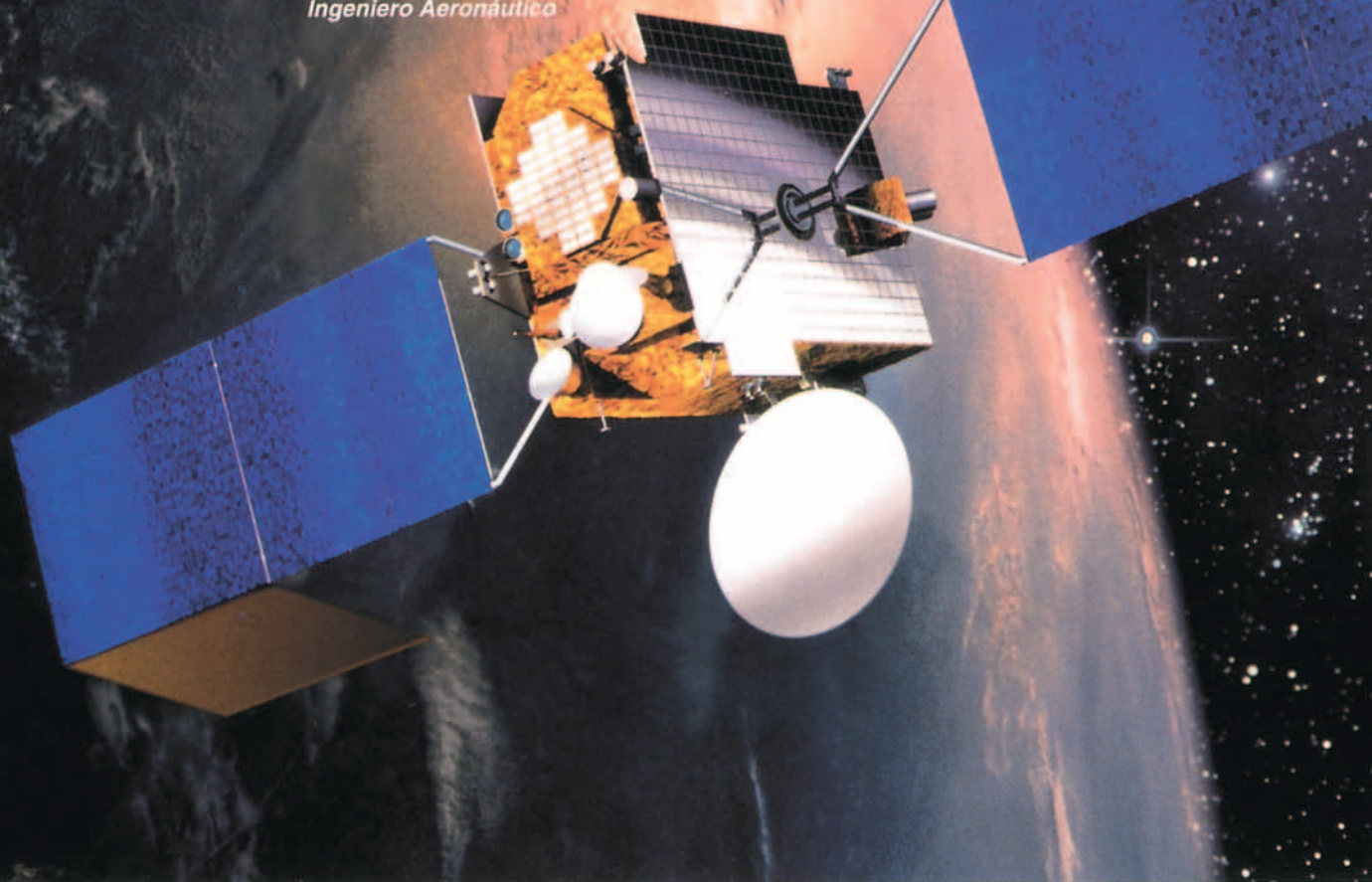


# Satelización en órbitas circulares geocéntricas (Geoestacionarias – Heliosincrónicas)

MARTIN CUESTA ALVAREZ  
Ingeniero Aeronáutico



*El STENTOR. Satélite de comunicaciones de la más avanzada tecnología, previsto para ser puesto en órbita a comienzos del año 2000.*

**F**ue Newton quien por primera vez expusiera su teoría sobre la satelización de la Tierra en su obra "De Mundi Sistemati Liber" publicada a comienzos del siglo XVIII, cuando manifestó: "Si se lanzara un objeto desde lo alto de una montaña, con una velocidad horizontal lo suficientemente grande para vencer la atracción de la Tierra, el objeto volvería al mismo punto de lanzamiento". (Grabado que se expone en la Biblioteca Nacional de París). Había descubierto la satelización.

Los motores cohete del siglo XX serían los que situarían al objeto (satélite) a alturas muy superiores a la más alta de las montañas, y lo impulsarían con la velocidad requerida. En la viñeta que presentamos en la figura 1, se definen de forma concisa los dos tipos de órbitas circulares geocéntricas, de las cuales pretendemos exponer la utilización y comportamiento de los satélites insertados en ellas.

