

INFORME 808-3*

SERVICIO DE RADIODIFUSIÓN POR SATÉLITE

Tecnología del segmento espacial

(Cuestión 2/10 y 11 y Programa de Estudios 2K/10 y 11)

(1978-1982-1986-1990)

1. Introducción1.1 *Consideraciones generales*

La gran extensión de la zona que permite cubrir un transmisor instalado a bordo de un satélite, especialmente de un satélite geoestacionario, y la tecnología de que actualmente se dispone, hacen posible establecer servicios de radiodifusión al público en general. Los programas pueden ser transmitidos directamente por una estación terrena al satélite, el cual los difundirá, a su vez, en una vasta zona, a receptores individuales o comunales.

La tecnología aplicable al segmento espacial del servicio de radiodifusión por satélite es análoga en muchos aspectos a la aplicable a otros servicios por satélite. Sin embargo, en algunos sectores, la tecnología necesaria para el servicio de radiodifusión por satélite diferirá de la requerida en otros servicios, y exigirá trabajos de investigación y desarrollo especializados. Estos sectores especializados comprenden la generación de niveles sumamente altos de energía primaria, el desarrollo de una potencia RF elevada, generadores de radiofrecuencia de gran rendimiento, métodos efectivos de conducción y disipación del calor producido por estas fuentes RF de alta potencia, y la concepción y fabricación de antenas de vehículos espaciales, con lóbulos laterales de bajo nivel y haces con formas asimétricas.

Los puntos siguientes de este Informe se limitan al examen de estos aspectos de la tecnología de los satélites, a excepción de los tres últimos puntos mencionados.

2. Fuente primaria de energía (véase también el Informe 673)2.1 *Paneles solares*

Debido al aumento de las necesidades de energía, se ha centrado la atención en la utilización de paneles ligeros de células solares. La solución más eficaz consiste en células fotovoltaicas montadas en un soporte flexible que se pliega, o se enrolla en un tambor durante el lanzamiento y la estancia en la órbita de transferencia [Ray y Winicor, 1966]. Como se indica en el anexo I, los métodos de despliegue pueden ser muy diversos.

Se ha probado en vuelo con éxito un panel desenrollable de 1,5 kW. Las estimaciones actuales sugieren que podría diseñarse un panel desenrollable de 12 kW (que se redujeran a 10 kW al cabo de cinco años). En el anexo I se resumen las características de funcionamiento que cabe esperar de acuerdo con la evolución de la tecnología en materia de paneles solares ligeros desplegados.

La relación entre la capacidad de energía primaria y la masa de los satélites de radiodifusión geoestacionarios depende hasta cierto punto del sistema de estabilización de actitud utilizado (por rotación o por estabilización en tres ejes). En general, para obtener una potencia primaria igual, un vehículo espacial estabilizado por rotación necesitará una masa mayor que un vehículo espacial estabilizado en tres ejes. La fig. 1 indica la energía primaria inicial y la masa en órbita para varios vehículos espaciales representativos. La relación entre la energía inicial y la energía final para una vida útil de siete años es del orden de 1,3 a 1. La fig. 1 indica también las fechas aproximadas en que se aprobaron definitivamente las características del diseño considerado. La superior relación capacidad de energía primaria/masa de los vehículos CTS y BSE, en comparación con los demás ejemplos, se debe al hecho de que no llevan transpondedores múltiples ni los filtros conexos.

Un panel solar no genera energía alguna durante el paso por el cono de sombra de la Tierra o de la Luna. Los satélites geoestacionarios experimentan un eclipse solar causado por la Tierra cada día, pero sólo durante los periodos comprendidos entre el 27 de febrero y el 12 de abril y entre el 1.º de septiembre y el 15 de octubre. Hacia la mitad de estos periodos, el eclipse dura unos 70 minutos alrededor de la medianoche en la longitud del satélite. Su duración es menor hacia el principio y el fin de ambos periodos (véase la fig. 2). En el caso de los eclipses más largos, hay que prever un tiempo de caldeo adecuado después del eclipse. En un principio, se requiere una media hora.

* Este Informe debe señalarse a la atención de la Comisión de Estudio 4.

