

## INFORME 1170

SISTEMAS DE COMUNICACIONES MÓVILES POR SATÉLITE  
QUE UTILIZAN ÓRBITAS ELÍPTICAS MUY INCLINADAS

(Cuestión 84/8)

(1990)

1. Introducción

Los actuales sistemas de comunicaciones móviles por satélite se basan en el empleo de satélites emplazados en órbita geoestacionaria, que funcionan en frecuencias de la banda 9 y que utilizan terminales móviles con antenas omnidireccionales de baja ganancia o antenas orientables de elevada ganancia. La órbita de los satélites geoestacionarios puede suministrar virtualmente una cobertura global en las latitudes comprendidas entre, aproximadamente, 75° Norte y 75° Sur, haciendo uso de tres satélites y es muy adecuada para la mayoría de las aplicaciones móviles marítimas y aeronáuticas.

Sin embargo, el ángulo de elevación disminuye no sólo al aumentar la latitud de la estación terrena móvil sino también al aumentar las diferencias entre las longitudes del satélite y de la estación terrena móvil (véase la Figura 1).

Por definición de la zona de cobertura, los ángulos de elevación en los extremos de la zona de cobertura son muy pequeños y los terminales móviles pueden tener graves problemas debidos a los efectos de propagación por trayectos múltiples y a la obstrucción y ensombrecimiento de la señal, siendo estos dos últimos de especial importancia en los sistemas del Servicio Móvil Terrestre por Satélite (SMTS) [Reudink, 1983]. Para este servicio, puede resultar más adecuado utilizar otras órbitas de satélite, que permitan a los terminales móviles ubicados en latitudes elevadas, incluidas las regiones polares, funcionar con mayores ángulos de elevación hacia los satélites.

Este Informe considera estas órbitas de satélite alternativas y en su Anexo I describe un sistema estudiado actualmente en el Reino Unido [Norbury, 1986], que prevé la utilización de una órbita de tipo Molniya [Chernyvski y Bartenov, 1978]. Se han realizado también otros estudios en el Reino Unido [Howe, 1986].

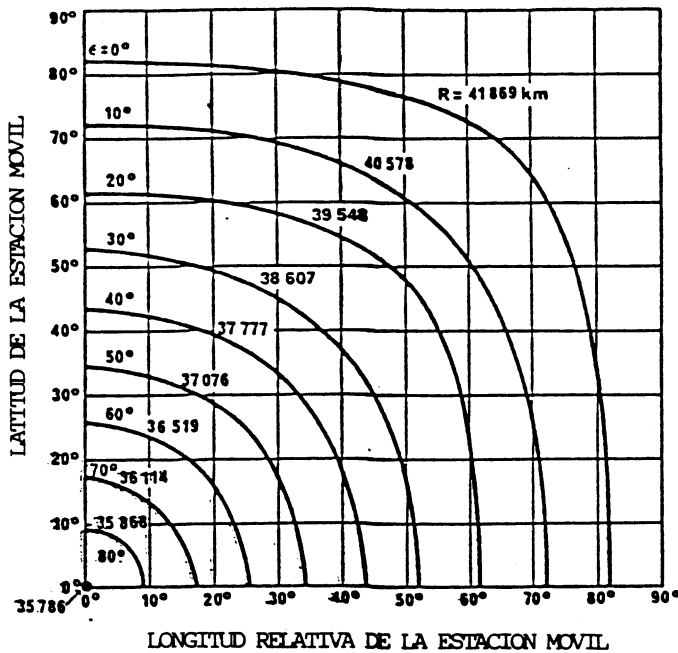


FIGURA 1 - Distancia y ángulo de elevación del satélite geostacionario

$\epsilon$ : Ángulo de elevación de la antena

R: Distancia del satélite en función de:

- la longitud relativa de la estación móvil, es decir, la diferencia entre la longitud de la estación y la del satélite, y
- la latitud de la estación móvil

## 2. Órbitas de satélite alternativas

### 2.1 Satélites de órbita baja

Son posibles varias configuraciones orbitales de satélite alternativas que permiten una utilización más económica de la p.i.r.e. del satélite, en parte por eliminarse la necesidad de prever desvanecimiento multitrayecto. Se han investigado [Berretta, 1984] varios sistemas que permiten la cobertura polar.

## 2.2 Órbitas elípticas inclinadas

Se examina la utilización de órbitas elípticas inclinadas para los satélites no geostacionarios con preferencia a las órbitas circulares porque, a menos que la altitud del satélite de órbita circular fuese muy elevada, el tiempo de acceso sería limitado, y además los terminales móviles exigirían la incorporación de antenas de seguimiento relativamente costosas o de antenas de haz muy ancho (de baja ganancia). Las órbitas elípticas inclinadas que hasta la fecha han sido estudiadas son:

- las órbitas de 12 horas, tales como MOLNIYA, LOOPUS [Dondl, 1984];
- las órbitas de 24 horas, tales como TUNDRA [Collins y otros, 1984], SYCOMORES [Dulk, Rouffet y otros, 1988].

Son posibles otros tipos de órbitas elípticas inclinadas.

Sin embargo, los satélites en órbitas elípticas inclinadas poseen una velocidad relativamente reducida en las proximidades del apogeo y si a esto se une la velocidad de rotación de la Tierra como consecuencia parecerá que el satélite es casi geostacionario en una determinada zona geográfica y durante una parte importante de su periodo orbital; fenómeno conocido con el nombre de "apogeo de reposo".

Si el periodo es sincrónico o subsincrónico, este efecto volverá a aparecer en la misma longitud en días sucesivos, pero en general la precesión de la línea de ápsides hará cambiar lentamente la latitud a la que aparece el apogeo. No obstante, para una inclinación particular de aproximadamente 63° el efecto puede minimizarse o suprimirse, pudiendo así conseguirse la coherencia de la órbita. Sin embargo, para satisfacer una necesidad de servicio dada, deben considerarse los cuatro factores de la órbita: inclinación, excentricidad, argumento de perigeo y los efectos de las perturbaciones orbitales.