Ya sea para insertar un satélite en órbita geoestacionaria o en órbita heliosincrónica una de las primeras

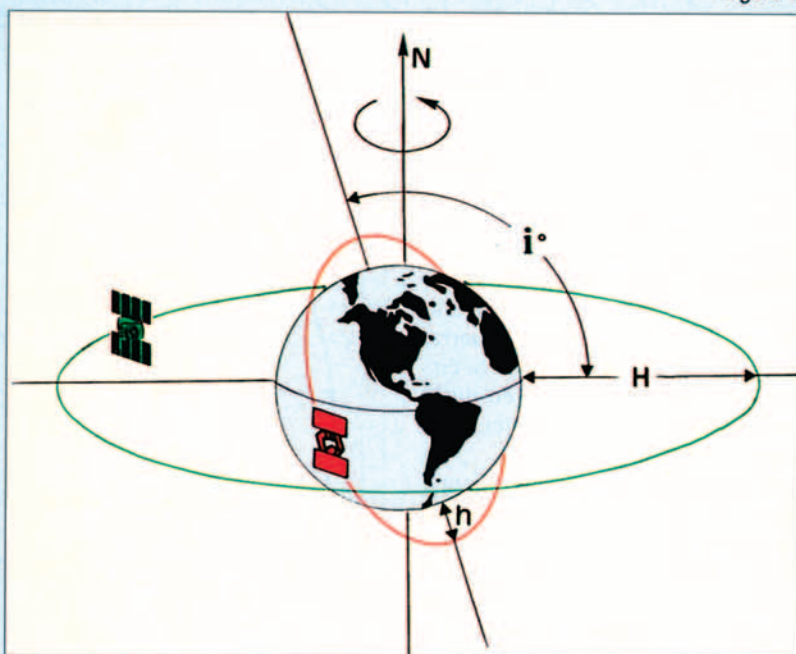
condiciones a determinar es la inclinación del plano de lanzamiento; plano éste que ha de ser mayor que la latitud del punto de lanzamiento, y que queda determinado, además, por la condición de que la energía necesaria para situar el satélite en su plano orbital definitivo, sea mínima.

## ORBITA GEOESTACIONARIA

En octubre de 1945, Arthur C. Clarke en su obra "Extraterrestrial Relays" manifestaba la posibilidad de



Figura 1



**ORBITA 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

$$H = 35.786 \text{ Km.}$$

**ORBITAS HELIOSINCRONICAS**

El satélite pasa sobre los mismos puntos de la Tierra, prácticamente a la misma hora del día; al cabo de un año de su puesta en órbita, circular, casi polar, cruza el plano ecuatorial el mismo día y a la misma hora que en su primera órbita. Su altitud media (h) está comprendida entre 700 y 1.000 Km.

**ALTITUD Y VELOCIDAD DE UN SATÉLITE PARA MANTENERLO EN ORBITA GEOESTACIONARIA**

Figura 2

- Periodo sideral de rotación de la Tierra:  
 $t = 23 \text{ h } 56 \text{ m } 4.09 \text{ s} = 86164.1 \text{ seg.}$
- Velocidad circular a impulsar al satélite a la altura H sobre el ecuador:

$$V_c = \sqrt{\frac{\mu}{r}} = \frac{2\pi r}{t} \quad \left. \begin{array}{l} \\ \end{array} \right\} r = 42.164 \text{ Km.}$$

$$\mu = 0.3986 \times 10^6 \text{ Km}^2/\text{seg}^2$$

$$v = R_0 + H \quad \left. \begin{array}{l} \\ \end{array} \right\} H = 35.786$$

$$R_0 = 6.378 \text{ Km.}$$

$$V_c = 3.075 \text{ m/seg.}$$

situar satélites artificiales en una órbita circular en el plano del ecuador de la Tierra, y que no cambiando su posición en la prolongación del radio sobre el punto de la Tierra en que fueran colocados, permitiría que con tres satélites en esa órbita, separados 120°, mantener las comunicaciones en la casi totalidad de la superficie de la Tierra, a excepción de los territorios más próximos a los polos.

En la figura 2 se justifican los valores de altitud y velocidad de un satélite para mantenerlo en órbita geoestacionaria.

Clarke exponía la posibilidad de esta órbita, cuando aún faltaban 12 años para que fuera lanzado el primer satélite artificial de la Tierra, el Sputnik 1 de la Unión Soviética el 4 de octubre de 1957.

Para la satelización en órbita geostacionaria, la solución ha sido, y sigue siendo, la que Walter Homann formulara antes del comienzo de la era espacial: situar primero el satélite en una órbita elíptica, de la que uno de los focos es el centro de la Tierra, y pasar de esa órbita elíptica a la circular definitiva en el apogeo de la elipse, llamada de transferencia a la geostacionaria (figura 3).

Las velocidades de transferencia a la geostacionaria se exponen en la figura 4, en donde puede observarse que la velocidad del satélite en el apogeo de la elipse, no alcanza el 16% de la velocidad en el perigeo; al perigeo se llega por la impulsión del cohete lanzador que hace llegar al satélite hasta ese punto.