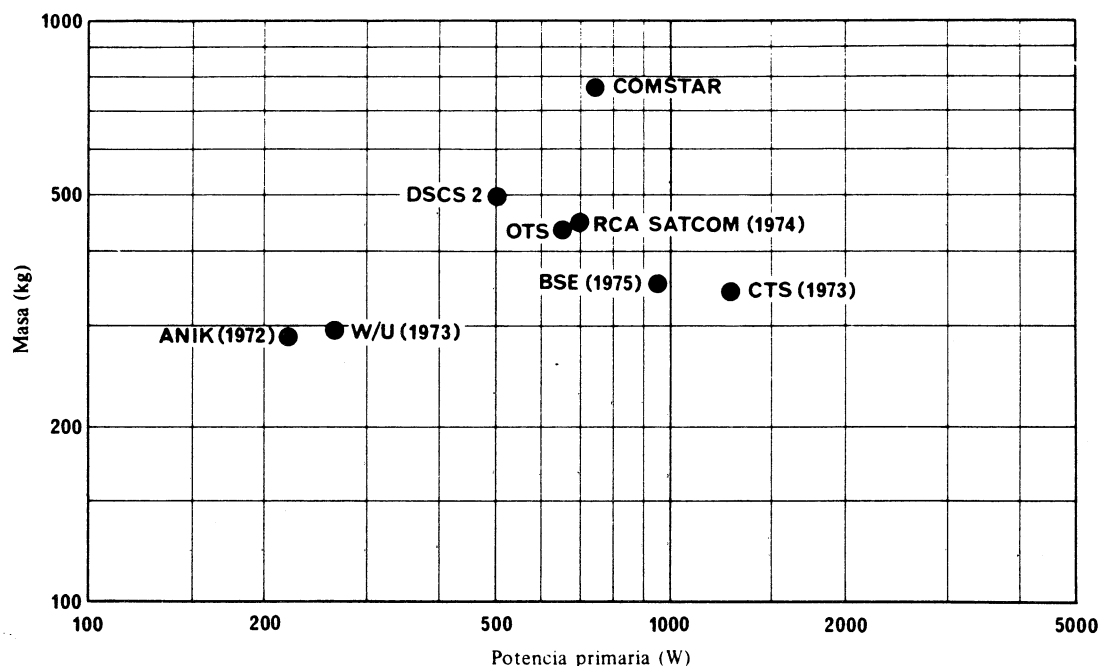


FIGURA 1 – Relaciones entre la masa en órbita y la potencia primaria al principio de la vida del satélite

- COMSTAR (Satélite de «COMSAT General» y «AT&T»)
 CTS (Satélite tecnológico de comunicaciones de Estados Unidos de América y Canadá)
 BSE (Satélite experimental japonés de radiodifusión)
 W/U (Western Union, WESTAR)
 ANIK (Satélite canadiense de comunicaciones)
 DSCS (Sistema de comunicaciones por satélite para la defensa de Estados Unidos de América)
 OTS (Satélite de pruebas en órbita de la Agencia Espacial Europea)
 RCA SATCOM (Satélite de «RCA Americom»)

Nota. — Las fechas entre paréntesis indican la época aproximada en que se aprobaron definitivamente las características de diseño.

Los eclipses debidos al cono de sombra de la Luna no son tan regulares en términos de aparición, duración e intensidad como los eclipses solares causados por la Tierra. Los casos por ubicación orbital y por año van de cero a cuatro, siendo el promedio anual de dos casos; pueden darse dos casos de eclipse dentro de un periodo de veinticuatro horas. La duración de los eclipses va de unos pocos minutos a más de dos horas, con una duración media de unos cuarenta minutos. Se pueden plantear problemas especiales relacionados con la recarga de las baterías y la estabilidad térmica del vehículo espacial, cuando se producen casos de eclipse solar causado por la Luna, de larga duración y magnitud apreciable, durante el mismo periodo de eclipses solares causados por la Tierra. Existe la posibilidad de prever las características de los casos de eclipses causados por la Luna con una precisión razonable. En el cuadro I se incluye una predicción correspondiente al periodo 1981-1990 para una posición orbital de 110° de longitud. Teniendo en cuenta el carácter irregular de las órbitas de la Tierra y de la Luna, la repetición de eclipses solares similares causados por la Luna se produce dentro de un ciclo Saros como mínimo (18 años aproximadamente) y puede llegar hasta tres ciclos Saros [Ehara, 1979; CCIR, 1978-82a; Siocos, 1981]. En el cuadro II aparece el calendario de los eclipses solares que causará la Luna para una longitud de 19° Oeste durante un periodo de 18 años de 1983 al 2000, mientras que en la fig. 3 se facilita información sobre su distribución y aparición (hora del día y duración) [CCIR, 1982-86a].