En el cuadro siguiente se ejemplifican las órbitas MOLNIYA, LOOPUS, TUNDRA y SYCOMORES, que tienen una inclinación de unos 63°:

CUADRO I

Tipo de órbita	Molniya (3 satélites)	Tundra	Loopus (3 satélites)	Sycomores (2 satélites)
Periodo orbital	12 horas	24 horas	12 horas	24 horas
Altitud de apogeo	39.500 km	46.300 km	39.100 km	50.600 km
Altitud de perigeo	1.000 km	25.300 km	1.240 km	21.000 km

En el Reino Unido se han realizado investigaciones sobre la aplicación de los satélites en órbitas elípticas inclinadas [Gardiner, CERS, 1986] y más recientemente sobre un sistema basado en la utilización de la órbita Molniya, como se describe en el Anexo I.

Con estas órbitas de satélite la obstrucción debida a edificaciones, montañas y otro tipo de obstáculos puede soslayarse considerablemente gracias al gran ángulo de elevación hacia el satélite que en muchas partes de Europa, por ejemplo, puede ser superior a  $50^\circ$ . Por consiguiente en esas zonas se podría considerar el uso del SMTS con terminales móviles de bajo coste y antenas relativamente sencillas de elevada ganancia, sin seguimiento. Además quedan eliminados o reducidos al mínimo los efectos de la propagación multitravecto

En consecuencia, pueden lograrse márgenes de enlace mejores, lo que supone una reducción en la p.i.r.e. del satélite y permite también la utilización de una antena direccional con ganancias de hasta 10 dBi.

Aunque es preciso prever varios satélites en un sistema para lograr una cobertura de 24 horas, la energía necesaria en el lanzamiento para ubicar un satélite equivalente en una órbita elíptica inclinada es inferior a la que es necesaria en el caso de un satélite geoestacionario. Para la órbita Molniya se necesita aproximadamente la mitad de la que es necesaria en el caso de un satélite geoestacionario. Se requiere un mayor estudio de las energías de lanzamiento relativas.

Otra cuestión que habrá que estudiar es la complejidad y el coste que supone la utilización de varios satélites.

Por otro lado, es importante no pasar por alto las consideraciones económicas de la sección espacial en relación a los satélites geoestacionarios. A efectos de la seguridad de un sistema, seguridad que es necesaria en la mayoría de las aplicaciones comerciales, se precisa mantener en órbita satélites de reserva, para lo que pueden también requerirse facilidades STT. Se requiere ulterior estudio acerca de la mejor manera de lograrlo.

### 2.3 Necesidades de seguimiento para las estaciones de base

Las estaciones de base presentarán, en la mayoría de los casos, la desventaja de necesitar dos antenas, una para el seguimiento del satélite que se aleja y la otra para sintonizar las señales del satélite que se acerca. Solamente la configuración Loopus obvia este problema disponiendo simultáneamente a los satélites "entrante" y "saliente" en el interior de un solo haz de antena de alta ganancia de la estación terrena en el punto de la conmutación de un satélite a otro.

### 3. La órbita Molniya

En la Figura 2 se indica la relación entre la órbita Molniya de 12 horas y la órbita geoestacionaria. Esta órbita elíptica muy inclinada proporciona una posición del satélite cercano al cénit durante 8 de las 12 horas de su duración, visto desde la Tierra en latitudes medias. En la órbita siguiente, proporciona otras 8 horas a una zona que se halle situada en la misma latitud pero separada una longitud de  $180^\circ$ , antes de volver en la tercera órbita a su posición original con respecto a la Tierra. La cobertura de una zona durante las 24 horas exige el emplazamiento de tres satélites situados en tres planos a  $120^\circ$  uno de otro. Este mismo sistema proporcionaría una cobertura de 24 horas a la otra zona mencionada anteriormente.

La traza que van dejando sobre la Tierra los satélites en esta órbita aparece en la Figura 3, con indicación del tiempo en horas transcurrido desde su paso por un perigeo. Puede observarse que el satélite pasa unas 8 horas cada día situado en un espacio del cielo de unos pocos grados en torno a un mismo punto.

Los ángulos de elevación grandes para los países de latitudes más elevadas como los de Europa septentrional, y para las regiones polares aparecen en la Figura 4 que muestra la Tierra vista desde el satélite situado en un apogeo a  $3,5^\circ$  de longitud Oeste; en la Figura 5 puede observarse la misma vista desde la posición equivalente del satélite geoestacionario.