El incremento de velocidad en el apogeo, para que el satélite pase a órbita circular, ha de conseguirse en muy poco tiempo, lo que se logra con motores de altos valores de impulso (empuje por unidad de masa acelerada), funcionando casi instantáneamente al pasar el satélite por el apogeo, lo que se consigue por la reacción del motor de apogeo, que porta la plataforma del satélite.

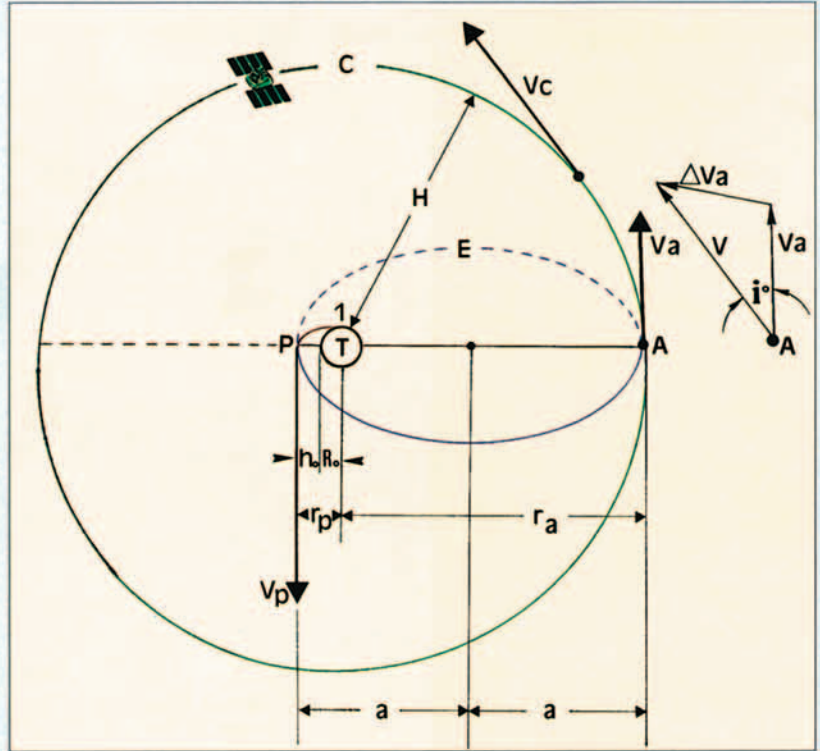
En dicha figura 4, puede observarse como el plano de lanzamiento desde Kourou es de  $7^\circ$ , esto es, casi  $2^\circ$  superior a la latitud de Kourou que es de  $5^\circ 14' 9''$ , y otro tanto ocurre con los lanzamientos desde Cabo Kennedy, en donde el plano de lanzamiento tiene una inclinación de  $30^\circ$ , cuando la latitud de Cabo Kennedy es de  $28^\circ 37'$ . En ambos casos, pues, como habíamos apuntado, el plano de lanzamiento es ligeramente superior a la latitud de centro espacial.

La impulsión definitiva se hace tras haber recorrido el satélite dos o tres órbitas elípticas, durante las cuales se hacen correcciones de inestabilidad, actitud y despliegue de los paneles solares.

Puede observarse la menor impulsión necesaria cuanto menor es la latitud de la base de lanzamiento, lo

Figura 3

**SATELIZACION EN ORBITA GEOESTACIONARIA**



- T.- Tierra (centro)
- E.- Elipse de transferencia (en el plano de lanzamiento).
- C.- Círculo en plano ecuatorial.
- P.- Perigeo de la elipse.
- 1P.- Posiciones del satélite en los sucesivos escalones de combustión del lanzador
- $h_0 = 200$  Km. (altura más normal de inserción en órbita elíptica)
- $R_0 = 6.378$  Km.
- $r_p = R_0 + h_0 = 6.578$  Km.
- $r_a = R_0 + H = 42.164$  Km.
- $a = (r_p + r_a)/2 = 24.371$  Km.

Figura 4

**VELOCIDADES DE TRANSFERENCIA A LA GEOESTACIONARIAS (REFERENCIAS A FIGURA 3)**

- Velocidad del satélite en el perigeo de la elipse

$$V_p = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_p} - \frac{1}{a} \right)} = 10.160 \text{ m/seg}$$

- Velocidad del satélite en el apogeo de la elipse

$$V_a = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_a} - \frac{1}{a} \right)} = 1.597 \text{ m/seg.}$$

- Incremento de velocidad que ha de proporcionar el motor de apogeo, para inserción en órbita circular geostacionaria:

$$\Delta V_a = \sqrt{V_c^2 + V_a^2} - 2V_c \cdot V_a \cdot \cos i$$

- lanzamientos desde Kourou:  $i = 7^\circ$  ;  $\Delta V_a = 1.502$  m/seg.
- lanzamientos desde Cabo Kennedy:  $i = 30^\circ$  ;  $\Delta V_a = 1.871$  m/seg.