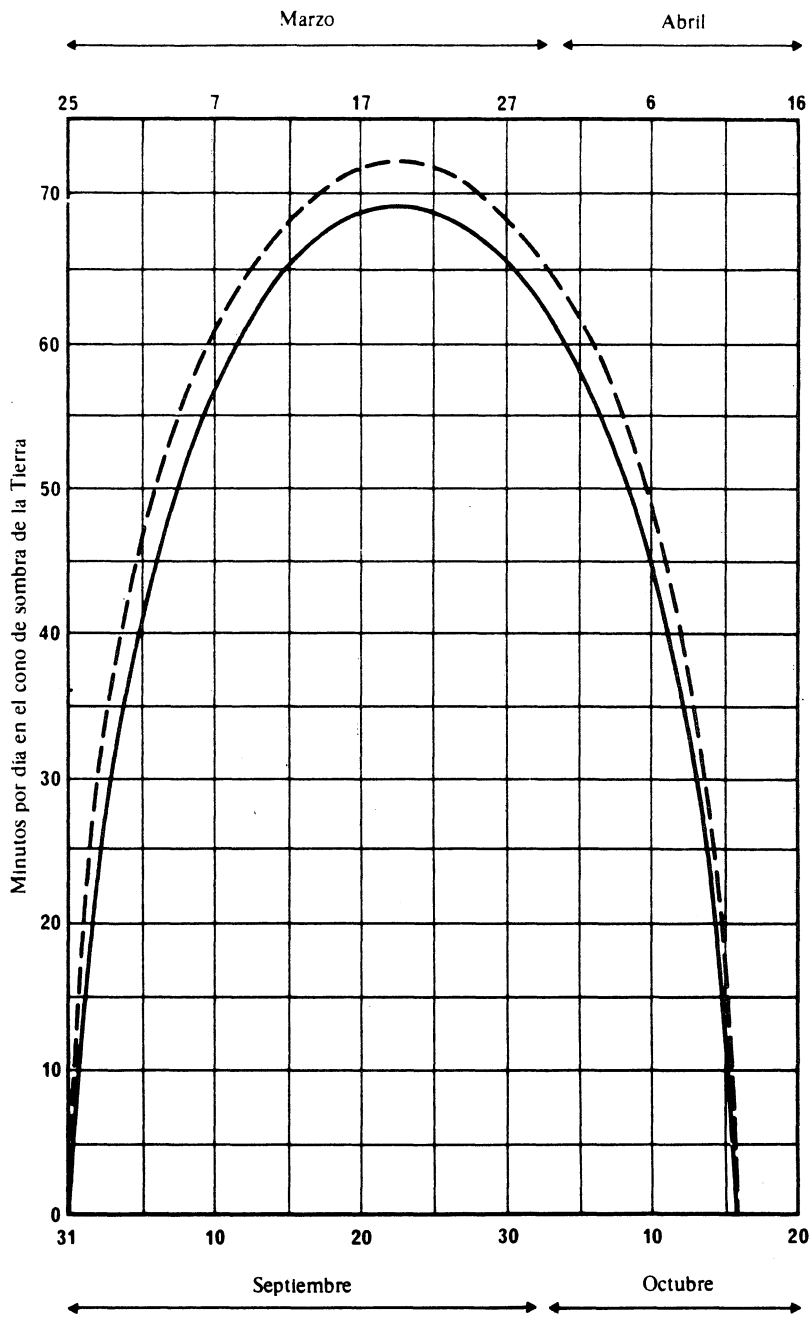


FIGURA 2 — *Tiempo de ocultación durante los periodos equinociales para satélites en órbita sincrónica*