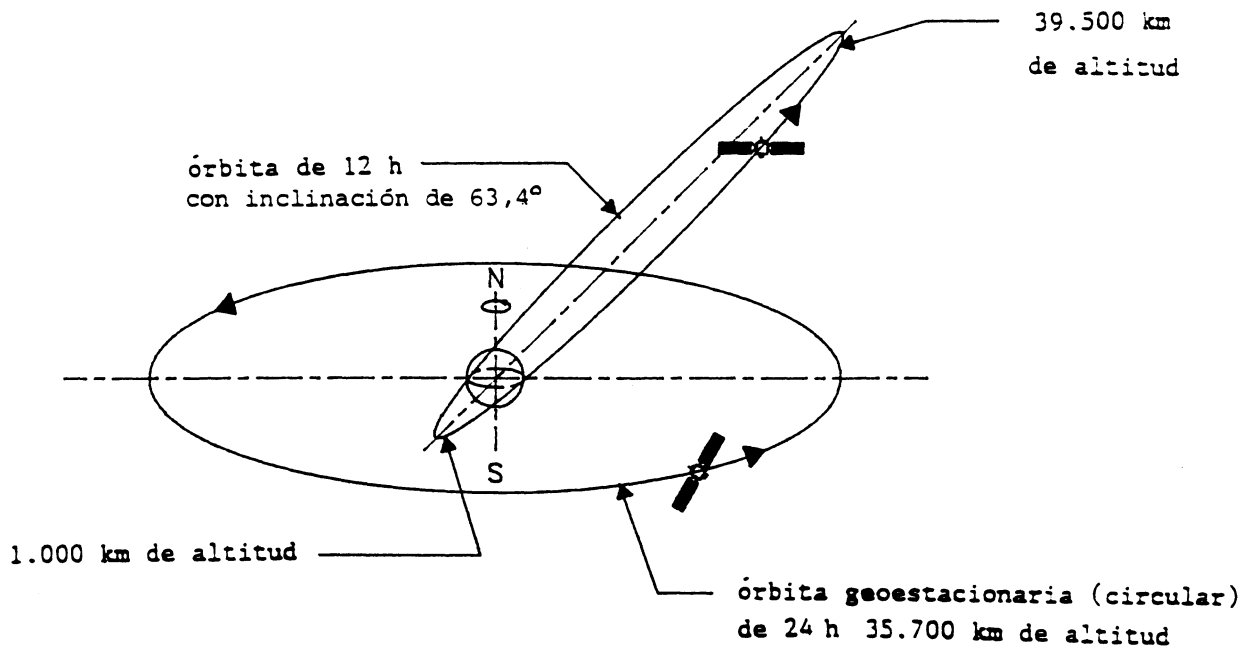


FIGURA 2

Relación entre la órbita geoestacionaria y la órbita Molnya

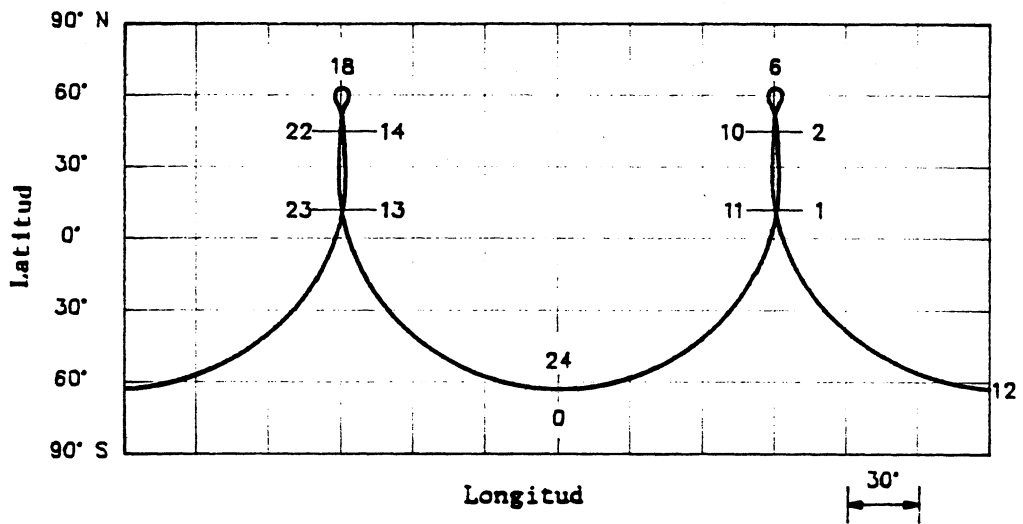


FIGURA 3

Traza sobre la Tierra de los satélites de órbita de 12 h muy elíptica

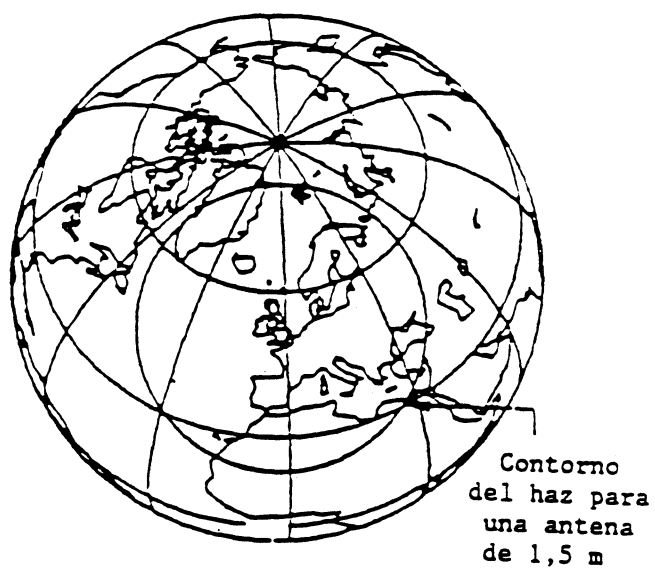


FIGURA 4

Vista de la Tierra desde el apogeo de una órbita Molnva de 12 h.  
centrada en 3,5° Oeste

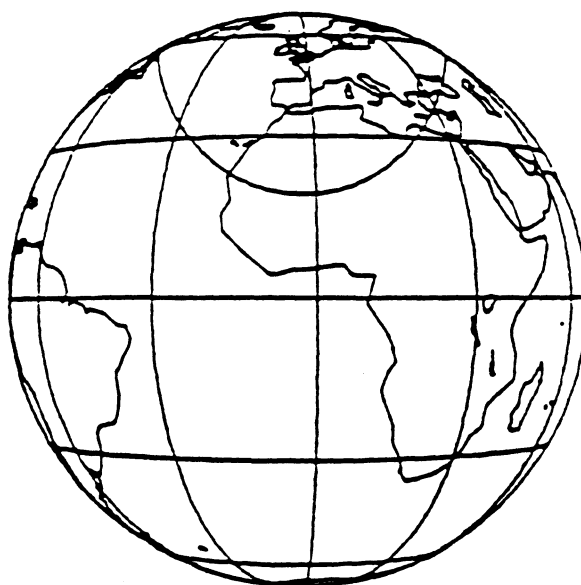


FIGURA 5

Vista de la Tierra desde una posición de la órbita geoestacionaria  
a 3,5° Oeste con una zona de cobertura similar a la de  
la Figura 3, centrada en el Reino Unido

4. La órbita SYCOMORES

Esta órbita proporciona una posición del satélite casi cenital cuando se observa desde la Tierra a latitudes medias y altas, comparables a las latitudes geográficas europeas, durante 12 de las 24 horas de su periodo. En la órbita siguiente proporciona otras 12 horas para la misma región exactamente.