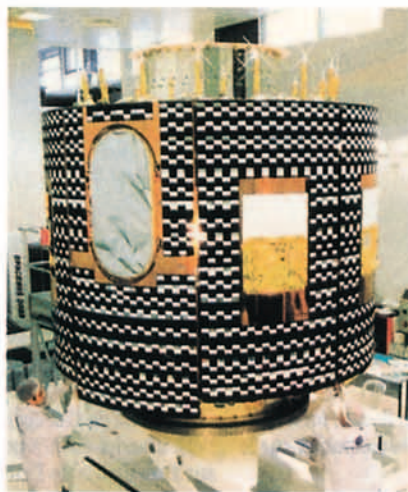


que favorece a Kourou frente a Cabo Cañaveral o Cabo Kennedy.

Cabo Cañaveral está situado a  $28^{\circ} 30' N$ ; fue utilizada por primera vez el 1 de febrero de 1958 para el lanzamiento del satélite meteorológico Explorer 1, y Cabo Kennedy fue utilizada por primera vez el 9 de noviembre de 1967, para el lanzamiento de la astronave Apolo 4.

Los satélites a insertar en órbita geostacionaria, a lanzar desde Kourou, pueden ser hasta un 10% de mayor peso que los lanzados desde Cabo Cañaveral o Cabo Kennedy, debido a la mayor cantidad de propulsante que es necesario para lanzamientos desde estas bases, lo que justifica un menor peso de los satélites, para igualdad de empuje de los lanzadores.

Esta diferencia a favor de Kourou, se hace más patente si se compara con la impulsión necesaria para lanzamientos desde la base USA de Vandenberg ( $34^{\circ} 42' N$ ), utilizada por Air Force/NASA, y aún mucho más con los lanzamientos desde los cosmódromos de Baikonour ( $45^{\circ} 55' N$ ), Volgrod ( $48^{\circ} 30' N$ ) y Pleseck, llamado el Cosmódromo del Norte ( $62^{\circ} 50' N$ ).



**Figura 5. El Meteor**  
Una imagen "familiar" de las captadas por el satélite geostacionario Meteorat, ubicado sobre el Golfo de Guinea. A la izquierda, el primer Meteorat de 2ª generación (SMG), actualmente en periodo de montaje y pruebas estáticas, previsto para ser puesto en órbita en el otoño del año 2000 por un lanzador Ariane 5.

Aun cuando en el XVI Congreso Astronáutico Internacional (Grenoble, agosto 1976), 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 geostacionaria ha puesto de manifiesto que hay dos puntos diametralmente opuestos y de longitudes geográficas  $105^{\circ}$  y  $75^{\circ} E$ , en los que los satélites son muy estables, y otros dos puntos, también opuestos y de longitudes  $15^{\circ} O$  y  $165^{\circ} E$ , en donde los satélites se comportan como inestables. Esto ha dado lugar a que se considere que el plano ecuatorial 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.

Los satélites en esta órbita, ubicados con diferencias de altitudes no superiores a 30 km., se mueven en una banda de  $\pm 75$  Km. (al norte y al sur del ecuador), y el control de posición en la órbita ha de ser tal, que no varíe en 150 Km. respecto de su valor nominal lo que representa 0,2% de variación angular orbital. El control de altitud se hace para mantener el satélite dentro de un margen de 85 Km.

La atracción de la Tierra sobre la unidad de masa de un satélite en órbita geostacionaria (aceleración de la gra-

vedad a esa altitud), es de  $0'224 \text{ m/seg}^2$ , obviamente igual a la aceleración centrífuga del satélite.

El primer satélite puesto en órbita geoestacionaria fue el Syncom, el 23 de julio de 1963, que había sido desarrollado por la NASA y el departamento de Defensa de los Estados Unidos.

En 1968 se colocaban en órbita geoestacionaria tres satélites Intelsat III, ubicados sobre los océanos Atlántico, Pacífico e Índico; el mundo quedaba intercomunicado casi en su totalidad, lo que se conseguiría completamente con 6 satélites Intelsat en 1969.

### ¿COHETES LANZADORES O NAVES ESPACIALES?

En el lanzamiento de satélites para ser insertados en órbita geoestacionaria, cuando se hace con lanzadores como los europeos Ariane, o norteamericanos Atlas-Centauro, Delta, Titan..., se fija el perigeo de la elipse de transferencia a 200 Km. de altitud.

Cuando el satélite a lanzar es de mucho peso, que requeriría mucho empuje de todos los escalones del lanzador, o es muy voluminoso, lo que haría necesaria una cúpula carenada de gran tamaño, con la consiguiente resistencia aerodinámica, se hace uso de una lanzadera espacial, que sitúa al satélite, en principio en órbita circular de baja altitud, si bien es mayor que la del perigeo del caso de los lanzadores; aquella órbita tiene 300 Km. de altitud y desde ella se inserta en el perigeo de la órbita de transferencia.

El caso de los lanzamientos con motor cohete es el más generalizado, y la razón de su mayor utilización es que resulta considerablemente menos caro que con lanzadera.

Los lanzamientos con naves espaciales, lo son, hasta ahora, por la NASA/US Air Force, con despegues desde Cabo Cañaveral, o por la NASA desde Cabo Kennedy, bases que se complementan según la misión, y por los soviéticos del Ministerio de Defensa/Academia de Ciencias desde el Cosmódromo de Baikonour.