————— Eclipse total
- - - - - Eclipse parcial



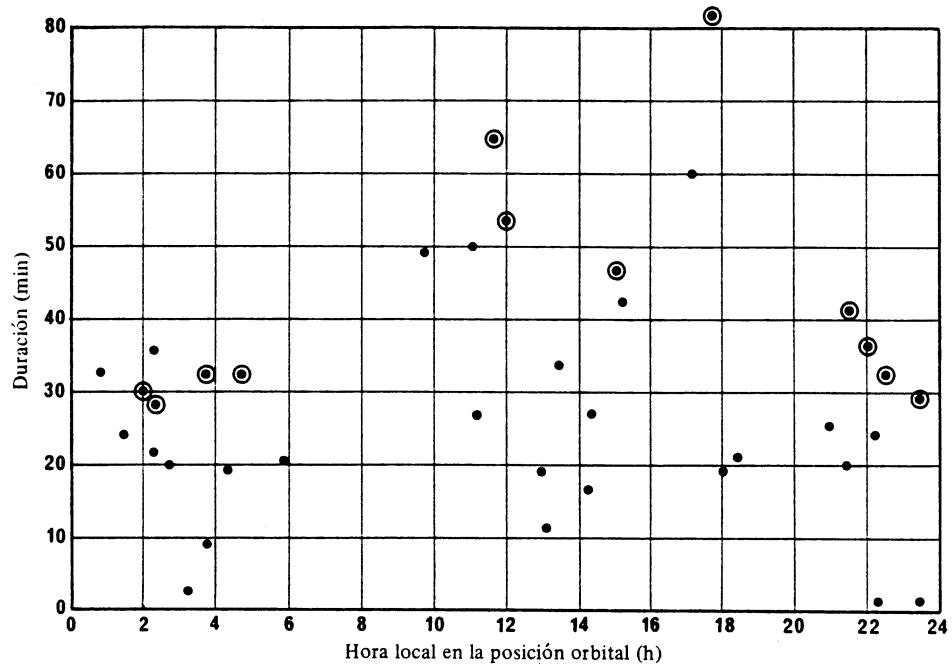


FIGURA 3 – Distribución de los eclipses del Sol por la Luna (19° W)

- ocultación entre 0 y 50%
- ⊙ ocultación entre 50 y 100%

CUADRO I – Predicción de los eclipses solares causados por la Luna en la órbita de los satélites geostacionarios
Posición: longitud 110° E

año	Fecha		Hora de comienzo (UT)	Duración (min)	Ocultación (%)
	mes	día			
1981	Enero	6	0252	56	85
	Febrero	5	0832	102	86
	Julio	30	1924	30	39
	Diciembre	26	0134	66	96
1982	Enero	24	1926	32	35
1983	Enero	13	1926	22	11
	Enero	14	1330	38	61
	Julio	10	1524	14	9
	Noviembre	5	0802	140	62
1984	Mayo	1	0516	44	40
1985	Abril	20	0450	20	4
	Octubre	14	1250	38	69
1986	Abril	9	1354	34	43
1987	Febrero	28	1054	66	44
	Marzo	29	1538	28	59
	Abril	27	1856	26	19
	Septiembre	23	0448	42	47
1988	Agosto	12	1516	32	69
	Septiembre	11	0404	44	56
1989	Agosto	1	1622	10	3
	Agosto	31	0340	38	30
1990	Julio	21	1902	28	48

CUADRO II – *Calendario de los eclipses del Sol por la Luna para satélites geostacionarios*

Posición: longitud 19° W

Fecha	Hora de comienzo (UT)	Duración (min)	Ocultación (%)
1983 Enero 14	0208	22,5	26
Julio 10	0410	18,2	19
Julio 10	2138	19	17
1984 Enero 3	0210	28,2	68
Junio 29	0146	23,5	45
Octubre 24	1410	26,4	20
1985 Mayo 19	0845	19,2	8
1986 Mayo 9	0049	32,6	32
Octubre 3	2330	28,1	65
1987 Marzo 29	1337	31,9	32
Agosto 24	2129	41,1	72
Octubre 22	0632	17,7	7
1988 Abril 16	0429	32,4	68
Septiembre 11	0202	35,7	36
1989 Febrero 6	1744	83,2	88
1990 Junio 22	2339	1	1
Agosto 20	1257	11,5	8
1991 Febrero 14	0626	14	7
Febrero 14	1050	64,6	70
Diciembre 6	0154	27,2	66
1992 Febrero 3	1006	47,5	18
Noviembre 24	0313	1	6
1993 Mayo 21	2234	31,2	70
Diciembre 13	1516	21,8	10
1994 Junio 9	1525	42,7	36
Noviembre 3	2202	35,3	63
1995 Abril 29	1119	25,4	13
Septiembre 24	0606	21	23
1996 Marzo 19	0358	8,6	8
Octubre 12	1254	18,1	11
Octubre 12	2215	1	2
1997 Abril 7	1456	44,2	50
Abril 7	2057	26,3	35
1999 Enero 17	1203	51,4	100
Febrero 16	0239	19,2	24
Febrero 16	1716	60,1	37
Agosto 11	0344	31,4	84
2000 Enero 6	1055	50,4	27

