nótese que al ser la modulación simétrica no se introduce error en la cuenta del nº de ciclos si se hace durante un tiempo múltiplo del de duración de un bit).

El mensaje consta de los siguientes datos:

- 23 "unos" para sincronizar el receptor
  - impulso de modulación de 400Hz cada minuto par UTC (Universal Time Coordinated)
  - 156 palabras de 36 bits y 19 bit adicionales.
- El mensaje contiene once parámetros que describen la órbita del satélite en las siguientes 6 horas.

#### Segmento de control

Está constituido por cuatro estaciones de seguimiento en Maine, Minnesota, California y Hawai. Estas calculan las órbitas de los satélites con una precisión de algunos metros y las transmiten a la denominada estación de carga (Upload Station) en California que, a su vez, las transmite a los satélites cada 12 horas.

Segmento de usuarios

Actualmente existen gran variedad de receptores que van desde los más sofisticados para aplicaciones militares, a los más simples que utilizan una sola de las frecuencias y un sencillo microordenador. Estos últimos suelen ir instalados en barcos de pequeño tonelaje y su coste es inferior a 1000 libras.

II.3. Errores del sistema. Precisión

Los errores tienen diversos orígenes pero, afortunadamente, casi todos ellos pueden corregirse.

Errores por efecto de la ionosfera

En el cálculo del desplazamiento doppler realizado anteriormente se ha admitido que la velocidad de fase de la señal es constante, sin embargo esto no es cierto si la onda atraviesa la ionosfera. Varios estudios han establecido que el desplazamiento doppler en este caso puede expresarse por la relación:

$$\Delta f_m = \Delta f + \frac{A_1}{f_T} + \frac{A_2}{f_T^2} + \dots + \frac{A_n}{f_T^n} \quad (6)$$

donde  $A_i$  son ciertos parámetros, generalmente desconocidos, dependientes de las condiciones de las capas ionosféricas en el instante de medida. Si, como es el caso, la frecuencia transmitida es elevada, pueden desprejarse los últimos términos:

$$\Delta f_m = \Delta f + \frac{A_1}{f_T} \quad (7)$$

La utilización de dos frecuencias permite corregir el error. Sean  $f_T$  y  $f_T' = f_T/n$  frecuencias transmitidas; el número de ciclos contados será:

$$N = \int_{t_1}^{t_2} \Delta f dt + \frac{1}{f_T} \int_{t_1}^{t_2} A_1 dt \quad (8)$$

$$N' = \int_{t_1}^{t_2} \Delta f' dt + \frac{1}{f_T} \int_{t_1}^{t_2} A_1 dt \quad (9)$$

por tanto,

$$N' - Nn = \int_{t_1}^{t_2} (\Delta f' - n\Delta f) dt = \int_{t_1}^{t_2} \Delta f' (1 - n^2) dt \quad (10)$$

expresión similar a la (2) que puede utilizarse para determinar  $R_1 - R_2$ , sin más que considerar como frecuencia transmitida  $f'_T (1 - n^2)$  y medir el número de ciclos  $N' - Nn$ .

#### Error por el movimiento de la nave

Dado que la medida del número de ciclos se hace en un intervalo de tiempo largo -oscila entre 20sg. y 2 minutos-, la variación en la posición de un móvil puede ser importante. Para corregirlo es necesario introducir al calculador de velocidad media de la nave.

#### Error por relatividad

En la expresión (1) no se ha considerado el efecto relativista que introduce errores pequeños -algunos metros- sin relevancia en navegación pero que son importantes en algunas aplicaciones como las geodésicas. Se puede corregir fácilmente si se dispone de suficiente potencia de cálculo puesto que se conoce la trayectoria del satélite.

#### Error por la imprecisión en la altura de la antena

El error en la estimación de la distancia entre la antena receptora y el centro de la tierra produce un error que viene dado, aproximadamente, por la expresión:

$$\epsilon = 0'17 \Delta h \cdot \cotg \Delta \lambda^{\circ} \quad (11)$$

$\Delta h$ : error en la altura

$\Delta \lambda^0$ : diferencia de longitud entre la órbita del satélite y la antena

La precisión obtenida con receptores para navegación es del orden de 50 metros si se miden las dos frecuencias, pero se degenera rápidamente con las estimaciones inexactas de la velocidad. Por ejemplo, si se comete un error de 0'4 nudos, la precisión pasa a 150 m. Trabajando en modo diferencial, es decir, determinando las posiciones de dos equipos con visibilidad simultánea del satélite y restando para establecer la posición relativa de uno respecto de otro, la precisión se mejora en un factor de 10.