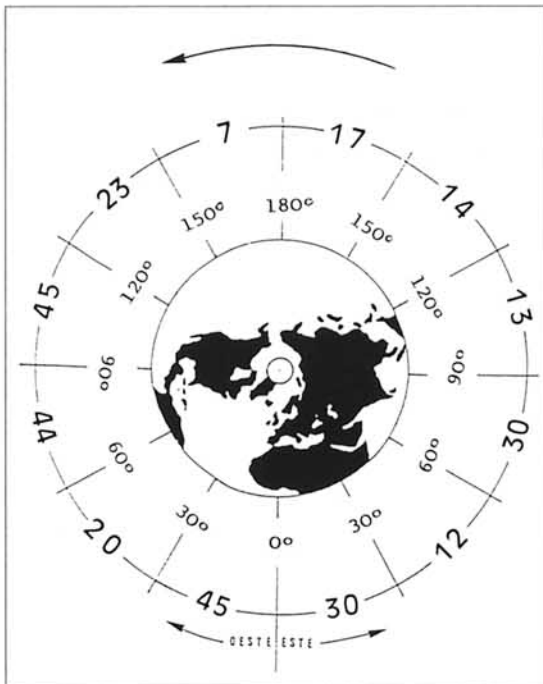


Figura 6. Distribución, muy próxima a la realidad, de los 300 satélites actualmente en órbita geoestacionaria. Obsérvese que el mayor número de satélites corresponde a los sectores de América y Europa Occidental.

### EL METEOSAT

A buen seguro que el satélite de actividad más conocida es el geoestacionario Meteosat (figura 5).

El primer Meteosat fue lanzado por la Agencia Europea del Espacio (ESA), el 23 de noviembre de 1977, y tras un periodo de inactividad, por fallo, estuvimos 20 meses sin imágenes de previsión meteorológica hasta el lanzamiento del Meteosat-2 el año 1981. El Meteosat (MOP-1) se lanzó en 1988, y el Meteosat (MOP-2) en 1989.

El quinto Meteosat (año 1990), y el sexto, que estuvo en "standby" con el quinto, son los que proporcionan ahora la información del tiempo meteorológico.

La ESA presentó el 24 de marzo de 1998, el programa MSG (Meteosat Segunda Generación), cuyo primer lanzamiento está previsto para octubre del año 2000, al que seguirán el MSG-2 y MSG-3, programados, respectivamente, para los años 2002 y 2007.

El Meteosat está situado en el punto de órbita geoestacionaria que se cruza con el meridiano de Green-

wich, sobre el Golfo de Guinea.

Con los MSG se tendrá una mayor resolución de las imágenes; proporcionarán información cada 15 minutos en 12 canales del espectro visible y del infrarrojo, en tanto los Meteosat de la 1ª generación lo hacen cada 30 minutos en 3 canales.

### EL STENTOR

En el horizonte del tiempo próximo, podemos decir que uno de los satélites geoestacionarios de más avanzada tecnología será el Stentor (Satellite de Telecommunication pour Experiences de Nouvelles Technologies en Orbite), aprobado su desarrollo por el gobierno francés en octubre de 1995.

El Stentor está previsto que sea lanzado a comienzos del año 2000 por un Ariane 5; el satélite pesará 2.000 Kg., dispondrá de 2.400 W de energía eléctrica, y ha sido diseñado por el

CNES (Centro Nacional de Estudios Espaciales) de Francia.

La vida activa prevista es de 9 años. Una de las innovaciones más destacadas será la utilización de la propulsión plásmica, basada en la aceleración de gas ionizado en un campo magnético muy elevado; técnica con la que se harán las correcciones de actitud en órbita del satélite.

### DISTRIBUCION DE SATÉLITES GEOESTACIONARIOS

La órbita geoestacionaria es hoy la más poblada de satélites, y es conocida como el cinturón de Clarke.

En la figura 6 mostramos la ubicación de los 300 satélites de comunicaciones colocados en órbita geoestacionaria en los últimos 12 años; un alto porcentaje de ellos están activos en tanto corresponden a generaciones de, aproximadamente, 10 años de vida media, condicionada principalmente por la pérdida de efectividad de los paneles solares y las baterías, y el agotamiento de combustible para los pequeños propulsores de control de actitud.

## ECLIPSES EN LOS SATÉLITES GEOESTACIONARIOS

La radiación media de energía solar es, aproximadamente, de 1.600 vatios por metro cuadrado. De esta energía, los más modernos paneles solares de los satélites, solamente captan de forma efectiva un 12%; rendimiento que es bajo y que disminuye a lo largo de la vida del satélite hasta valores del 50% de su valor inicial.

La efectividad de los paneles solares es afectada notablemente por los eclipses, en tanto que sin incidencia de la luz solar no suministran energía, y porque las variaciones de temperatura en el cambio iluminación/oscuridad, degrada su vida activa. Los satélites en órbita geostacionaria, están sometidos a eclipses por interposición de la Tierra entre el satélite y el Sol, en dos periodos al año, que se corresponden con el equinoccio de primavera el 21 de marzo y el equinoccio de otoño el 23 de septiembre; la duración del eclipse en esos días es, aproximadamente, de 70 minutos.