Los sistemas de células solares de silicio, han dado plena satisfacción como fuentes primarias de energía en los satélites y es probable que se sigan empleando con este fin durante muchos años. El límite teórico (aproximadamente 25%) del rendimiento de las células solares de silicio es muy superior al que hasta ahora se obtiene. En consecuencia, se está estudiando el modo de mejorar su rendimiento [Lindmayer y Allison, 1973; Revesz, 1973; Arndt, 1974; Statler y Treble, 1974; Haynos y otros, 1974].

2.2 Baterías

Pueden utilizarse baterías para asegurar una capacidad de explotación limitada durante los eclipses, pero para garantizar la plena capacidad de explotación habría que aumentar considerablemente el peso del satélite. Las consecuencias prácticas de las interrupciones causadas por los eclipses de sol pueden reducirse al mínimo haciendo que la interrupción se produzca después de la hora en que termina el periodo principal de recepción (normalmente se considera la medianoche) en la zona de servicio, para lo cual el satélite deberá estar situado al Oeste de dicha zona. Sin embargo, no será posible evitar los efectos del eclipse solar por la luna mediante tales técnicas, ya que este fenómeno no es tan regular en cuanto al tiempo de su aparición, duración y profundidad como el eclipse solar por la Tierra (véase el § 2.1).

La eliminación de las limitaciones de protección contra los eclipses puede potenciar de forma importante la flexibilidad de la planificación y podría aumentar el recurso órbita-espectro disponible para la planificación.

El estado actual de la tecnología de las baterías permite explotar durante los eclipses un número importante de canales con pequeñas zonas de servicio, utilizando los vehículos espaciales de menor capacidad y de bajo coste que se consideran para el servicio de radiodifusión por satélite. Por ejemplo, los análisis han demostrado que los vehículos espaciales de la clase STS/PAM-D* admiten una capacidad de carga útil de comunicación de 350 W de potencia a la salida del amplificador de alta potencia (AAP), funcionando con baterías durante todo el periodo del eclipse de Sol por la Tierra.

El cuadro III ilustra el número de canales explotados durante un eclipse para dos niveles típicos de p.i.r.e. máxima en el caso de una vida de servicio de 7 a 10 años. En los análisis se supuso que el amplificador de tubo de ondas progresivas (TOP) tenía una eficacia del 45% [CCIR, 1983-86b].

CUADRO III – Capacidad de explotación en tiempo de eclipse para una vida de servicio de 7 a 10 años, utilizando vehículos espaciales de la clase STS/PAM-D

Abertura del haz (grados)	P.i.r.e. máxima ⁽¹⁾ 58 dBW		P.i.r.e. máxima ⁽¹⁾ 62 dBW	
	Potencia de salida del AAP por canal (W)	Número máximo de canales	Potencia de salida del AAP por canal (W)	Número máximo de canales
0,8	19	18	48	7
1,2	43	8	108	3
1,6	76	4	191	2
2,0	119	2	300	1
2,2	138	2	350	1

⁽¹⁾ En el supuesto de una pérdida de 1,5 dB en el circuito de salida del TOP.

2.3 Otras fuentes de energía

Otras fuentes posibles de energía primaria son los reactores nucleares y las células de combustible, pero es preciso un mayor desarrollo de las mismas para que puedan competir con los paneles solares en costo, masa y confiabilidad.

Pueden preverse también uniones termoeléctricas y células termoiónicas como medio para transformar el calor del Sol o de fuentes de isótopos en energía eléctrica; estos medios permiten reducir la masa de la fuente necesaria para obtener una cantidad de energía eléctrica dada. Se sigue trabajando en el desarrollo de estos dispositivos y en el estudio de su aplicación a vehículos espaciales [IEE, 1968].

