

La alta precisión de la Navegación Aérea vía satélite

MARTIN CUESTA ALVAREZ
Ingeniero Aeronáutico

LOS satélites, de acuerdo con la ley general del movimiento en el Espacio alrededor de la Tierra, pueden desplazarse según órbitas circulares con centro en el centro de la Tierra, o según órbitas elípticas uno de cuyos focos es el centro de la Tierra.

En el caso que nos va a ocupar de la Navegación Aérea, las órbitas son circulares, con un ángulo determinado de su plano orbital respecto del plano del ecuador, haciendo uso, en algunos casos como sistema auxiliar, de satélites en órbita geoestacionaria para alcanzar mayor grado de precisión, como vamos a exponer.

Definimos sucintamente como quedan determinadas dichas órbitas circulares: en las de plano orbital inclinado, el tiempo invertido por un satélite en dar una vuelta alrededor de la Tierra está próximo a las 12 horas, como es el caso del GPS (Global Positioning System) de USA, o de GLONASS (Global Navigation Satellite System) que inició la Unión Soviética, y tiene continuidad ahora con Rusia; sistemas ambos que van a ser la base de nuestra exposición. Superpuestas sus constelaciones se muestran en la figura 1, y las características principales en la figura 2.

En la geoestacionaria, el satélite tiene una órbita circular en el plano ecuatorial de la Tierra y gira a la misma velocidad de rotación que ella; el satélite se presenta para un observador desde la Tierra, siempre en el mismo punto.

El problema de la transferencia entre dos órbitas circulares situadas en el mismo plano, fue resuelto por el alemán Walter Homann, y publicado en su obra "Alcanzabilidad de los cuerpos celestes" editada en Munich en 1925.

Hoy, la órbita elíptica de transferencia de Homann, es la universalmente adoptada para situar satélites en órbita circular de elevada altitud, partiendo de otra órbita circular de muy poca altitud.

DATOS GEOMÉTRICOS DE LA TIERRA

En el XVI Congreso Astronáutico Internacional, celebrado en Grenoble, en agosto de 1976, se acordó considerar la Tierra con un radio ecuatorial de 6378,140 Km.; radio polar 6356,755 Km.; y por lo tanto un "aplataamiento" polar/ecuatorial 3,35/1000, y un radio medio geométrico de 6.371 Km.

Aun cuando en este Congreso se acordó considerar la Tierra como un elipsoide biaxial, de círculo mayor en el plano ecuatorial y menor en el polar, el comportamiento de satélites en órbita geoestacionaria ha puesto de manifiesto que hay dos puntos diametralmente opuestos y de longitudes 105° O y 75° E en



Las órbitas elípticas alrededor de la Tierra son utilizadas como de transferencia para inserción de satélites en órbita circular como las definidas; el tiempo de permanencia del satélite en órbita elíptica es muy pequeño, unas pocas horas.

mo un elipsoide biaxial, de círculo mayor en el plano ecuatorial y menor en el polar, el comportamiento de satélites en órbita geoestacionaria ha puesto de manifiesto que hay dos puntos diametralmente opuestos y de longitudes 105° O y 75° E en

donde los satélites se comportan como inestables.

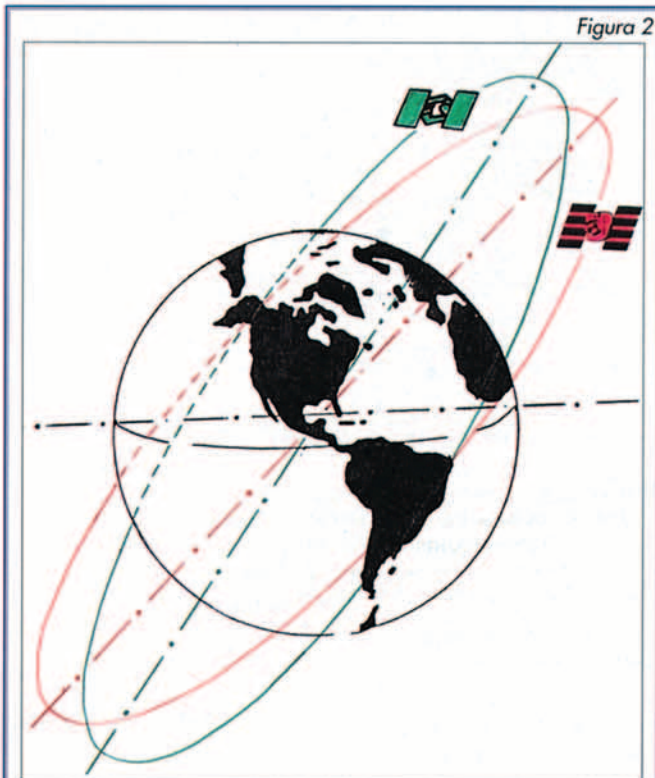
Esto ha dado lugar a que se considere que el ecuador de la Tierra no es un círculo sino una elipse de muy poca excentricidad, cuya diferencia entre los ejes menor (entre los dos primeros puntos citados) y mayor (entre los otros puntos), no supera los 150 metros.

CONSTANTE GRAVITACIONAL DE LA TIERRA Y ACELERACION DE LA GRAVEDAD

La constante gravitacional es un valor, normalmente representado por μ , que es el producto de la constante de la atracción universal $G = 6,672 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{Kg. seg}^2$ por la masa de la Tierra $M = 5,9742 \times 10^{24} \text{ Kg.}$ esto es: $\mu = 0,3986 \times 10^6 \text{ Km}^3/\text{seg}^2$; valor de excepcional importancia en todo estudio de dinámica espacial, y con el que se determina la aceleración de la gravedad g , dado por μ/R^2 que en la superficie del ecuador vale $9,798 \text{ m/seg}^2$; en los polos $9,863 \text{ m/seg}^2$, y sobre un punto de la Tierra de su radio medio, $9,820 \text{ m/seg}^2$.