Ahora bien, no sólo hay eclipse esos dos días del año, sino que 21 días antes y otros 21 días después de las fechas de los equinoccios, ocurren otros tantos eclipses de menor duración; desde unos pocos minutos en

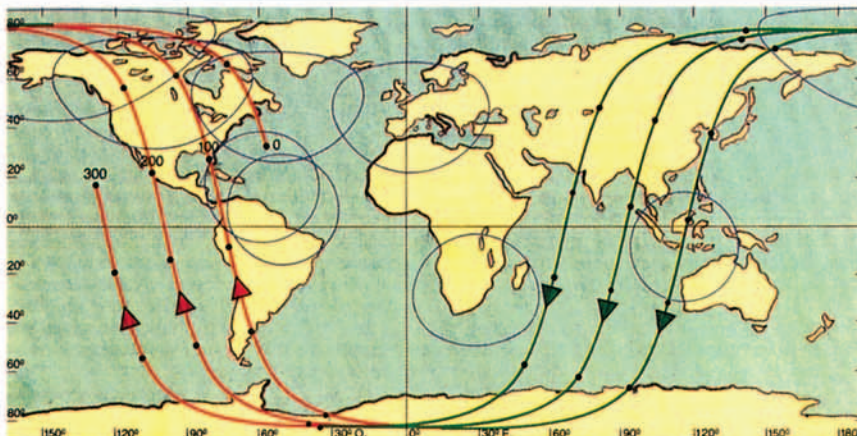


Figura 8. Las tres primeras órbitas del satélite heliosincrónico SPOT-1, lanzado el 22 de febrero de 1986.

El intervalo entre dos puntos sucesivos, marcados en las trazas de las órbitas, es de 10 minutos, y la numeración de las trazas es el número de minutos transcurridos desde el lanzamiento.

Los alcances de la recepción de señales por las estaciones de seguimiento, están marcados con curvas cerradas del gráfico.

La continuidad del Programa SPOT está asegurada (Revista de Aeronáutica y Astronáutica, noviembre 1998).

los días extremos de esos intervalos hasta el valor máximo de 70 minutos el día exacto del equinoccio.

La duración media de los eclipses, teniendo en cuenta esas variaciones, puede considerarse que es de 40 minutos.

Obviamente, los satélites están sometidos también a los eclipses por interposición de la Luna entre el Sol y la Tierra, si bien son muy pocos, incluso ninguno al año; su número máximo puede ser de cuatro al año, y el valor medio dos, que pueden tener

una duración de poco más de dos horas, siendo los más normales de 40 minutos.

De acuerdo con lo expuesto puede calcularse el tiempo de inactividad de los paneles solares en un año, resultando: 2 equinoccios x 42 días/equinoccio x 40 minutos/eclipse = 3.360 minutos; 2 eclipses lunares x 40 minutos/eclipse = 80 minutos. En total, pues, 3.440 minutos de eclipse al año, esto es, 57 horas y 20 minutos al año.

Los ciclos de actuación de las baterías (encendido/apagado), en los periodos de eclipse, no llegan a 90 veces al año, pues corresponden a 84 veces de los equinoccios y cuatro por eclipses originados por la Luna.

Los satélites geostacionarios, pues, están sometidos a variaciones de exigencia de energía eléctrica por las baterías, pocas veces al año y de poca duración; aquí estriba uno de los factores incidentes en su larga vida, que ahora está próxima a los 12 años.

### SATÉLITE HELIOSINCRÓNICO SPOT

Figura 7

- Altitud media de la órbita del satélite:  $h = 832$  Km.
- Radio de la órbita circular:  $R = R_m + h = 6.371 + 832 + 7.203$  Km.
- Longitud de la órbita:  $L = 2\pi R = 45.258$  Km.

• Velocidad circular del satélite:  $V_c = \sqrt{\frac{\mu}{R}} = 7'44$  Km/seg

- Giro de la Tierra, cada día, alrededor del Sol:  $360^\circ/365'256 = 0'98561^\circ$  • Giro retrógrado del plano orbital:

$$\omega_o = -9'97 \left( \frac{R_o}{R} \right)^{3.5} \cos i \text{ (grados por día)}$$

- Condición de heliosincronismo:  $0'98651 = \omega_o$   
 $\cos i^\circ = -0'15132514$ ;  $i = 98^\circ 42'13''$
- Tiempo invertido en cada órbita:  $t = L/V_c = 6.083$  seg = 101 min. 23 seg.
- Número de órbitas programadas para sobrevolar toda la Tierra en 26 días:  
 $N = 369$  órbitas
- Número de órbitas por día  $n = 369/26 = 14 + 5/26$
- Distancia entre las trazas de dos órbitas consecutivas, en el ecuador:  
 $d = 2\pi R_o / 369 = 108'60$  Km.
- Cobertura de los haces de observación del satélite sobre la Tierra:  
2 haces de 60 Km. de ancho cada uno, solapados 3 Km. entre sí; en total 117 Km.