La cobertura de una región 24 horas al día requiere dos satélites, en dos órbitas, con nodos ascendentes separados  $180^\circ$ .

La posición del plano de la órbita se muestra en la Figura 6.

La traza que van dejando sobre la Tierra los satélites en esta órbita aparece en la Figura 7, con indicación del tiempo en horas transcurrido desde su paso por un perigeo. Puede observarse que el satélite pasa unas 12 horas cada día situado en un espacio del cielo de unos pocos grados en torno a un mismo punto.

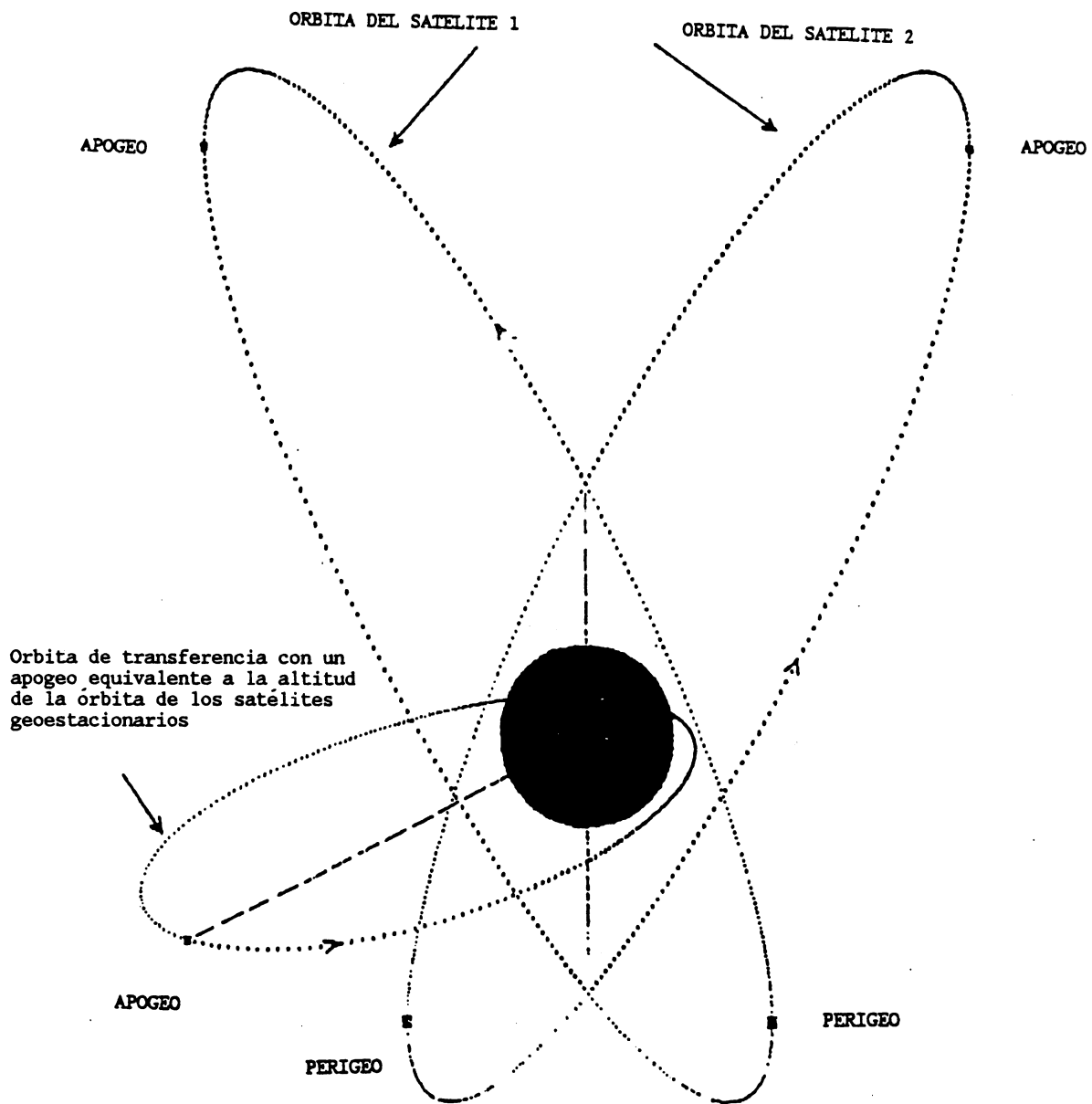


FIGURA 6

Posición de los planos de la órbita SYCOMORES



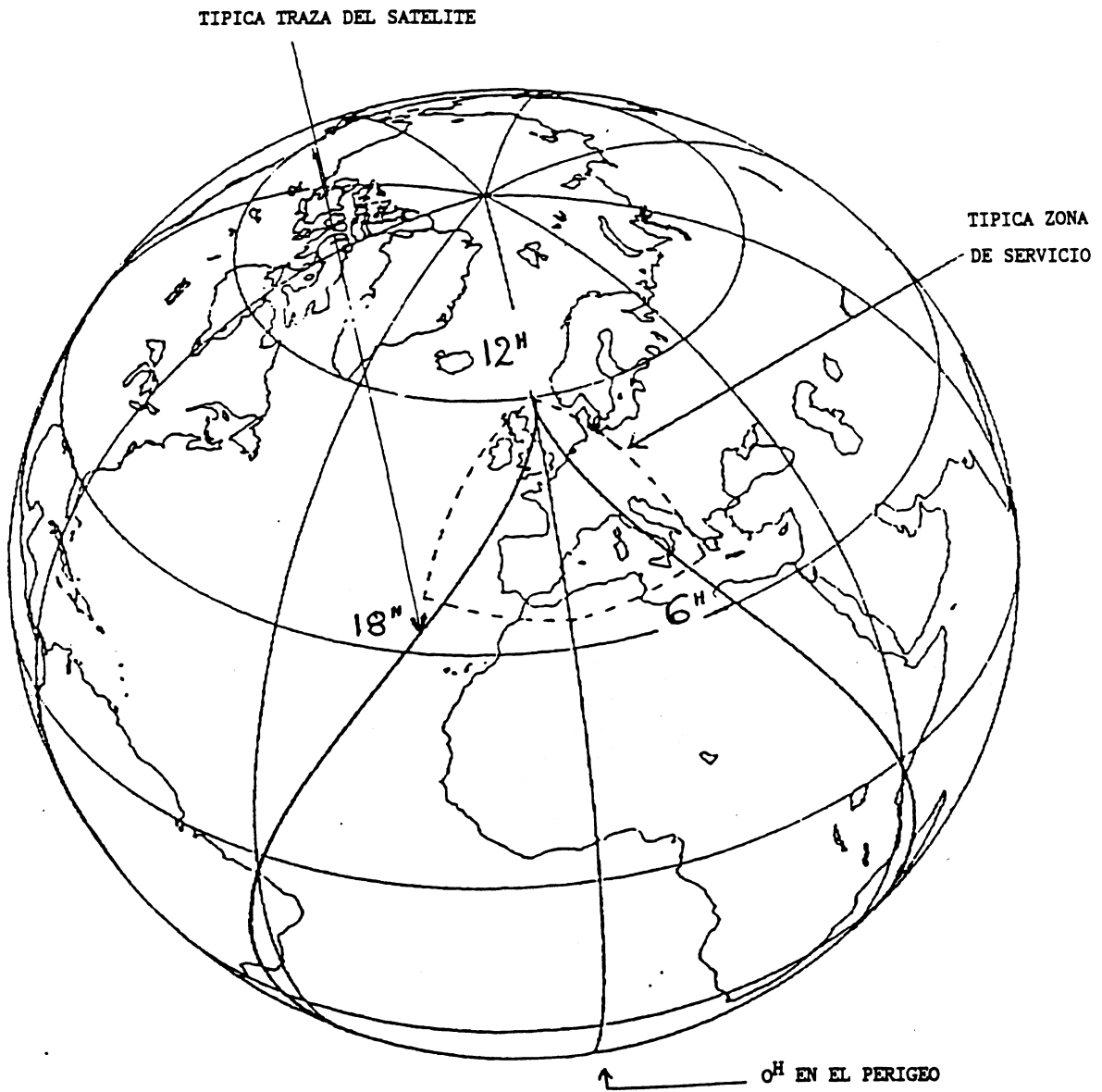


FIGURA 7

Orbita Sycomores: Ejemplos de traza del satélite y zona del servicio

##### 5. Ventajas e inconvenientes de las órbitas de 12 horas y de 24 horas

En cuanto a las transmisiones, no existen diferencias realmente significativas entre las órbitas con periodo de 12 horas y las que tienen un periodo de 24 horas. Existe más bien un conjunto de inconvenientes y ventajas mutuos. La elección de una órbita para establecer un sistema de comunicaciones con los móviles terrestres será el fruto de un compromiso técnico-económico, inevitable en toda misión.

Para garantizar una cobertura regional permanente en latitudes medias y altas, el número de satélites necesarios en una órbita "de 24 horas" es inferior al de satélites en órbita "de 12 horas", permaneciendo el resto de cosas igual (valores característicos: dos