Los valores de la aceleración de la gravedad a la altitud de la órbita de cualquier tipo de satélite, son de gran importancia, en tanto que la atracción de la Tierra ha de estar contrarrestada en todos los puntos de la órbita por la fuerza centrífuga originada por la velocidad del satélite.

Para satélites del GPS, $g = 0'565 \text{ m/seg}^2$, y para satélites del GLONASS $g = 0'613 \text{ m/seg}^2$. Para satélites geoes-tacionarios $g = 0'224 \text{ m/seg}^2$.



CONFIGURACIONGPS.....GLONASS

Constelación.....	24 satélites	24 satélites
Satélites operativos	21	21
Satélites en "standby"	3	3
Número de órbitas.....	6	3
Número de satélites por órbita.....	4	8
Inclinación del plano orbital.....	55° 00'	64° 48'
Separación de planos orbitales	60°	120°
(en longitud ecuatorial)		
Avance de cada satélite respecto de la órbita precedente	40°	45°
Altitud media de la órbita.....	20.182 Km.	19.111 Km
(sobre el ecuador)		
Radio orbital sobre el cuadro.....	26.560 Km.	25.489 Km.
Velocidad de los satélites.....	3.874 m/seg.	3.954 m/seg.
Tiempo solar invertido	11 h 57 min 58.3s	11 h 15 min
(en cada órbita)		
Técnica de efemérides	Kepleriana.....	Geocéntrica-
(posición del satélite en la órbita)		Cartesiana

SEÑALES EMITIDAS

Frecuencia fundamental (MHz)	10'23	5'11
Frecuencia portadora (MHz).....	L ₁ = 1.575'42	L ₁ = 1.609
Frecuencia portadora (MHz).....	L ₂ = 1.227'60	L ₂ = 1.251
Duración de los mensajes (min.).....	12'5	2'5
Velocidad de transmisión (bit/seg.).....	50	15
Tiempo de referencia	UTC-USNO	UTC-US
Posición de referencia	WGS-84	SUS-85

EFEECTO DE LA FORMA DE ESFEROIDE DE LA TIERRA

Para todo tipo de satélites que tengan sus órbitas en un plano que no sea el del ecuador, juegan un papel de importancia primordial las perturbacio-

nes en las órbitas debido a la forma de esferoide de la Tierra. En efecto, el "aplastamiento" de sus polos hace que la Tierra genere una fuerza perturbadora resultante de tres componentes: una normal al plano de la órbita y otras dos en el plano de la órbita.

En las órbitas circulares —como lo son en nuestro caso para la Navegación Aérea—, la componente normal al plano de la órbita da lugar a un par que hace girar ese plano orbital alrededor del eje de giro de la Tierra.

El régimen rotacional, según Hele y Mercon de la British Interplanetary Society, es, aproximadamente, el formulado en la figura 3; el plano orbital gira pues a tanta mayor velocidad cuanto menor es su inclinación.

Además de esta perturbación, la velocidad media de un satélite que se mueve en un plano inclinado, que es el caso de los satélites del GPS y del GLO NASS, difiere de la velocidad que tendría si la Tierra no tuviera "aplastamiento"; es más lenta cuando la inclinación está comprendida entre 54° 44' y 125° 16'; (un cono abierto hacia el Norte, con el vértice en el centro de la Tierra, de 70° 32', esto es 35° 16' de semiángulo con su eje de rotación), y más rápida para las demás inclinaciones del plano orbital. Esto es debido a la forma de "pera" del esferoide Tierra, que tiene entre aquellos semiángulos una altura entre 40 y 80 metros superior respecto de su radio polar.

EL GPS

Este sistema tiene sus precedentes en otros dos: el Transit y el Timation. El Transit que fue implantado por la Marina de los Estados Unidos en 1960, determinaba mediante el efecto Dop-

pler las posiciones relativas de unos satélites y el usuario, y así deducía y presentaba la posición bidimensional, con una aproximación cercana a los 50 metros.

Entre los años 1967 y 1969, la USAF hizo estudios para desarrollar un sistema de navegación que proponía hacer las mediciones a simultáneo de los radios de tres esferas cuyos centros estarían en tres satélites. El punto de concurrencia de los tres radios proporcionaría la posición del avión.

Coincidiendo con los estudios de la USAF, el Laboratorio de Investigación Naval USA, concebía la idea de un sistema que denominó Timation (Timing Navigation Satellite System) cuyo objetivo era investigar la estabilidad de las oscilaciones de cristales de cuarzo sobre satélites.

En 1973 se acordó la unificación de los sistemas propuestos; nacía así el GPS, que se desarrolló en tres fa-

ses: I Validación (1973-79); II Desarrollo de satélites (1979-85); III Producción de satélites (1985-93).

Todos los satélites del GPS de la fase III, estaba previsto que fueran lanzados por naves espaciales de la NASA,

pero el accidente del Challenger en enero de 1986, hizo cambiar totalmente el sistema de lanzamiento, que desde octubre de 1988 se está haciendo con el cohete lanzador Delta II.

La constelación de satélites del GPS, asegura, como mínimo, que 5 satélites estén constantemente por encima del horizonte, en línea "visible" desde cualquier punto de la Tierra, y en el caso de los aviones en vuelo, puedan ser instantáneamente hasta ocho.