#### II.4. Futuro del Sistema TRANSIT

Los actuales planes suspenden la explotación del sistema en 1992, cuando el sistema NAVSTAR-GPS sea operativo. Sus principales inconvenientes son:

- Imposibilidad de su utilización por aeronaves.
- Su cobertura es discontinua y mala en algunas zonas. Naturalmente el problema se podría resolver fácilmente lanzando más satélites que garantizaran la presencia de al menos uno en todo momento y en cualquier punto.
- No es fácil codificar el sistema sin modificar los receptores para que su utilización en tiempo de guerra sea restringida.

### III. SISTEMA NAVSTAR-GPS (NAVigation System Time And Ranging-Global Positioning System)

El sistema NAVSTAR-GPS resuelve todos los problemas del TRANSIT y está considerado como un sistema de navegación casi ideal que desplazará en el futuro a la mayor parte de los sistemas que tanto han proliferado en los últimos 50 años.

#### III.1. Principio de funcionamiento

El sistema se basa en una filosofía muy elemental: conocidas las posiciones de tres satélites y determinando las distancias entre estos y el observador a partir de la medida de los tiempos empleados por las señales en recorrer las respectivas líneas de visión, se calculan tres esferoides cuya intersección es la posición del observador. En la práctica, para realizar con precisión la medida de los retardos se necesita disponer de relojes muy estables que suministren referencias temporales exactas.

Los satélites transportan relojes atómicos muy sofisticados pero, lógicamente, no ocurre lo mismo en los receptores cuyos osciladores tienen estabilidades muy inferiores a las necesarias. El problema se resuelve utilizando cuatro satélites y midiendo las correspondientes seudodistancias  $R'_i$  que están relacionadas con las distancias verdaderas mediante la expresión:

$$R'_i = R_i + \epsilon \quad (12)$$

donde  $\epsilon = c.\zeta$  es la distancia equivalente de la deriva  $\zeta$  del reloj del receptor.

En definitiva, se establece un sistema de cuatro ecuaciones con cuatro incógnitas cuya resolución permite calcular la posición del observador. Por ejemplo, en coordenadas cartesianas (figura 5), el conjunto de ecuaciones es:

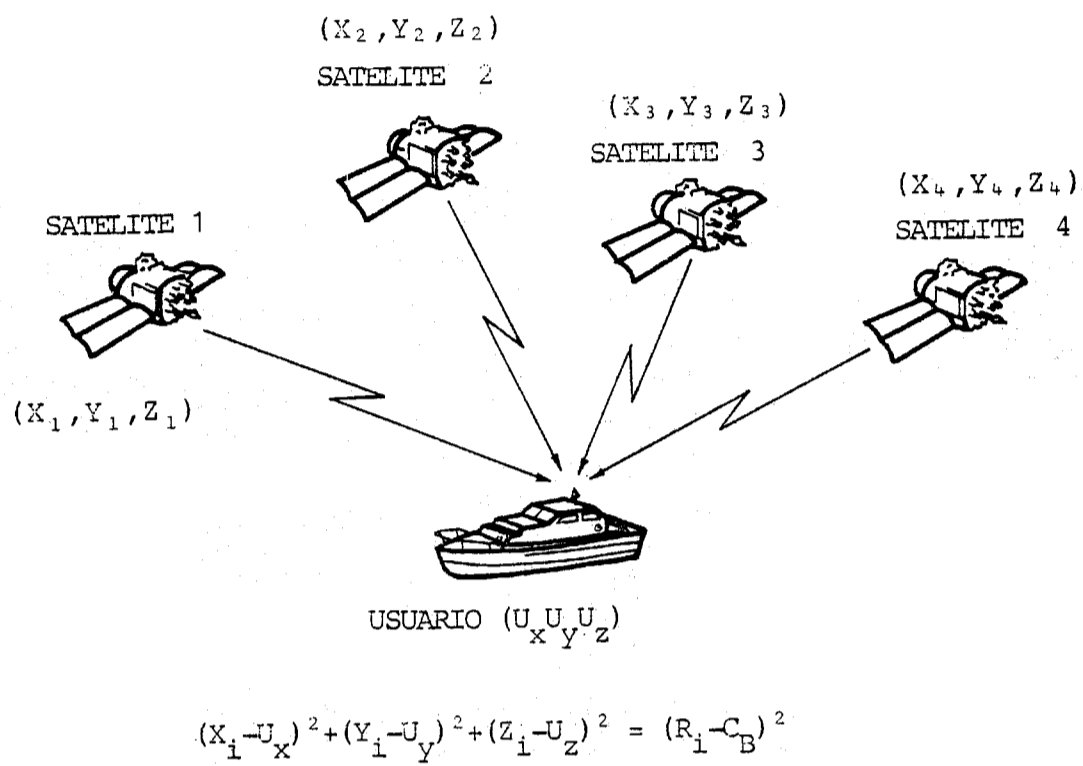


Figura 5. Sistema GPS-NAVSTAR.

$$(X_i - V_x)^2 + (Y_i - V_y)^2 + (Z_i - V_z)^2 = (R'_i - \varepsilon)^2 \quad (13)$$

$i = 1, 2, 3$  y  $4$

$(X_i, Y_i, Z_i)$  = coordenadas de los satélites

$(V_x, V_y, V_z)$  = coordenadas del receptor (incógnitas)

También es factible sincronizar los relojes locales con la referencia temporal del sistema, lo que tiene numerosas aplicaciones que exceden del marco de la navegación. Además, nada impide medir la velocidad del móvil a partir de los desplazamientos doppler de las portadoras.

Nótese que, a diferencia del sistema TRANSIT, la medida se hace de forma continua e instantánea -salvo el tiempo de cálculo- si se dispone de cuatro canales que sintonicen simultáneamente las emisiones de los cuatro satélites y, por tanto, puede ser utilizado por aeronaves.

Los satélites emiten en las mismas frecuencias pero incorporan un procedimiento que permite su identificación. La técnica utilizada consiste en modular las señales en fase mediante un código pseudoaleatorio.

#### Códigos pseudoaleatorios

Un código pseudoaleatorio es una serie impar de  $n$  bits de duración  $T$

$$a_0 a_1 a_2 \dots a_i \dots a_{n-1} \quad a_i = \pm 1 \quad \forall i \quad (14)$$

caracterizada por una función autocorrelación

$$\theta(\zeta) = \sum_{i=0}^{n-1} a_i \cdot a_{(i+\zeta)} \quad (15)$$

que presenta un pico acusado para  $\zeta=0$  y lóbulos secundarios ( $\zeta \neq 0$ ) muy bajos. Asimismo, entre los diversos códigos la correlación cruzada

$$\theta(\zeta) = \sum_{i=0}^{n-1} a_i \cdot b_{(i+\zeta)} \quad (16)$$

debe ser lo menor posible.

(Nótese que  $\theta(\zeta)$  no es sino la diferencia entre el no de coincidencias y el número de no coincidencias entre los bit de ambas series cuando una está desfasada frente a la otra).

En recepción se correlan las series recibidas con aquella que se desea detectar y, sólo si el código es adecuado, la salida supera un cierto umbral indicando que este es correcto. Además la posición en el tiempo del pico suministra una marca que determina el instante de llegada de la señal, tal como se muestra en la figura 6.

El sistema NAVSTAR-GPS utiliza dos tipos de códigos. Uno de ellos, denominado C/A (Clear/Acquisition) se utiliza para ayudar a la captación de las señales y para navegación a primer nivel -baja precisión-, el otro se conoce como código P y se usa para navegación de precisión.

Para obtener grupos de códigos con buena autocorrelación cruzada se pueden sumar las salidas de dos registros de desplazamiento de  $N$  etapas de modo que cada uno produzca unas secuencias de una cierta longitud máxima. Se obtienen  $2^N + 1$  códigos de Gold.