### ORBITAS HELIOSINCRÓNICAS

Con órbitas circulares, casi polares, el plano orbital pasa cerca de los polos de la Tierra, su velocidad y por lo tanto su altitud, quedan fijadas para que exista condición de heliosincronismo; el plano de la órbita del satélite deberá mantener la misma orienta-

ción con relación al Sol, y así el ángulo de incidencia de los rayos solares, para una misma región se mantendrá sensiblemente constante.

La condición de heliosincronismo queda determinada por el giro de la Tierra, cada día, alrededor del Sol, que ha de ser igual al giro retrógrado del plano orbital (Revista de Aeronáutica y Astronáutica, nº 675, julio-agosto 1998). De esta condición de heliosincronismo resulta que la inclinación del plano orbital, respecto del plano del ecuador, es superior a  $90^\circ$  en unos  $8^\circ$  o  $10^\circ$ , de aquí que digamos que la órbita es casi polar.

La fuerza de la gravedad en los puntos de una órbita heliosincrónica

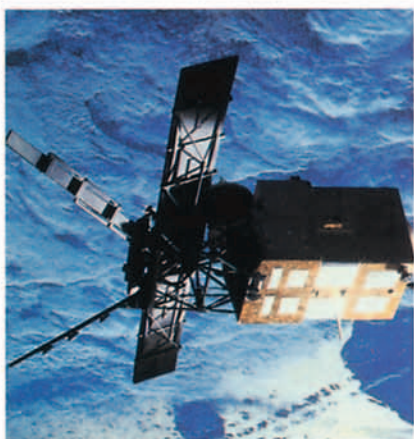


Figura 9. Satélite heliosincrónico ERS (European Remote Sensing Satellite), para observación de la Tierra. Se han lanzado dos satélites de este tipo; el ERS-1 el 17 de julio de 1991, y el ERS-2 lanzado el 21 de abril de 1995. A la derecha de la figura, la traza de observación en sentido ascendente.

varía, dentro de unos márgenes relativamente estrechos, debido a la forma de esferoide de la Tierra, según el punto de "sobrevuelo"; así para una altitud de 800 Km. en la prolongación de la posición del radio medio de la Tierra, resulta  $7'75 \text{ m/seg}^2$ , esto es, muy superior a la de los satélites geoestacionarios ( $0'224 \text{ m/seg}^2$ ).

En la figura 7 presentamos las características de un satélite en órbita heliosincrónica, el SPOT, que hemos considerado típico. Obsérvese que la inclinación de su órbita es superior en  $8^\circ 42' 13''$  a los  $90^\circ$  respecto del plano ecuatorial.

Para situar un satélite en órbita heliosincrónica, puede hacerse directamente por la impulsión del último escalón de combustión del cohete lan-

zador o por la nave espacial, pues la altura a insertar el satélite en su órbita es sensiblemente menor que para la órbita geoestacionaria (aproximadamente 800 Km. para la heliosincrónica, y 36.000 Km. en la geoestacionaria).

## LOS SATÉLITES SPOT

El satélite heliosincrónico SPOT-1 (Satellite Pour Observation de la Terre), fue lanzado desde Kourou el 26 de febrero de 1986.

La continuidad de observación de la Tierra por satélites de la familia de los SPOT, está asegurada: el SPOT-2 fue lanzado el 22 de enero de 1990;



el SPOT-3 el 26 de septiembre de 1993; el SPOT-4 el 24 de marzo de 1998, y ya está anunciado que el SPOT-5 será lanzado entre los años 2001/2002.

El SPOT-5 podrá "ver" todo el globo terráqueo en menos de cinco días, y todas las latitudes de Europa en tres días. La banda de observación del SPOT-5 será de 120 Km. de anchura, el doble que la de su predecesor el SPOT-4 que son 60 Km. (Revista de Aeronáutica y Astronáutica, nº 678, noviembre 1998).

La hora de paso del satélite por encima de una región determinada, se mantiene en los satélites de la familia de los SPOT, en 15 minutos alrededor de su valor nominal, sea cuales fuere el periodo del año y vuelve a

pasar sobre su traza con una precisión de  $\pm 5 \text{ Km}$ .

En la figura 8 presentamos las trazas sobre la superficie de la Tierra, de las tres primeras órbitas del SPOT-1. La proyección mercatoriana del globo terráqueo y la velocidad de rotación de la Tierra, dan lugar a la forma de similitud senoidal de las trazas, en esta forma de proyección.

## LOS SATÉLITES ERS

Estos satélites ERS (European Remote Sensing Satellite), son con los SPOT, los de más alta cualificación de los heliosincrónicos puestos en órbita por Europa (figuras 9 y 10).

El ERS-1 fue el primer satélite en revelar exactamente los detalles de las corrientes marinas asociadas a la inestabilidad climática del fenómeno "El Niño".

La inclinación orbital de los ERS para conseguir las condiciones de heliosincronismo es de  $98^\circ 30'$  a una altitud media de 780 Km.

La hora local del paso del satélite sobre el ecuador son las 10 h. 30 min. en el nodo descendente. La duración de una órbita es, aproximadamente de 100 minutos.