A finales de 1989 había una constelación de 9 satélites operativos, en 1990 el sistema abarcaba ya todo el globo, con 16 satélites que aseguraban la determinación bidimensional -que

bastaba para la Navegación Marítima-; la capacidad tridimensional exigida por la Navegación Aérea empezaba a estar disponible, parcialmente, a finales de 1991.

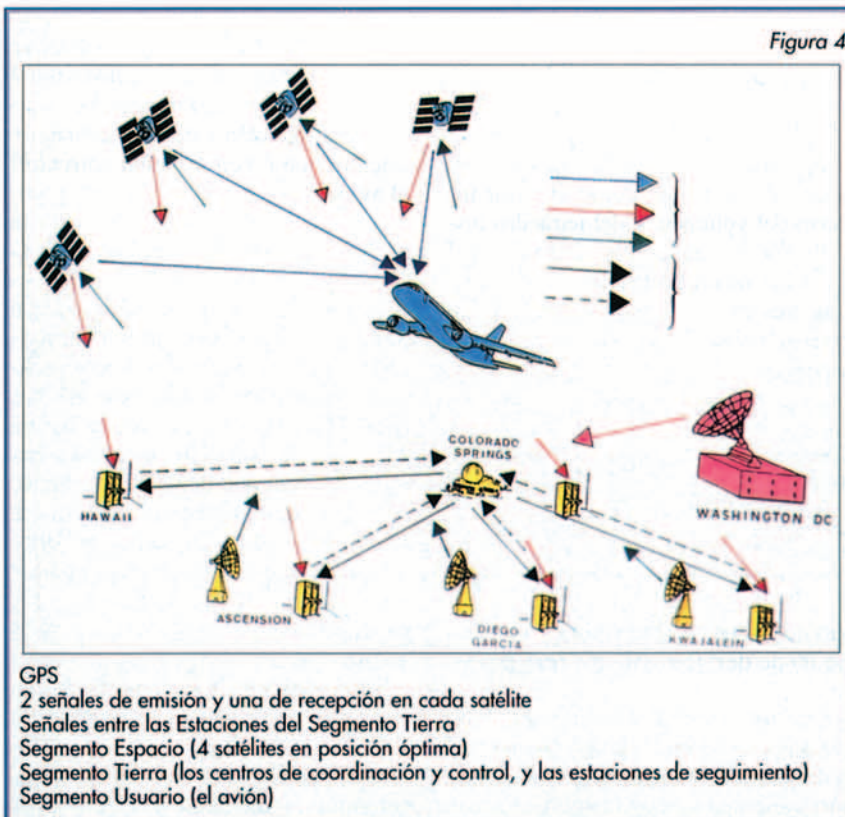
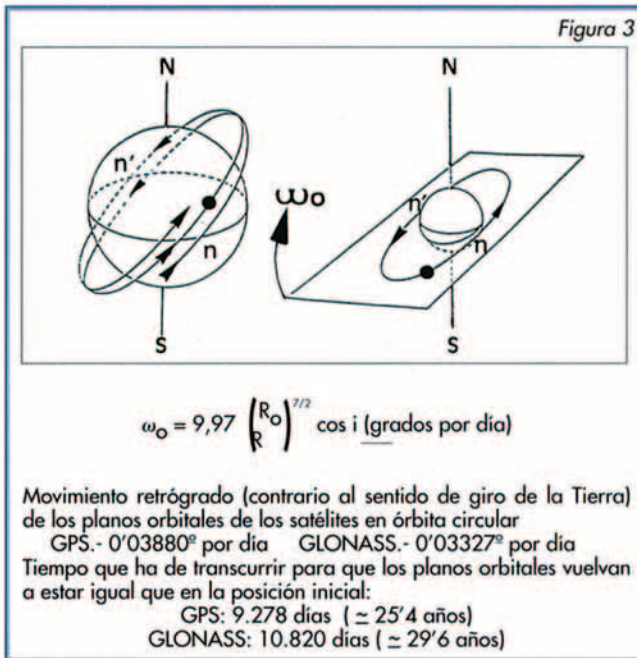
El día 26 de junio de 1993 era lanzado al espacio el satélite que completaba la constelación del GPS, y el 8 de diciembre el sistema era declarado oficialmente operativo.