El Código C/A se obtiene multiplicando dos códigos de longitud 1023 bits con una frecuencia de reloj de 1.023 MHz:

$$A_n(t) = A_1(t) \cdot A_2(t+nT) \quad T=10^{-6}/1,023 \text{ seg.} \quad (17)$$

donde el parámetro  $n$  ( $0 < n < 36$ ) caracteriza a cada satélite. Nótese que cada código dura 1 milisegundo.

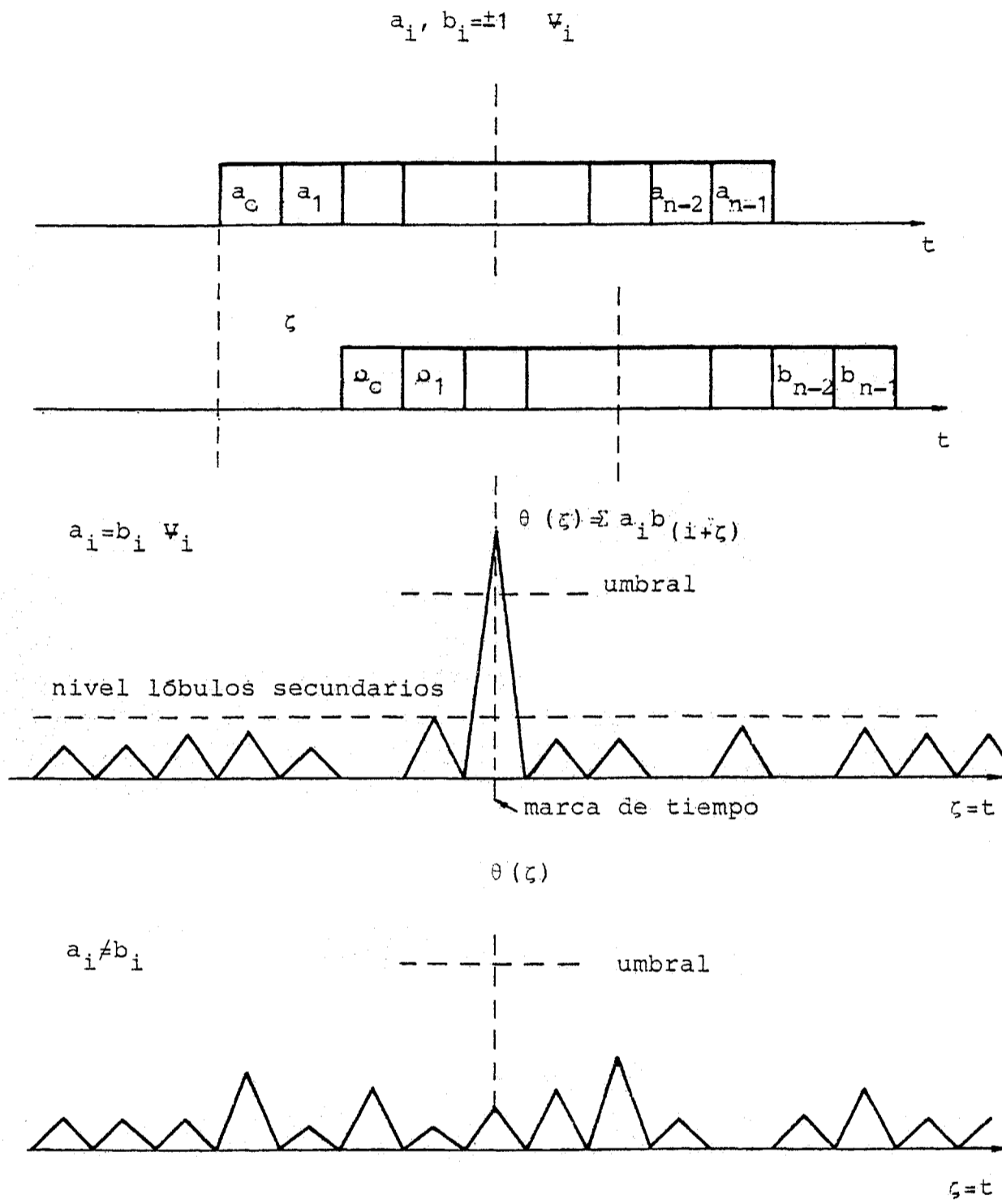


Figura 6. Códigos pseudoaleatorios

El código P se obtiene multiplicando dos códigos:  $P_1$  y  $P_2$  de 15345000 y 15345037 bits de longitud respectivamente. En este caso la frecuencia de reloj es 10,23 MHz:

$$P_n = P_1(t) \cdot P_2(t+nT) \quad T=10^{-6}/10,23 \text{ seg.} \quad (18)$$

La precisión en la medida del tiempo de llegada, y por tanto, en la medida de la distancia observador/satélite, está directamente ligada con la duración de un bit, de ahí que la precisión con códigos  $P_n$  sea muy superior.

### III.2. Constitución del sistema

#### Segmento espacial

Inicialmente se ha previsto que el sistema completo conste de 18 satélites operacionales y 3 de reserva. Sus órbitas serán casi circulares con un radio de 26.000 Km e inclinaciones sobre el plano ecuatorial de  $55^\circ$ . El periodo de revolución es de 12 horas asegurando de esta manera que en cualquier punto de la tierra se visualizan casi siempre 6 satélites.

El periodo de vida medio de cada satélite es 5 años y emiten señales a dos frecuencias coherentes obtenidas a partir de relojes atómicos muy estables:

$$f_1 = 10,23 \times 154 = 1575,42 \text{ MHz}$$

$$f_2 = 10,23 \times 120 = 1227,6 \text{ MHz}$$

Ambas portadoras se modulan en fase por códigos binarios:

$$U_1(t) = P_n(t) \cdot D(t) \cos w_1 t + A_n(t) D(t) \sin w_1 t \quad (19)$$

$$U_2(t) = P_n(t) \cdot D(t) \cos w_2 t \quad (20)$$

donde  $A_n$  y  $P_n$  son los códigos pseudoaleatorios descritos en el apartado anterior y  $D(t)$  series binarias que incluyen, entre otras, las informaciones relativas al movimiento del satélite.

#### Segmento de control

Actualmente comprende cuatro estaciones de seguimiento situadas en Hawaii, Alaska, Guam y California, una estación de control situada en North Dakota y otra estación de carga.

Las estaciones de seguimiento miden las pseudodistancias, las pseudovelocidades y los datos meteorológicos relativos a la troposfera e ionosfera. La estación de control recibe estos datos y calcula las efemérides de los satélites que son transmitidos a los mismos mediante un enlace en banda S situado en la estación de carga.

#### Segmento usuarios

Se está experimentando con diversos receptores de estructuras muy diferentes. Los hay muy simples que trabajan a una sola frecuencia, con códigos C/A y una sola vía, lo que obliga a sintonizar secuencialmente a los satélites. Las aeronaves necesitan disponer de las cuatro vías -una por satélite- para disminuir el tiempo de determinación de la posición e incluso, cuando se trata de aviones de dinámica elevada (sometidos a fuertes aceleraciones), hay que utilizar los datos de velocidad de un navegador inercial para que no se degenere la precisión.

Los receptores para aplicaciones militares son más complejos y trabajan con dos frecuencias, cinco vías simultáneas y códigos P.

III.3. Errores del sistema. Precisión.

Errores por la presencia de la troposfera e ionosfera

Las velocidades de grupo y fase de las señales de radio no son constantes cuando se propagan por ambos medios y, además, dependen de las condiciones meteorológicas del momento. Este fenómeno introduce errores que deben corregirse.

Tras varios experimentos se ha comprobado que la relación entre la pseudodistancia medida y la real viene dada por:

$$R = R_m - \frac{A}{f^2} \quad (20)$$

donde:

R = pseudodistancia real

R<sub>m</sub> = pseudodistancia medida

A = parámetro dependiente de las condiciones particulares

Si se mide con dos frecuencias

$$\begin{aligned} R_1 &= R_{1m} - \frac{A}{f_1^2} \\ R_2 &= R_{2m} - \frac{A}{f_2^2} \end{aligned} \quad R_1 = R_2$$

Y operando se obtiene la expresión:

$$R_2 = \frac{R_{1m}f_1^2 - R_{2m}f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \quad (21)$$

que permite determinar la pseudodistancia real.