Tanto el ERS-1 como el ERS-2 tienen un ciclo repetitivo que dura 35 días.

Los paneles solares consisten en dos alas de  $5'8 \text{ m.} \times 2'4 \text{ m.}$ , que giran respecto del satélite  $360^\circ$  cada órbita, para así mantener su orientación óptima hacia el Sol.

## EL ENVISAT

El satélite heliosincrónico ENVISAT, es, por hoy, el más ambicioso y complejo satélite que está fabricando Europa, y que será continuador de las actividades desarrolladas por los ERS-1 y ERS-2.

El 30% del valor supermillonario de su desarrollo fue firmado por la ESA el 24 de julio de 1995, a favor de Matra Marconi Espace, y Daimler Benz Aerospace.

El módulo de servicio, que constituye la carga de pago sobre la plataforma del satélite, incorpora algunos instrumentos que habían sido desarrollados para el SPOT-4. Cuatro depósitos de

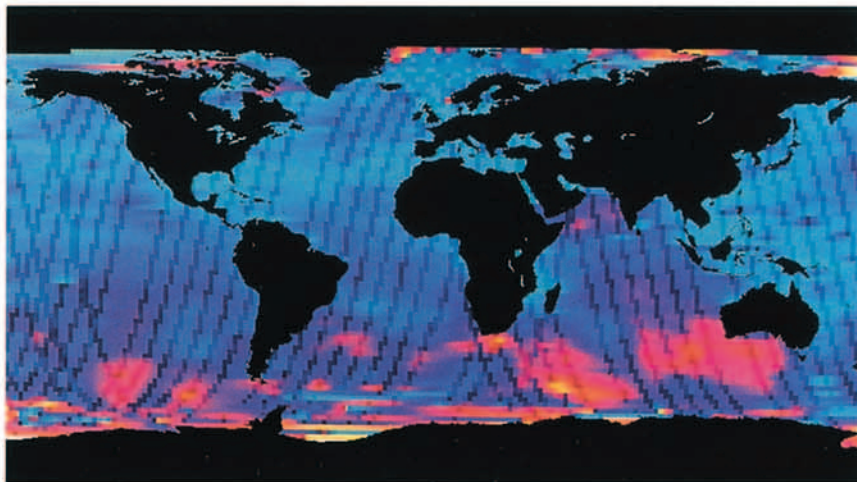


Figura 10. Distribución global de la altura de olas significativas (SWH), medidas por el ERS-1, durante un ciclo orbital de 3 días (1 a 3 de agosto de 1991).

Color Azul.— Olas de 1 a 3 m. de altura

Color rojo.— Olas de 5 m. de altura

Color amarillo.— Olas de 12 m. de altura

Obsérvese que las olas de 5 a 12 metros, son significativas a grandes latitudes (más acusadas en el hemisferio Sur).

La forma quebrada de las trazas, corresponde a la técnica de medida de los ecos por reflexión sobre la superficie de los mares.

almacenamiento de combustible portarán 300 Kg. de hidrazina para el sistema de control orbital y actitud, cantidad de combustible suficiente para asegurar la operatividad del satélite, al menos durante cinco años.

Un conjunto de 14 paneles solares suministran energía eléctrica de 6'6 Kw.

La altitud de la órbita será de 800 Km., en un plano inclinado de 98°; la duración de una órbita es de 1 hora 40 minutos 59 segundos, y el ciclo será repetitivo cada 35 días. En la configuración de lanzamiento el ENVISAT tendrá 10 m. de altura, y 25 m. de envergadura con los paneles solares desplegados.

## ECLIPSES EN LOS SATÉLITES HELIOSINCRÓNICOS

Los satélites en órbitas heliosincrónicas tienen periodos de eclipse mucho mayores que los geoestacionarios, pues alcanzan, aproximadamente, 3.022 horas al año, frente a las poco más de 57 horas en éstos.

Los 35 minutos de oscuridad en el satélite, por cada órbita, habiendo tomado como órbita tipo la del SPOT, suponen pues que 66 minutos está iluminado por el Sol, dado que la duración de cada órbita es de 101 minutos.

Como este satélite describe 369 órbitas en 26 días, esto representan 5.180 órbitas al año, y dado que en cada órbita está 35 minutos afectado por el eclipse, hay pues, 3.022 horas de oscuridad, y la consiguiente necesidad de que funcionen las baterías en este tiempo.

Otro efecto perjudicial es el elevado número de ciclos anuales de encendido/apagado, que resultan 5.180 veces, frente a las 90 de los satélites geoestacionarios.

Aquí estriba una de las principales razones de la mucha menor vida activa de los satélites heliosincrónicos respecto de los geoestacionarios. ■



Figura 11. Visión artística del Envisat-1, que será continuador de las observaciones de los ERS-1 y ERS-2.

El lanzamiento del Envisat, por un lanzador Ariane 5, para ser colocado en órbita heliosincrónica está previsto para el próximo año 2000. Será el mayor satélite construido por Europa; el peso de la plataforma portadora del satélite es, aproximadamente, de 8 Tm., que portará 2.000 Kg. de carga de pago. Está siendo desarrollado por más de 80 compañías europeas, con participación de Canadá.