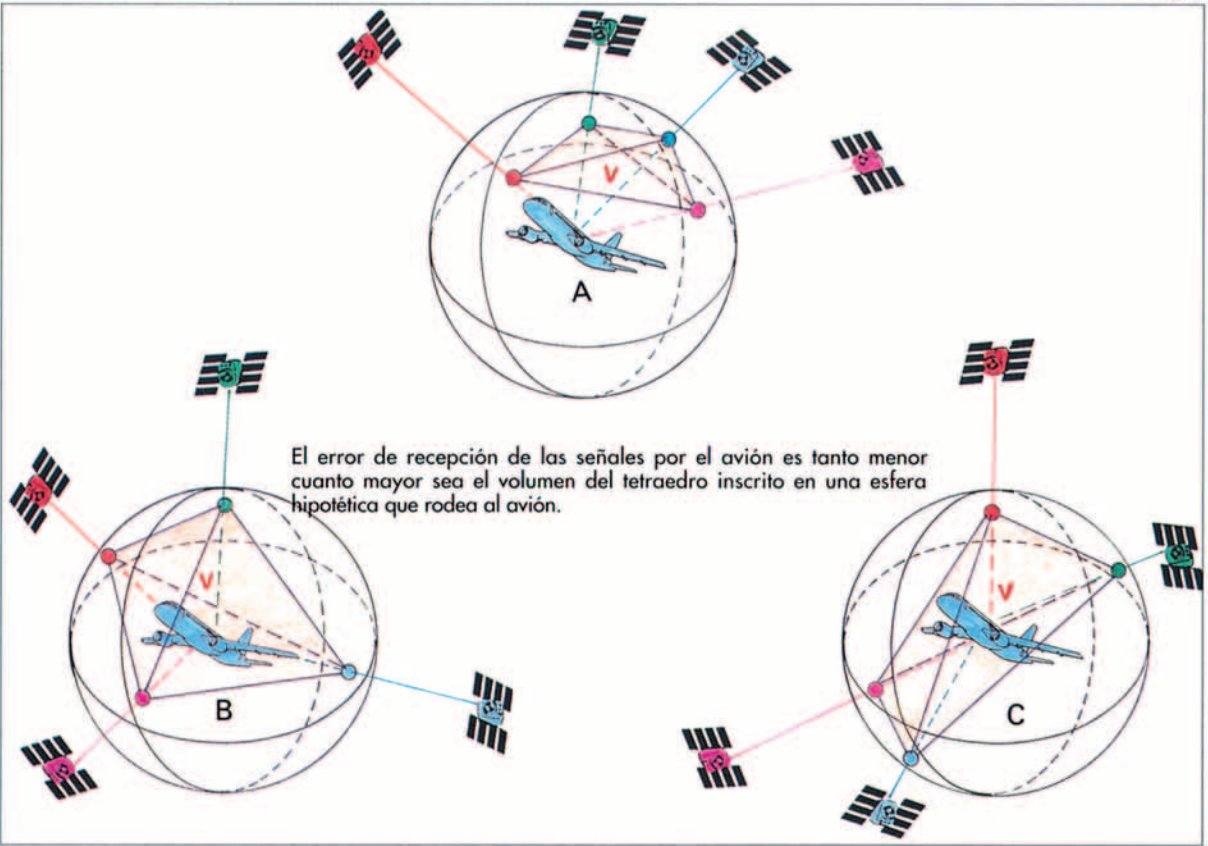
Los tres satélites que están en "standby" o espera, pueden entrar en operación si uno o más de los que están en funcionamiento fallaran. Estos tres satélites están colocados en una de las seis órbitas y posicionados para que la cobertura se degrade lo mínimo.

PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO DEL GPS

El sistema GPS está constituido por tres segmentos: segmento espacio, segmento tierra, y segmento usuario (el avión en nuestro caso).

El segmento espacio está formado por la constelación de satélites descrita. El segmento tierra consiste en una estación de control (CSOC.- Consolidated Satellite Operational Center), ubicada en Colorado Springs, que es responsable de todo el proceso de datos recibidos de las estaciones monitoras. Hay cinco esta-





ciones monitoras (Colorado Springs es también estación monitora), cuatro de ellas ubicadas en puntos muy próximos al ecuador: Haway, Ascensión, Diego García y Kwajalein; la separación en longitud geográfica entre las estaciones es menor de 90° (figura 4).

Las estaciones monitoras son de funcionamiento automático, mandadas por control remoto desde la estación de control; todas ellas están dotadas de relojes atómicos como los de los satélites. Cada estación monitora puede seguir a 10 satélites al mismo tiempo. Los datos recibidos en las estaciones monitoras son enviados a la estación de control a una velocidad de emisión de 4,8 Kbit/seg.

El tiempo de referencia UTC (Universal Time Coordinated) es reportado por el observatorio naval USA (USNO), ubicado cerca de Washington DC.

El segmento usuario (avión), incluye el equipo receptor con un computador integrado en él, y una antena, lo que constituye el equipo de navegación.

El receptor de a bordo recibe las se-

ñales de 4 satélites o más, y en todo caso selecciona las cuatro señales óptimas, entendiendo por señales óptimas las de aquellos satélites que proporcionan el menor factor de dilución de la precisión, definido como el valor inverso del volumen V del tetraedro inscrito en una esfera de radio unidad (adimensional). En la figura 5 se muestran tres casos del factor de dilución: caso A, entre 2 y 4 (valores normales); caso B, 2'3 (bueno); caso C, 1'63 (muy bueno pero prácticamente irreal).

El computador de a bordo, de acuerdo con las señales recibidas de los cuatro satélites en posición óptima, resuelve el sistema de cuatro ecuaciones con cuatro incógnitas, siendo estas: la longitud geográfica (x), la latitud geográfica (y) y la altitud de vuelo (z), del avión, y el tiempo (t) de desfase entre los relojes atómicos de los satélites y los del avión.

Las señales emitidas por los satélites llegan también a las estaciones monitoras, que después de comparar el tiempo con el de Washington,

transmitido a Colorado Springs, envían al avión la señal correctora a través de las estaciones monitoras.