Si solo recibe una frecuencia se emplean algunas expresiones empíricas para efectuar la corrección. Las expresiones incluyen varios parámetros dependientes de la hora, latitud, estación, etc., ... que son transmitidos por el satélite, sin embargo la corrección es mucho peor que si se utilizan dos frecuencias.

#### Errores por efectos relativistas

La teoría de la relatividad especial demuestra que a un observador situado en tierra le parece que el reloj del satélite atrasa. Asimismo, la teoría de la relatividad general asegura que por estar situado el reloj del satélite a potencial gravitatorio diferente, adelanta. Naturalmente, un sistema basado en la medida de los tiempos de tránsito se ve seriamente afectado por estos hechos. En concreto, para los satélites NAVSTAR el efecto predominante es el segundo que produce un error de 500 m/hora. Para corregirlo se atrasan los relojes de los satélites deliberadamente.

#### Precisión

El nivel de precisión en aplicaciones civiles (utilizando códigos C/A) es de 100 m (95%), pero trabajando en modo diferencial se consiguen precisiones diez veces mejores, similares a las obtenidas cuando se usa el código P que, por ahora, está reservado a aplicaciones militares.

#### III.4. Futuro del sistema NAVSTAR-GPS

En los medios militares se ha cuestionado el sistema NAVSTAR-GPS por la facilidad con que pueden ser interferidos, e incluso destruidos, los satélites por el enemigo. Por otra parte, desde el campo civil se ha protestado por la imposibilidad de utilizar el código P que han impuesto los militares, sobre todo considerando que está controlado absolutamente por EEUU. En cualquier caso los problemas técnicos están resueltos y la mayor dificultad radica en los económicos -su precio es astronómico- y políticos.

Está previsto que en 1987 el sistema este operativo y el hecho de que las Fuerzas Aéreas de EEUU hayan pedido 28 satélites parece asegurar su futuro. En la próxima década, se dispondrá de 18 satélites -frente a los 24 iniciales- lo que produce algunas áreas de mala cobertura, sin embargo, es evidente que se trata de un sistema prácticamente ideal que será la base de la navegación en las primeras décadas del próximo siglo desplazando a los actuales sistemas.

APENDICE I: ORBITAS DE LOS SATELITES ARTIFICIALES

Un satélite artificial está sometido a un conjunto de fuerzas de las que la más importante -con diferencia- es la derivada de la existencia del campo de gravitación terrestre. La función potencial de dicho campo, en un sistema de coordenadas esféricas con origen en el centro de gravedad terrestre, viene dada por una función muy compleja:

$$U = \frac{GM}{r} \left[ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{a}{r}\right)^n A_n P_n \cos\varphi + \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{a}{r}\right)^n \sum_{m=0}^n (B_{nm} \cos(m\lambda) + C_{nm} \sin(m\lambda) P_{nm} \cos\varphi) \right] \quad (A.1)$$