satélites en una órbita de 24 horas, y 3 en una órbita de 12 horas). Esto se debe a que el satélite en órbita de 24 horas tiene una cobertura más amplia, en un determinado instante, y un periodo de visibilidad mayor en cada pasada.

Los efectos Doppler en la órbita "de 24 horas" son bastante menores que en la órbita "de 12 horas"; incluso después de la compensación, una parte de la banda utilizable se ve afectada de hecho por el efecto Doppler, reduciéndose así la capacidad del sistema en cuanto a número de radiocanales disponibles en una anchura de banda determinada.

Sin embargo, para una capacidad de lanzamiento determinada, el peso de la carga útil, disponible al principio de la vida útil en una órbita "de 24 horas", es algo inferior al correspondiente en la órbita "de 12 horas". Las perturbaciones debidas al campo de gravitación terrestre en los satélites en órbita "de 12 horas" son superiores a las de los satélites "de 24 horas". Las perturbaciones lunares/solares de los satélites en órbita "de 24 horas" son ligeramente superiores a las de los satélites en órbita "de 12 horas". Puesto que la frenada atmosférica se hace sentir a altitudes inferiores a 1.000 km, las órbitas de los satélites de tipo MOLNIYA se ven afectadas al atravesar el perigeo. Los efectos perjudiciales de las travesías de los cinturones de radiación que rodean la Tierra revisten mayor importancia en los satélites con órbita "de 12 horas" que en los satélites con órbita de 24 horas.