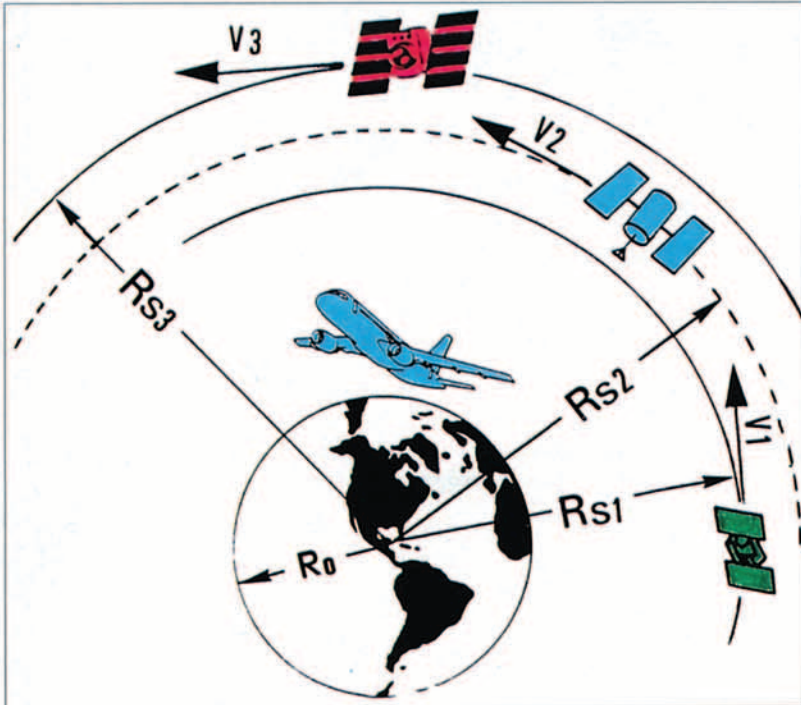
Hawai es sólo estación de seguimiento, que no envía señal correctora al avión.

EL GLONASS

De este sistema, denominado por la antigua Unión Soviética: Globalnaya Navigatsionnaya Spuknikovaya System—Global Navigation Satellite System— hay muchísimos menos datos que el GPS; no olvidemos que los primeros satélites del GLONASS fueron lanzados mucho antes del Golpe de Estado en la URSS en agosto de 1991.

Solo al final de la "guerra fría" pudieron obtenerse algunas noticias, que revelaron, a comienzos de 1994, cuando ya había en el mundo cientos de miles de receptores del GPS, que eran unos pocos de centenares los que había del GLONASS, aún cuando el principio básico de funcionamiento sea muy similar. Los tres pri-

Figura 6



Constante gravitacional de la Tierra:
Km/seg.
 $\mu = 0'3986 \times 10^8 \text{ Km}^3/\text{seg}^2$

Velocidad de la luz:
 $c = 299.792'458$

• La Teoría de Relatividad de Einstein, en el ajuste de la frecuencia de los relojes atómicos de los satélites

Velocidad de satelización: $V = \sqrt{\mu/R_s}$

Variación K de la frecuencia por segundo:

$$K = \frac{\mu}{c^2} \left(\frac{1}{R_0} - \frac{1'5}{R_s} \right) \begin{cases} R_{s1} < 1'5 R_0 : K < 0, \text{ los relojes se atrasan} \\ R_{s2} = 1'5 R_0 : K = 0, \text{ los relojes no varían} \\ R_{s3} > 1'5 R_0 : K > 0, \text{ los relojes se adelantan (*)} \end{cases}$$

* $\begin{cases} \text{GPS} & 38 \text{ nanosegundos por día} \\ \text{GLONASS} & 37 \text{ nanosegundos por día} \end{cases}$

Se hacen las correcciones mediante señales enviadas a los satélites desde las estaciones de seguimiento.

meros satélites del GLONASS fueron puestos en órbita en el mismo lanzamiento, el 12 de octubre de 1982, desde el cosmódromo de Baikonour Tyuratán. Hasta 1991 había 13 satélites GLONASS operativos, y la constelación se completó a finales de 1995.

Hoy, la Universidad de Lee (Reino Unido), está estudiando la posibilidad de integración de los sistemas GPS y GLONASS (Global Navigation Satellite System).

LOS SATÉLITES DEL GPS Y LA ESTABILIDAD DE LOS RELOJES

Los más modernos satélites del GPS —muy similares a los del GLONASS— pesan aproximadamente 787 Kg., tienen una potencia de emisión próxima a los 700 W y su vida operativa prevista es de 7'5 años, aún cuando lleven propulsante para correcciones orbitales para 10 años. Tienen una autonomía sin corrección del segmento tierra de 180 días.

Todos los satélites van provistos de relojes atómicos, dos de rubidio y dos de cesio (funciona constantemente uno de los cuatro). Los relojes de rubidio son más estables que los de cesio a corto plazo (menos de un minuto), en tanto que para largos periodos los de cesio son más estables; por esto se colocan en los satélites dos de rubidio y dos de cesio, que entran en funcionamiento con la secuencia: rubidio/rubidio/cesio/cesio.

En un día la variación de frecuencia respecto de su valor nominal es de 5×10^{12} en los de rubidio, y de 3×10^{13} en los de cesio.

SEÑALES DE EMISIÓN/RECEPCIÓN

Son las que para el GPS y el GLONASS, hemos anotado en la figura 2.

En el GPS la frecuencia fundamental, 10'13 MHz, es una frecuencia natural de los relojes atómicos de rubidio y cesio, en tanto que en el GLONASS, con relojes también de rubidio y cesio, la frecuencia fundamental está modulada a la mitad que en el GPS.

Todos los satélites emiten en dos frecuencias portadoras: L_1 y L_2 (figura 2), frecuencias moduladoras de la fundamental, que haciendo uso de una técnica especial de modulación denominada "bifase", permite que los satélites puedan emitir a simultáneo a las mismas frecuencias, sin distorsión de las señales.

En el GPS, L_1 está modulada para los códigos de precisión (P), y selectivo C/A, y L_2 está modulada sólo para el código P. El código C/A restringe su utilización, por ahora, a la aviación civil.

En el GLONASS no hay restricción alguna; se espera que el GPS anule pronto tal restricción.