donde a: radio ecuatorial del elipsoide terrestre

$P_n$ : polinomios de Legendre

$P_{nm}$ : funciones de Legendre de primera especie

$A_n, B_{nm}, C_{nm}$ : coeficientes determinados experimentalmente

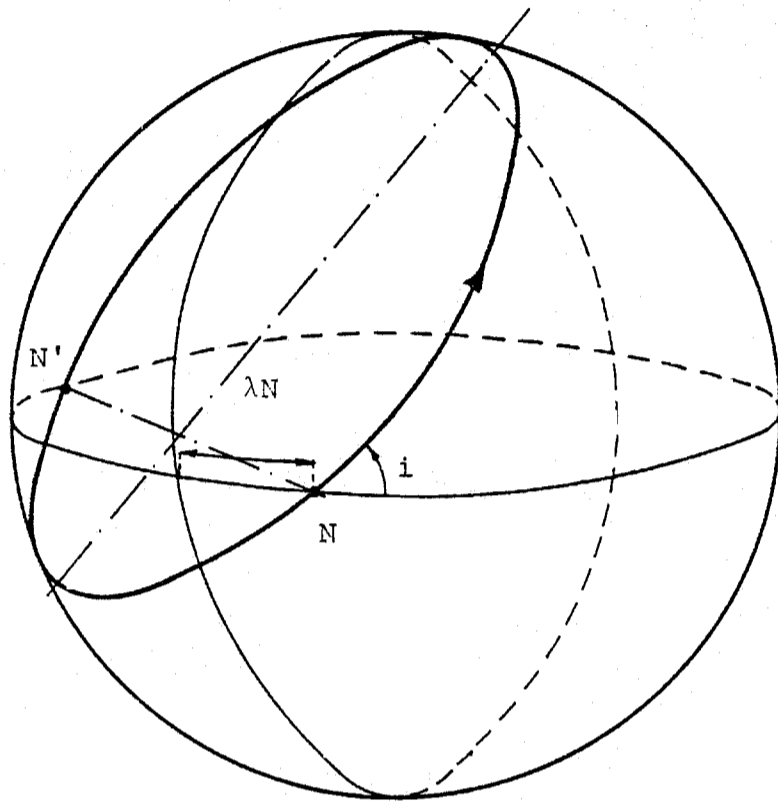
$r, \lambda$  y  $\varphi$ : distancia, longitud y latitud geocéntricas

GM: producto de la constante de gravitación y la masa de la tierra cuyo valor es  $3.986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ .

Si supone que la tierra es esférica y homogénea, la función potencial se reduce al primer término:

$$U = \frac{GM}{r} \quad (A.2)$$

en cuyo caso, y despreciando otras fuerzas menos importantes (rozamiento de la atmósfera residual, perturbaciones del Sol y la Luna, efectos de las mareas, fuerzas electrostáticas y magnéticas, etc.), la órbita de los satélites viene dada por las leyes de Kepler y su trayectoria es una elipse cuyo plano y dimensiones son fijos. Para la determinación total de la misma se necesitan 6 parámetros orbitales (figura A.1):



- Orbita en su plano -

Figura A1. Parámetros Orbitales.

A) Relativos al plano de la órbita:

- $i$ : inclinación del plano de la órbita con el plano ecuatorial.
- $\lambda_N$ : longitud del nodo ascendente en un sistema de coordenadas ecuatoriales. Los nodos son los puntos de corte de la órbita con el plano ecuatorial, el ascendente (N) es en el que el satélite pasa del hemisferio Sur al Norte.

B) Relativos a la orientación y dimensiones de la órbita:

- $\gamma$ : argumento del perigeo o ángulo, en el plano de la órbita, entre el eje mayor de la elipse y la orientación del nudo ascendente.
- $A$ : semieje mayor de la elipse
- $e$ : excentricidad de la elipse

C) Relativos al origen de tiempos del movimiento:

- $t_0$ : instante de paso por el perigeo

Una simplificación todavía mayor se obtiene si se admite que la órbita es aproximadamente circular, en cuyo caso las ecuaciones del movimiento del satélite, en un sistema de coordenadas esféricas ligado a la tierra, son:

$$r = a = \left(\frac{GMT^2}{4\pi^2}\right)^{1/3} \quad (A.3)$$

$$\lambda = \text{arc tg} \left[ \text{tg}(2\pi t/T) \cos i \right] - 2\pi t/T_0 + \lambda_N \quad (A.4)$$

$$\varphi = \text{arc sen} \left[ \text{sen}(2\pi t/T) \text{sen} i \right] \quad (A.5)$$

donde:  $T$ : periodo de revolución del satélite

$T_0$ : periodo de rotación de la tierra (86164 sq=día sideral)

(Nótese que sólo hay cuatro parámetros orbitales: radio de la órbita ( $a$ ), inclinación ( $i$ ), longitud del nodo ascendente ( $\lambda_N$ ) e instante de paso por el nodo ascendente)

Dos casos particulares merecen ser destacados:

a) Si la inclinación es nula y  $T=T_0$ :

$$r = \left(\frac{GMT_0^2}{4\pi^2}\right)^{1/3} \approx 42.165 \text{ Km} \quad (\text{A.6})$$

$$\lambda = \lambda_N \quad (\text{A.7})$$

$$\varphi = 0 \quad (\text{A.8})$$

que demuestran que el satélite es geoestacionario a una altura aproximada de 36000 Km.

b) Si el satélite sigue una órbita polar ( $i=90^\circ$ ):

$$r = \left(\frac{GMT^2}{4\pi^2}\right)^{1/3}$$

$$\lambda = \lambda_N - \frac{2\pi t}{T_0}$$

$$\varphi = \frac{2\pi t}{T}$$

ecuaciones que indican que la latitud está fijada por el periodo de revolución del satélite y la longitud por el de la tierra.