3. Potencia de radiofrecuencia

3.1 Resumen de los límites de potencia de radiofrecuencia

El mayor consumidor de energía en el satélite es el paso final del transmisor de radiodifusión. En los Estados Unidos de América se han experimentado módulos transmisores con semiconductores para una frecuencia de unos 860 MHz y niveles de potencia de 100 W aproximadamente, en el satélite de aplicaciones tecnológicas ATS-6. Se han hecho también demostraciones en el ATS-6 de transmisiones con semiconductores de 20 W a 2,6 GHz. Para potencias considerablemente más elevadas, en particular en frecuencias más altas, se necesitarán tubos de vacío. En la gama de frecuencias de 2 a 20 GHz, los tubos de ondas progresivas o los klystrones proporcionarán potencias máximas de 1 a 7,5 kW, según la frecuencia. Con estos sistemas, pueden conseguirse rendimientos comprendidos entre el 35 y el 65%, habida cuenta de las pérdidas en el equipo convertidor de energía. En el programa relativo al satélite tecnológico de comunicaciones desarrollado conjuntamente por Canadá y Estados Unidos de América, se utilizó un tubo de ondas progresivas de 200 W con un rendimiento de aproximadamente el 50% en 12 GHz. Para la banda de 12 GHz, el cuadro IV muestra los parámetros pertinentes para los tubos de ondas progresivas aplicables a los satélites de radiodifusión.

* Vehículos espaciales de la clase STS/PAM-D: vehículos espaciales que tienen generalmente una masa de 1250 kg en la órbita de transferencia.

La potencia RF total de salida está limitada por la potencia de los paneles solares, las pérdidas del subsistema convertidor de energía y el rendimiento del transmisor. La potencia de salida de un solo tubo está limitada por la densidad de corriente en el cátodo y por la densidad del haz electrónico. La potencia que puede circular por una guía de ondas está limitada por la tensión RF de ruptura y el calentamiento. Otros factores que imponen limitaciones prácticas a la potencia del transmisor del vehículo espacial son el peso del vehículo, los límites de densidad de flujo de potencia aplicables en bandas de frecuencias determinadas, y las consecuencias de la interferencia en la utilización eficaz del arco geoestacionario.

CUADRO IV – Tubos de ondas progresivas para los satélites de radiodifusión

	20-30 W	100-110 W	120-140 W	230 W	235 W	230-260 W	100 W	200 W	450 W
Circuito RF	En hélice	En hélice	En hélice	En hélice	En hélice	En hélice	Cavidad acoplada	Cavidad acoplada	Cavidad acoplada
Número de colectores	1-3	4	4	4	5	5	3	10	5
Eficacia nominal (%)	35-40	50	50	52	50	49	50	48	50
Anchura de banda instantánea (MHz)	200	200	300	105-200	400	105-200	180	85	100-200
Tiempo de vida de diseño (años)	7-10	7-10	7-10	7-10	10	7-10	3	3	7-10
Modo de refrigeración del colector	Conducción	Radiación	Radiación	Radiación	Radiación	Radiación	Radiación	Radiación	Radiación
Disipación colector/carcasa (%)	—	70/30	70/30	70/30	70/30	70/30	40/60	40/60	70/30
Masa (kg)	1,0	3,0	3,2	2,5	4,5	3,5	6,8	11,9	6,8
Programa	OTS, ECS, TDRSS y otros	BS-2	BS-3	TDF-1 8-TDF-2	OLYMPUS	TV SAT TDF-1 TDF-2 Tele-X	BSE	CTS/ HERMES	—
Estado (1989)	Ya probado en vuelo y homologado	Probado en vuelo	Se probará en vuelo en 1990	Probado en vuelo	Probado en vuelo	Probado en vuelo	Ya probado en vuelo	Ya probado en vuelo	Prototipo

3.2 Potencia isotrópica radiada equivalente (p.i.r.e.) y su estabilidad

Para una zona de cobertura dada, por ejemplo la correspondiente a una abertura de 2°, cabe esperar una p.i.r.e. máxima de 75 dBW en 700 MHz y, quizá, de 70 dBW en 12 GHz, siendo probable que se obtengan en el futuro potencias todavía mayores.