LA TEORÍA DE LA RELATIVIDAD DE EINSTEIN

A finales de la década de los 70 y comienzos de los 80, un grupo de científicos manifestó que no se estaban teniendo en cuenta las correcciones de la frecuencia de los relojes atómicos de los satélites del GPS, por efectos relativísticos, lo que podría suponer que se degradara la precisión exigida en las especificaciones.

Se levantó una fuerte polémica, hasta que en 1985-86 se comenzaron a considerar los efectos expuestos en la Teoría Especial y Teoría de la Relatividad General de Einstein.

Como es sabido, la Teoría de la Relatividad expone y formula que tanto la longitud como el tiempo son dos conceptos relativos.

La Teoría de la Relatividad Especial se refiere a la disminución de dimensiones de un objeto, por ejemplo una esfera, que para un observador que la viera desde un sistema en reposo, adquiere, si la esfera se pone en movimiento, forma de elipsoide, cuyo eje menor coincide con la dirección de la velocidad, manteniéndose constante el eje mayor del elipsoide, igual al diámetro de la esfera en reposo.

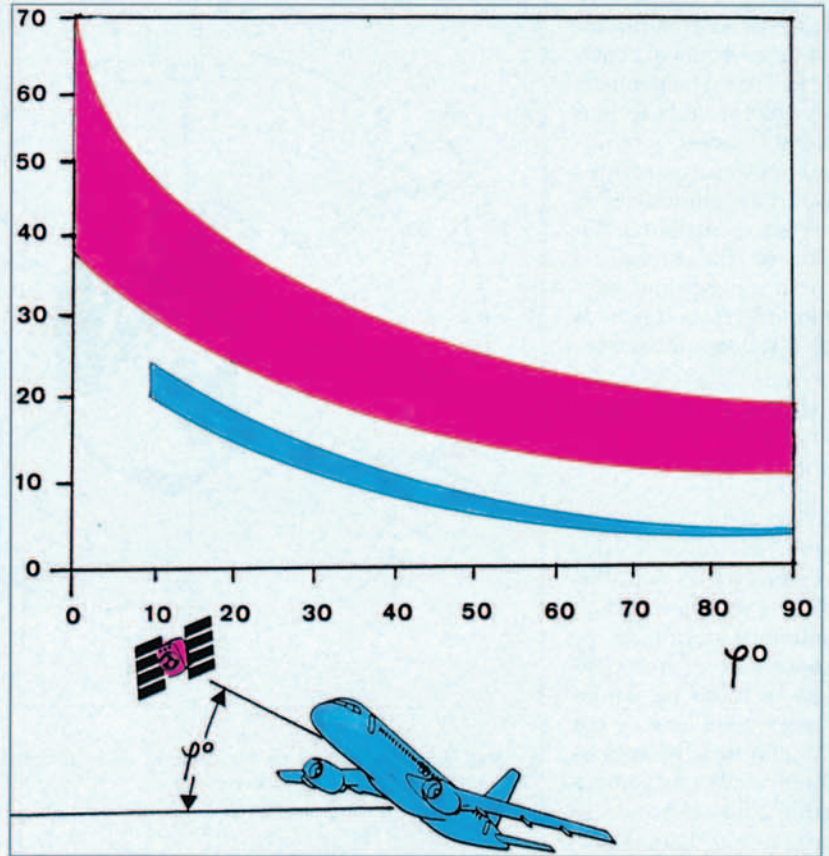
De forma similar, Einstein expuso y formuló que el tiempo para un observador de un reloj en movimiento era menor que si el reloj estuviera en reposo. La disminución de la longitud y del tiempo eran en igual proporción: un factor raíz cuadrada de $(1-V^2/c^2)$, siendo V la velocidad del cuerpo o del reloj, y c la velocidad de la luz; esto se exponía el año 1905.

Pasaron dos años de estas manifestaciones de Einstein, cuando en 1907 expuso que funcionando el reloj según un proceso periódico, el efecto sobre el tiempo era aplicable a un oscilador emitiendo con una determinada frecuencia en reposo, y con una frecuencia menor cuando el oscilador se desplaza respecto del observador con una velocidad V.

Con estas consecuencias se establecía la Teoría de la Relatividad Especial. Ocho años más tarde, en 1915, Einstein conjugaba la Teoría de la Relatividad Especial con la ley de la Gravitación Universal formulada por Newton, y nacía así la Teoría de la Relatividad General que considera los efectos gravitatorios, que estaban ausentes en la Teoría de la Relatividad Especial. Ahora, con la Relatividad General, tanto las longitudes como el tiempo y la frecuencia son mayores, esto es, de efectos contrarios a los de la Relatividad Especial.

La consideración conjunta de ambas Teorías de la Relatividad pone de manifiesto que en el caso de los relojes atómicos del GPS y del GLO-

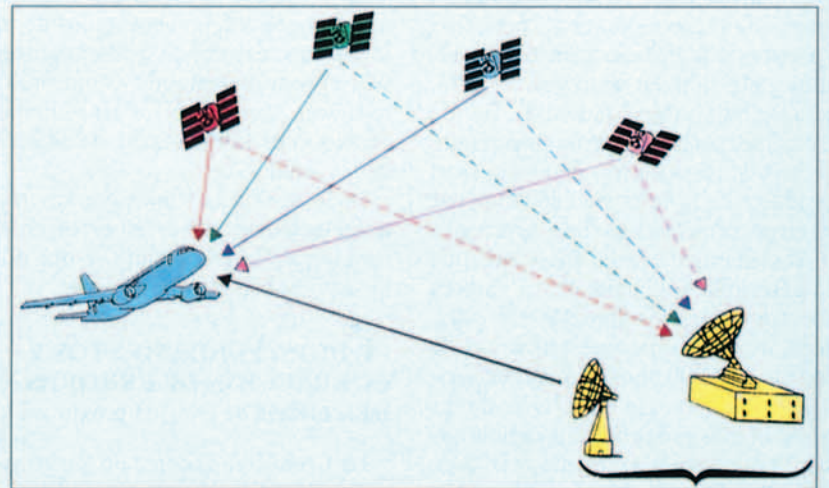
Figura 7



ANGULO DE ELEVACION SATÉLITE/AVION (GRADOS)

Errores inducidos por la ionosfera y la troposfera, en la determinación de las distancias satélite-avión.