En la figura A.2 se proyectan sobre la superficie terrestre de dos órbitas particulares, una de ellas polar.

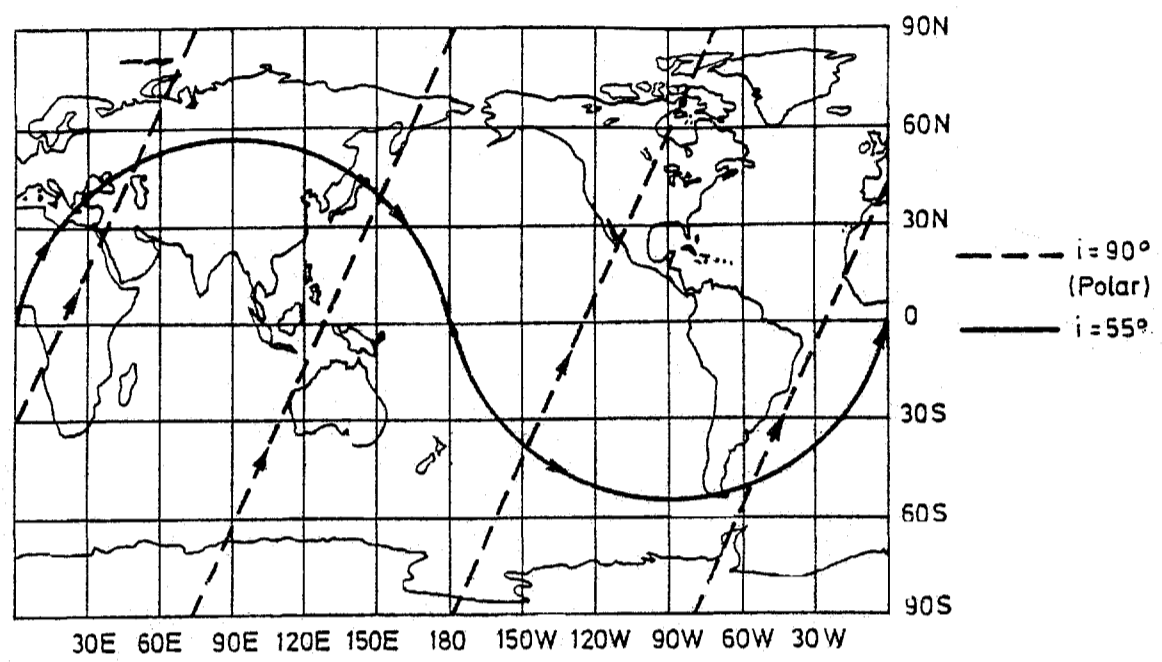


Figura A2 . Proyección de las órbitas sobre la superficie terrestre.

BIBLIOGRAFIA

- S.H. LAURIGA. "Electronic Surveying and Navigation"  
Editorial John Wiley and Sons. New York. 1976. Cap.28.
- P. FOMBONNE. "Radionavigation, Radiolocalisation"  
Editorial Masson. París. 1983. Cap.10.
- P. BLAIR, P. HARGRAVE. "Navegación por Satélite"  
Comunicaciones Eléctricas. Vol.58, Nº3, 1984. pp.352-358.
- "Global Navigation Systems". Número especial de  
Proceeding IEEE. Octubre 1983.
- R. GOLD. "Optimal Binary Sequences for Spread Spectrum  
Multiplexing". IEEE trans on Information Theory. Octubre  
1967. pp. 619-621.
- M. KAYTON, W. FRIED. "Avionic Navigation Systems".  
Editorial John Wiley and Sons. New York. 1969.
- P. LEGRIS. "Exploitation et Evolution de la Navigation  
par Satellites". Onde Electrique. Noviembre 1978.