##### 6. Compartición de frecuencia con las redes de satélites geoestacionarios

La interferencia entre dos redes que utilizan satélites geoestacionarios y no geoestacionarios es probablemente muy difícil de evitar si las dos redes dan servicios simultáneamente a las mismas zonas geográficas, dado que las antenas de las estaciones terrenas del servicio móvil suelen ser de haces anchos. No obstante, las redes pueden aislarse (como se sugiere en el Informe 455-4) desactivando la estación espacial no geoestacionaria con tiempo suficiente para evitar que ilumine la zona o zonas de servicio de la red de satélites geoestacionarios.

Cuando las zonas de servicio de las dos redes no se superponen, la compartición puede ser factible si se utilizan antenas de estación terrena espacial directivas.

Es preciso un estudio ulterior para determinar en qué medida algunos parámetros, tales como la latitud de las zonas cubiertas, la ganancia de la antena de la estación terrena o las técnicas de acceso múltiple tales como la AMDC pueden permitir la compartición de frecuencias entre dos redes que utilicen satélites geoestacionarios y no geoestacionarios.

## 7. Areas de estudios ulteriores

La aplicación de estas órbitas elípticas muy inclinadas para las comunicaciones móviles plantea cierto número de problemas técnicos que necesitan estudiarse. Entre estos estudios cabe citar:

- las consideraciones de compartición de frecuencia, especialmente si la misma banda de frecuencia se utiliza para operaciones geoestacionarias;
- la definición de márgenes de enlace para grandes ángulos de elevación en zonas urbanas, suburbanas y en el campo, en la banda 9;
- los desplazamientos Doppler debidos a la elevada velocidad relativa del vehículo espacial y los métodos de corrección;
- el mantenimiento de comunicaciones, especialmente durante el paso de un satélite a otro;
- los daños producidos por la radiación debidos al paso del vehículo espacial a través del cinturón de protones de elevada densidad cercano a la Tierra;
- el mantenimiento de la cobertura terrena mediante antenas de seguimiento instaladas en el satélite o mediante la posibilidad de maniobra de éste;
- el mantenimiento de la estabilidad de la órbita, dados los efectos de las perturbaciones en todo el sistema y las dificultades consiguientes para la planificación del sistema;
- el mantenimiento del curso continuo del tráfico con un sistema de satélites múltiples;
- los métodos para garantizar una alta disponibilidad;
- las diferencias entre los diversos sistemas de órbitas de 12 ó 24 horas;
- las repercusiones que tiene en el conjunto del satélite la necesidad de efectuar maniobras de mantenimiento en posición;
- el estudio de las necesidades de energía de lanzamiento.

## 8. Conclusión

Convendrá explorar a fondo las posibilidades de emplear órbitas elípticas muy inclinadas para prestar determinados servicios, especialmente a elevadas altitudes, y para ampliar el alcance técnico existente o previsto. Este Informe puede servir de base para ello.

### REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- BERRETTA, G. [marzo de 1984] Extension of mobile satellite communications to the polar region. Space Comm. Broad., Vol. 2, 1, 33-46.
- CCIR [1978] Vol. VIII - Informe 506-1: Órbitas de los satélites utilizados para sistemas de teleccmunicación y radiodeterminación para estaciones de los servicios móviles.
- COLLINS, J. y otros [octubre de 1984] Technical military communications by satellite relay at high latitudes. AGARD Conf., CP 344.
- CHERNYVSKI, G.M. y BARTENOV, V.A. [1978] Satellite Communications Orbits. Moscú, Sviaz, 240.

- DONDL, P. [1984] Loopus opens a new dimension in satellite communications. Int. Journal, Satellite Comms., Vol. 2, 241-250.
- DULCK, J.F. y otros [octubre de 1988], SYCOMORES CONCEPT, IAF, Bangalore.
- DULCK, J.F., ROUFFET y otros [octubre de 1988], SYCOMORES, a new concept for land mobile satellite communications IEE Londres.
- GARDINER, J.G. [1986] The T-SAT communications satellite payload. IEE Conference No 262 Communication 86, 109-112.
- HOWE, T.D. [mayo de 1986] A technology satellite design study T-SAT. Aerogram (College of Aeronautics Cranfield, Reino Unido), Vol. 4, 3, 11-12.
- NORBURY, J.R. [3-4 de junio de 1986] Land Mobiles Systems using highly eccentric orbits. Proc. ESA Workshop held at ESA/ESTEC, Paises Bajos.
- REUDINK, D.O. [1983] Estimate of path loss and radiated power for UHF mobile-satellite systems. BSTJ, Vol. 62, 8, 2493-2512.

## ANEXO I

Reino Unido

ESTUDIO DE UN DISEÑO DE CARGA ÚTIL EXPERIMENTAL UTILIZANDO  
UNA ÓRBITA DEL TIPO MOLNYA1. Introducción

El objetivo de la fase actual de este estudio es el de proporcionar un diseño de carga útil para las demostraciones de "prueba del concepto" de un sistema móvil terrestre por satélite que utiliza una órbita Molnya. La carga útil proyectada considerada se basa en el empleo de técnicas de procesamiento a bordo que tal vez podrían aplicarse a una segunda generación de satélites situados en órbitas muy excéntricas.