Figura 8



Conjuntos ubicados en el mismo lugar
Sistema DGPS (Differential Global Positioning System) de configuración básica.

NASS, por estar en un campo gravitatorio ya débil por la gran distancia de su órbita al centro de la Tierra, predominan los efectos de la Relatividad General, y la frecuencia de los relojes atómicos aumenta; los relojes se adelantan (figura 6). La corrección corre a cargo del segmento tierra a través de las estaciones monitoras.

ERROR INDUCIDO POR LA IONOSFERA

Este error es debido a la refracción de los rayos eléctricos emitidos por los satélites, principalmente porque la ionosfera no es homogénea en todas las direcciones y altitudes, y por lo tanto tiene diferentes intensidades de ionización y no responde de la misma a todas las frecuencias de las emisiones por los satélites.

La intensidad solar hace variar este error; así el año 1990 que fue un año de intensidad solar alta, los errores de recepción de las señales alcanzaron hasta 50 nanosegundos, que se corresponden con 15 metros de error de la distancia entre los satélites y el avión, en tanto que en 1995, año de baja intensidad solar, fue de 20 nanosegundos, aproximadamente 6 metros, (esta correspondencia es el producto de la velocidad de la luz por el retraso en el tiempo de recepción).

Recientemente se ha anunciado que la actividad solar alcanzará valores elevados entre los años 1999 y 2002, pues de acuerdo con estadísticas de los últimos 300 años, el nivel de actividad solar varía en ciclos de 11 años; el más próximo será el ciclo solar 23 que será ligeramente más largo que el ciclo solar 22 precedente, que fue el tercero más largo y tuvo una duración de 21 meses.

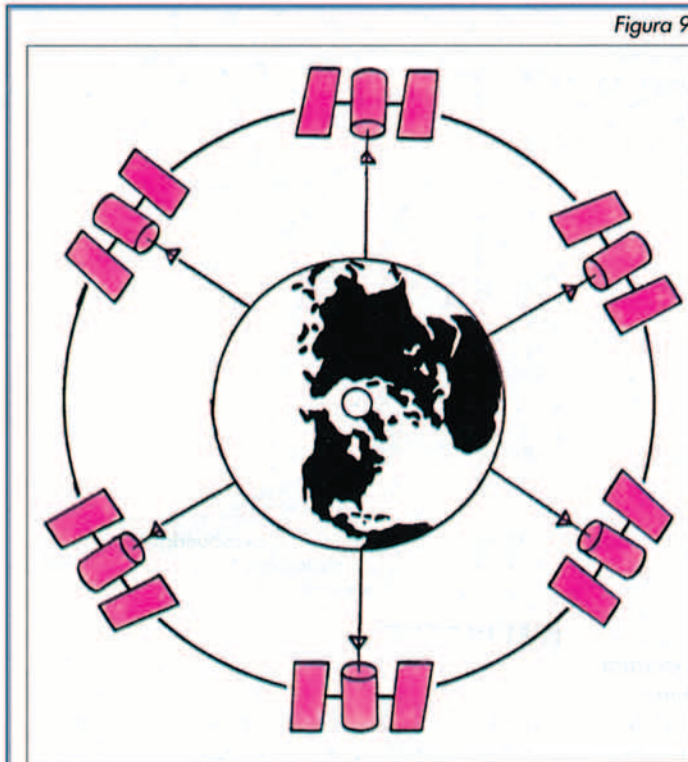


Figura 9

- Seis satélites en órbita geoestacionaria sirven de cobertura mundial a las instalaciones de DGPS básicas.
- Actualmente son satélites Inmarsat III
- Altitud de la órbita:35.786 Km
- Radio orbital:42.164 Km.
- Posibles diferencias de altitud:menores de 30 Km
- Posibles diferencias de posición al Norte y Sur del ecuador:75 Km.
- Error de efemérides:150 Km (0'2 % de variación angular orbital) (posición respecto su valor nominal)
- Los relojes atómicos se adelantan 46 microsegundos por día (se corrigen mediante señales emitidas por la estación monitora)

Como las señales pueden llegar al receptor con diferentes ángulos de inclinación, esto hace que el retardo sea, aproximadamente, como indica la figura 7, error que es tanto mayor cuanto lo es la frecuencia de emisión de las señales.

Dado que en la troposfera hay menos electrones libres, el error no es función de la frecuencia, y por ello los errores son mucho menores.