Basándose en mediciones efectuadas, en el marco del programa BSE, durante un periodo de dos años, se determinó que la desviación normal de la variación de la potencia de transmisión era inferior a 0,2 dB [CCIR, 1978-82b].

3.3 Regulación térmica

Las dificultades principales residen en la disipación del calor de los componentes del convertidor de energía y del amplificador de potencia del transmisor. Los componentes de estado sólido permiten utilizar métodos pasivos sencillos de disipación. Sin embargo, las bajas temperaturas de funcionamiento (350 K a 390 K) requieren superficies radiantes de gran extensión. Otros componentes, como los tubos de rejilla y los tubos de microondas, funcionan a temperatura elevada y tienen una gran densidad de disipación de calor. Sus altas temperaturas de funcionamiento (470 K a 500 K) hacen mínimas las superficies de radiación necesarias.

El advenimiento de los conductos caloríficos ofrece un método muy prometedor para la transferencia de calor de la fuente a la superficie de radiación. Se han empleado conductos caloríficos para la regulación térmica en los vehículos espaciales [Anand, 1968] y para la refrigeración de los tubos de gran potencia en tierra.



4. Mantenimiento en posición y control de actitud

Este punto trata los requisitos operacionales para el mantenimiento en posición y control de actitud de los satélites geoestacionarios, así como del estado de la tecnología con respecto a ambas características.

En el Informe 1004 se examina la posibilidad de interferencia física entre vehículos espaciales en la órbita de los satélites geoestacionarios, el bloqueo de las emisiones de un satélite por otro y las contramedidas que podrían emplearse, y se estima el aumento de la cantidad de combustible que podría necesitarse.

4.1 *Mantenimiento en posición*

Las ligeras irregularidades del campo de gravitación de la Tierra, junto con las fuerzas gravitacionales del Sol y de la Luna, tienen efectos perturbadores en los satélites, que de otro modo permanecerían estacionarios, pero esos efectos pueden contrarrestarse con correcciones de órbita o mediante técnicas de «mantenimiento en posición».

Un satélite geoestacionario estará sujeto a fuerzas sumamente leves que tienden a llevarle hacia el Este o hacia el Oeste, produciendo una deriva en longitud.

Otras fuerzas perturbadoras tienden a cambiar la inclinación del plano de la órbita a razón, aproximadamente, de $0,8^\circ$ por año, originando las consiguientes variaciones diarias de latitud del satélite.

Las actuales técnicas de mantenimiento en posición consisten en contrarrestar las fuerzas de gravitación por medio de pequeños cohetes propulsores alimentados por combustible almacenado a bordo del satélite. La amplitud de la corrección requerida depende de la desviación tolerable del satélite.

El mantenimiento en posición en dirección Este-Oeste (longitudinal) suele ser indispensable porque la deriva no corregida puede ser relativamente grande y rápida. Por fortuna, el consumo de carburante es muy pequeño. El mantenimiento en posición en la dirección Norte-Sur (latitudinal), para conservar la órbita próxima al plano del ecuador, será tanto más importante cuanto mayor sea la vida del satélite. El mantenimiento en latitud exige aproximadamente diez veces la cantidad de carburante que requiere el mantenimiento en longitud.

En frecuencias de hasta 1 GHz, en las que la anchura de haz requerida en la antena receptora no cabe esperar que sea inferior a 5° , basta con una precisión de 1° en la posición para asegurar que el satélite permanece dentro del haz de esta antena. Por encima de 1 GHz, pueden necesitarse precisiones del orden de $0,25^\circ$. La deriva longitudinal de los satélites actualmente en órbita geoestacionaria puede reducirse a $0,1^\circ$ durante una vida útil de al menos cinco años. Los satélites que ahora se están construyendo serán capaces de controlar la variación diaria de latitud con la misma precisión. Las técnicas de mantenimiento en posición para lograr la precisión orbital requerida en los satélites de radiodifusión geoestacionarios son, pues, técnicamente factibles.

Es conveniente un mantenimiento en posición del orden de $0,1^\circ$ para elevar al máximo el rendimiento en la utilización del espectro y de la órbita de los satélites geoestacionarios. En general, la deriva de los satélites debe estar limitada al 5%, o menos, de la separación entre satélites adyacentes.