2. Diseño de la carga útil

En la fig. 8 se indican las características esenciales del diseño de la carga útil. A continuación se describen con más detalle algunos puntos:

- la antena es un reflector sencillo de 1,5 m de diámetro con alimentación central. La orientación necesaria de la antena para establecer la puntería en la órbita Molnya se obtiene mediante maniobras del vehículo espacial;
- la potencia del transmisor necesaria para lograr un margen de enlace adecuado es de 10 a 20 vatios dependiendo de la velocidad de datos. Este valor se obtiene fácilmente con la actual tecnología disponible en 1,5 GHz;
- la carga útil debe incluir una completa demodulación y decodificación de las señales recibidas con una cierta variedad de tipos de modulación tales como MDPB, MDP-4 y MDP-4 desplazada, obtenidos mediante soporte lógico a bordo. Debe ser posible volver a programar el soporte lógico desde el control de Tierra así como decodificar una cierta variedad de esquemas de codificación tales como la decodificación de peso mínimo de los códigos Reed-Solomon;
- un microprocesador a bordo controla una memoria tampón que permite la posibilidad de volver a dar nuevo formato a los datos y retransmitir la modulación y los esquemas de codificación con independencia del canal del enlace ascendente;
- los esquemas de acceso estudiados son:
  - a) MDT, del enlace descendente a las estaciones móviles empleando AMDT en el trayecto de retorno desde la estación móvil al satélite;
  - b) MDT del enlace descendente a las estaciones móviles y SCPC en el enlace ascendente. Este esquema exigiría el empleo de un multiplexor transversal digital en paralelo con los módulos de decodificación y demodulación AMDT. En los cuadros II a V se señalan los balances del enlace propuestos para los diversos esquemas (estación móvil hacia y desde el satélite);

- la carga útil, en virtud de los canales dobles para cada sistema de acceso, permite el funcionamiento en modo dúplex. Tanto los canales de la estación de base al satélite como los del satélite a la estación móvil funcionan en la banda de 1,5 GHz;
- son posibles variaciones de la frecuencia de reloj a 64, 256 y 512 kbit/s. La máxima frecuencia proporcionará un adecuado margen del enlace con una tasa de errores razonable, siempre que se utilice codificación (cabe suponer ganancias entre 2 y 4 dB);
- el movimiento del satélite en la órbita Molnya origina desplazamientos por efecto Doppler en las señales transmitidas y recibidas por el satélite. Se pretende compensar a bordo este efecto controlando las frecuencias de los osciladores locales en el propio vehículo espacial o por correcciones desde el control de Tierra;
- se está considerando la implantación de subsistemas de RF (con excepción de los amplificadores de potencia) en circuitos integrados monolíticos de microondas;
- en una misma trama de tiempo pueden acomodarse diversas clases de tráfico tales como mensajes codificados de corta duración, señales vocales, facsímil, etc., variando simplemente la longitud del intervalo de tiempo atribuido a cada servicio individual;
- la capacidad total del sistema, utilizando codificación de la señal vocal digital de unos 4,8 kbit/s, será aproximadamente de 50 canales vocales.

### 3. Terminal móvil

- Utilizando un conjunto de antenas de placas montado sobre el techo del vehículo y con su eje apuntando verticalmente se obtiene una antena de estación móvil con ganancia de unos 15 dB y anchura de haz a 3 dB de  $\pm 15^\circ$ ;
- la potencia en RF del transmisor móvil es aproximadamente 20 W;
- los terminales móviles tendrán la opción de funcionamiento en los modos MDT/AMDT o MDT/SCPC.