EL DGPS: FUNDAMENTOS Y CORRECCION DE ERRORES DEL GPS

La Comisión Técnica de Radio para Servicio Marítimo (RTCM) de Estados Unidos, creó en noviembre de 1983 un subcomité especial para es-

tudio y desarrollo de métodos que proporcionarían una mayor precisión que la del GPS, si bien se mantendría éste como sistema básico; nació así el Sistema Diferencial Navstar/GPS o DGPS, cuyo fundamento es el siguiente:

Si las señales emitidas por los satélites son recibidas también en una estación en tierra, estas señales proporcionarán una solución de posición y tiempo horario (longitud x, latitud y altitud z y tiempo t), las cuatro incógnitas determinadas por la concurrencia de las cuatro señales radioeléctricas de los cuatro satélites en "visibilidad óptima" con el avión, valores que de ser iguales a los de ubicación de la Estación y tiempo horario real en ella, denotarían que no había error entre la solución proporcionada por los satélites y los datos fijos de la Estación. Tanto la teoría como la práctica demuestran que aquellos resultados de los satélites

y los datos conocidos y fijos de la Estación no coinciden, esta diferencia, computada en la Estación, se transmite por su antena emisora a los aviones que se encuentran en la zona de actividad abarcada por la Estación, corrigiéndose así el error diferencial (figura 8).

Los errores a los que nos estamos refiriendo afectan a las distancias satélite-avión; el DGPS los reduce o elimina totalmente, siendo los principales: errores de los relojes atómicos; errores de las efemérides de los satélites (posición del satélite en su órbita respecto de su ubicación nominal); errores debidos a los efectos de la ionosfera y la troposfera; errores por reflexión debida a obstáculos.

Distancias superiores a 100 Km. entre el avión y la estación, hacen aumentar especialmente los errores de las efemérides.

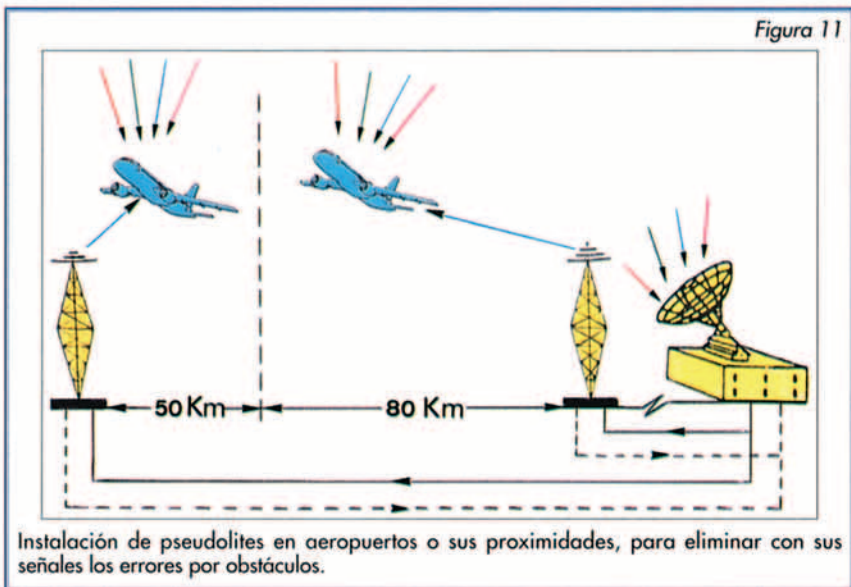
La utilización de satélites geoestacionarios y de antenas emisoras en tierra en configuración de pseudolites, son una buena solución al problema de las grandes distancias, aspectos de los que nos ocupamos a continuación.

DGPS VIA SATÉLITE GEOESTACIONARIO

La utilización de un satélite en ó () como soporte del equipo para la corrección diferencial con un sistema DGPS, tiene ventajas muy significativas sobre las estaciones monitoras en tierra como las que hemos descrito.

Una de las ventajas más destacadas es la de una mayor área de cobertura del sistema DGPS/Satélite geoestacionario, respecto del DGPS básico, lo que permite que las estaciones monitoras puedan estar a distancias considerablemente mayores, hasta 2000 Km. o más.

En agosto de 1992 se acordó con el consorcio de 65 naciones, utilizar una nueva generación de satélites, los Inmarsat III, que empezaron a lanzarse a finales de 1994, con envío de señales a los aviones de 250 bit/seg, esto es cinco veces más que con el GPS que son 50 bit/seg.



PSEUDOLITES

Son antenas emisoras de las señales correctoras del DGPS, ubicadas en las proximidades de los aeropuertos y que tienen conexión con la estación monitora, como indica la figura 11 con dos pseudolites que reciben señales de una misma estación monitora.

Cuando la señal procedente de un satélite está obstaculizada por el terreno caso de grandes montañas o edificios en la línea satélite-avión), el pseudolite, ubicado en alturas elevadas sustituye a la función de aquel satélite satisfactoriamente.

Cuando se instala un solo pseudolite, la instalación es muy simple pues no necesita antena receptora, que está en la estación monitora.

La distancia entre pseudolites, cuando se instalan dos conectados con una misma estación monitora, está fijada para evitar interferencias entre las señales cuando se emiten con el mismo código.

En los aeropuertos de New York, Denver, y San Francisco, se han hecho mediciones de posición del Avión, con resultados espectaculares.

Con solamente GPS 5'6 m. de error; con DGPS sin pseudolites, 4'2 m.; con DGPS y uno o dos pseudolites, 1'1 metros.

Estos resultados hacen prever una aproximación muy buena a las diversas categorías de ILS. Así, con falta de señales de un satélite sin pseudolite se cumple Cat.I horizontalmente y no verticalmente; con recepción normal de señales de los satélites sin pseudolite cumple Cat. I totalmente y Cat.II y III horizontalmente; con un pseudolite y falta de señales de un satélite se cumple Cat. I totalmente y Cat. II y III horizontalmente; con dos pseudolites el comportamiento es similar que con uno, si bien se está muy próximo a Cat.III.

FINAL

Como escribiera Rabindranath Tagore: "Si quieres que tu surco sea recto ata tu arado a una estrella" ■