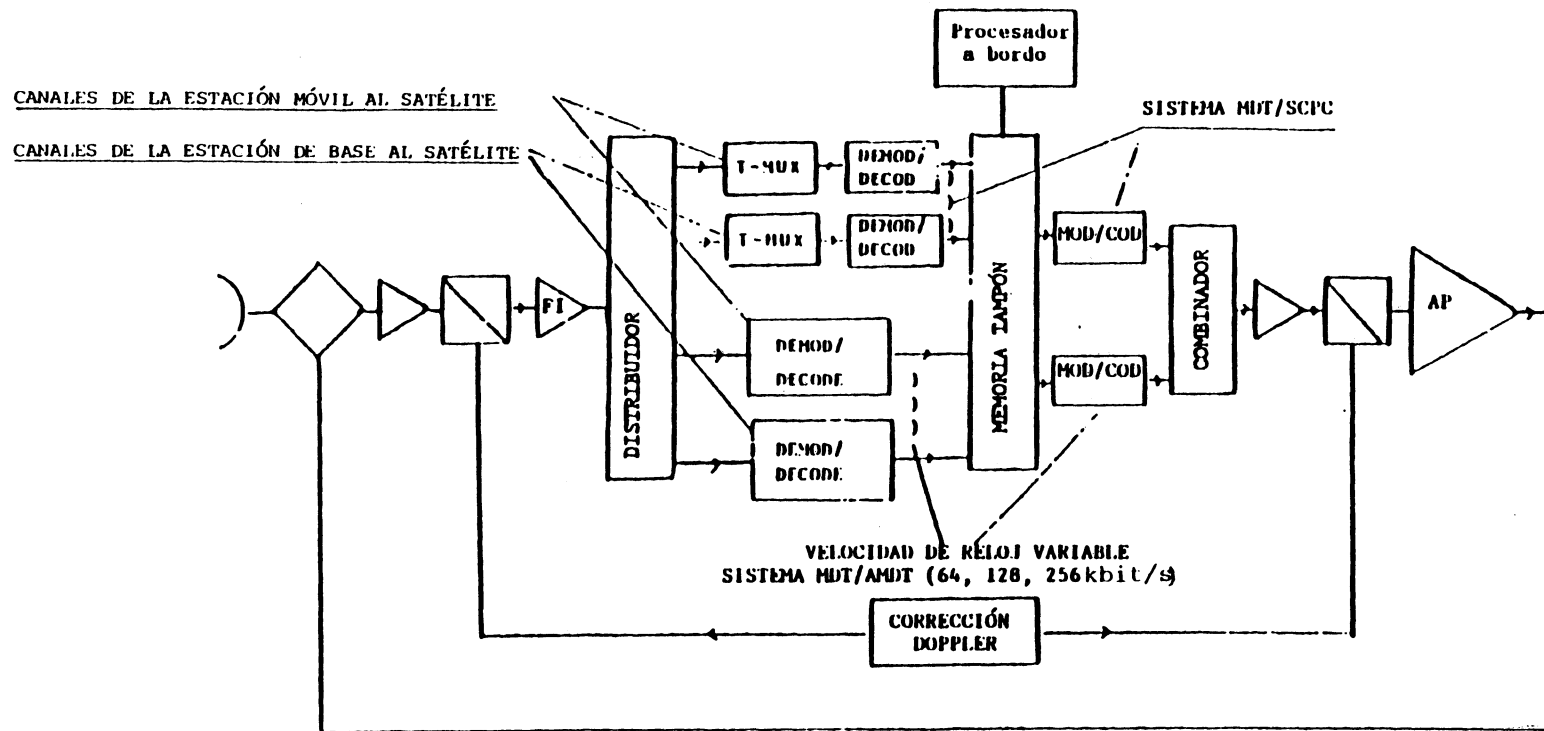


FIGURA 8 - Configuración de la carga útil de la estación móvil

CUADRO II

Balace del enlace para la configuración propuesta AMDT/MDT

Enlace descendente hacia la estación móvil (1 555 GHz)

Potencia del satélite en RF (20 W)	13,0 dBW
Perdidas en el alimentador del diplexor	-1,5 dB
Ganancia de la antena del satélite (1,5 m)	23,5 dB
<hr/>	
p.i.r.e. del satélite	35,0 dBW
Perdidas en el espacio libre (40.000 km)	-188,3 dB
Atenuación atmosférica y la debida a la lluvia	-0,5 dB
<hr/>	
Potencia de portadora en la estación móvil	-153,8 dBW
Ganancia de antena de la estación móvil	15,0 dB
Rizado de la ganancia de antena de la estación móvil	-1,0 dB
Temperatura de ruido del receptor y antena	24,5 dBK
<hr/>	
G/T en la estación móvil	-10,5 dB/K
Constante de Boltzmann	-228,6 dBW/K/Hz
Perdidas en el módem	-1,5 dB
<hr/>	
Relación portadora/Densidad de ruido (C/No)	62,8 dBHz
Velocidad binaria (256 kbit/s)	54,1 dBHz
<hr/>	
Eb/No	8,7 dB

CUADRO IV

Balace del enlace para la configuración propuesta AMDT/MDT

Enlace ascendente desde la estación móvil (1 655 GHz)

Potencia de la estación móvil en RF (20 W)	13,0 dBW
Ganancia de antena de la estación móvil	15,0 dB
Rizado de la ganancia de antena de la estación móvil	-1,0 dB
<hr/>	
p.i.r.e. de la estación móvil	27,0 dBW
Perdidas en el espacio libre (40.000 km)	-188,9 dB
Atenuación atmosférica y la debida a la lluvia	-0,5 dB
<hr/>	
Potencia de portadora en el satélite	-162,4 dBW
Ganancia de antena del satélite (1,5 m)	23,8 dB
Temperatura de ruido del receptor y antena	27,4 dBK
<hr/>	
G/T en el satélite	3,6 dB/K
Constante de Boltzmann	-228,6 dBW/K/Hz
Perdidas en el módem	-1,5 dB
<hr/>	
Relación portadora/Densidad de ruido	62,8 dBHz
Velocidad binaria (256 kbit/s)	54,1 dBHz
<hr/>	
Eb/No	7,0 dB
<hr/>	
=====	

CUADRO III

Balace del enlace para la configuración propuesta SCPG/MDT

Enlace descendente hacia la estación móvil (1 555 GHz)

Potencia del satélite en RF (20 W)	13,0 dBW
Perdidas en el alimentador del diplexor	-1,5 dB
Ganancia de la antena del satélite (1,5 m)	23,5 dB
<hr/>	
p.i.r.e. del satélite	35,0 dBW
Perdidas en el espacio libre (40.000 km)	-188,3 dB
Atenuación atmosférica y la debida a la lluvia	-0,5 dB
<hr/>	
Potencia de portadora en la estación móvil	-153,8 dBW
Ganancia de antena de la estación móvil	15,0 dB
Rizado de la ganancia de antena de la estación móvil	-1,0 dB
Temperatura de ruido del receptor y antena	24,5 dBK
<hr/>	
G/T en la estación móvil	-10,5 dB/K
Constante de Boltzmann	-228,6 dBW/K/Hz
Perdidas en el módem	-1,5 dB
<hr/>	
Relación portadora/Densidad de ruido (C/No)	62,8 dBHz
Velocidad binaria (256 kbit/s)	54,1 dBHz
<hr/>	
Eb/No	8,7 dB

CUADRO V

Balace del enlace para la configuración propuesta SCPG/MDT

Enlace ascendente desde la estación móvil (1 655 GHz)

Potencia de la estación móvil en RF (5 W)	7,0 dBW
Ganancia de antena de la estación móvil	15,0 dB
Rizado de la ganancia de antena de la estación móvil	-1,0 dB
<hr/>	
p.i.r.e. de la estación móvil	21,0 dBW
Perdidas en el espacio libre (40.000 km)	-188,9 dB
Atenuación atmosférica y la debida a la lluvia	-0,5 dB
<hr/>	
Potencia de portadora en el satélite	-168,4 dBW
Ganancia de antena del satélite (1,5 m)	23,8 dB
Temperatura de ruido del receptor y antena	27,4 dBK
<hr/>	
G/T en el satélite	3,6 dB/K
Constante de Boltzmann	-228,6 dBW/K/Hz
Perdidas en el módem	-1,5 dB
<hr/>	
Relación portadora/Densidad de ruido	55,1 dBHz
Velocidad binaria (16,4 kbit/s)	42,1 dBHz
<hr/>	
Eb/No	13,0 dB
<hr/>	
=====	