4.2 *Control de actitud*

La precisión en la orientación de las antenas de los satélites es muy importante, en la radiodifusión por satélite, para la mejor utilización de la directividad de estas antenas. Por otro lado, la presión solar y el gradiente térmico hacen variar la orientación de las antenas de los satélites. En consecuencia, para mantener constante esa orientación, es necesario estabilizar la orientación del satélite con la mayor precisión posible. Esta precisión depende sobre todo del tipo de sensores y del sistema elegido para el control de actitud.

Generalmente es necesario el control de actitud de un satélite geoestacionario según los tres ejes, para mantener la cobertura de la zona de servicio deseada y reducir al mínimo el desbordamiento. En algunas aplicaciones inusuales, puede bastar con el control de los ejes de cabeceo y balanceo únicamente [CCIR, 1978-82c]. Sin embargo, esto requiere un haz de antena con simetría axial (es decir, circular) apuntando al punto subsatelital (una situación inverosímil en la que no se profundizará puesto que el satélite se ubica normalmente al Oeste de su zona de cobertura para retrasar el comienzo del eclipse solar) o apuntado, mediante sensores de radiofrecuencia a una radiobaliza localizada en el centro de la zona de servicio. Generalmente, incluso en este último caso, sería conveniente el control del satélite según los tres ejes si consideramos factores como los errores de puntería de los paneles solares y la previsión de propulsante.

La precisión de orientación posible depende de los tipos y de la calidad de los sensores de actitud empleados para cada eje.

Teniendo en cuenta los errores por cabeceo y balanceo del vehículo espacial, el círculo del error de orientación de la antena transmisora debería mantenerse dentro de un radio de $0,1^\circ$. Con la introducción de sistemas perfeccionados (por ejemplo, sensores de RF; véase el Informe 546), es posible reducir este error considerablemente. Las mediciones efectuadas con el satélite TDF-1 indican que es posible alcanzar un cálculo del error de orientación de $0,01^\circ$ de radio.

Los sistemas actuales de control de actitud utilizados en la mayoría de los satélites de comunicaciones geostacionarios pueden controlar la guiñada de manera que el error queda limitado entre $\pm 0,3^\circ$ y $\pm 0,8^\circ$, en función de diversos factores. Pueden lograrse valores inferiores (del orden de $\pm 0,3^\circ$) utilizando dos referencias de actitud diferentes y suficientemente alejadas: por ejemplo, el empleo de un sensor de radiofrecuencia y de un sensor de infrarrojos (cuando la zona de cobertura está suficientemente alejada del punto subsatelital) o el empleo de dos sensores de radiofrecuencia (cuando la zona de cobertura es lo suficientemente extensa). La guiñada puede estabilizarse dentro de $\pm 0,1^\circ$, como se ha demostrado ya en órbita con el satélite ATS-6, utilizando sensores estelares [Redisch, 1975], pero estos sensores representan un aumento importante de la masa y de la complejidad del satélite.

El satélite experimental BSE de Japón ha mantenido los errores dinámicos de su control de actitud mediante la estabilización triaxial de momento cero, dentro de $\pm 0,3^\circ$ para cabeceo y balanceo utilizando el sensor de Tierra, y dentro de $\pm 0,3^\circ$ para la guiñada con el uso de la combinación del sensor de Tierra y el sensor de RF monoimpulso, durante casi todo el día [Shimigu y otros, 1980]. (Entre el transmisor del radiofaro de la estación terrena y el punto subsatelital visto desde el satélite se cubre un ángulo de aproximadamente 7° .)

En el Informe 546 se describen las relaciones entre los errores de actitud y el desplazamiento de la proyección del haz sobre la superficie de la Tierra. Se indica una serie de valores que reflejan los futuros desarrollos en la identificación del efecto crítico del error de orientación en la planificación.

5. Antenas transmisoras

La ganancia máxima de las antenas y la forma en que esa ganancia disminuye en función del ángulo son importantes en los cálculos de interferencia. Por ello, se requieren directrices sobre el funcionamiento probable de las antenas transmisoras de radiodifusión por satélite y de las antenas receptoras en tierra. En el Informe 810 se examinan detenidamente los diagramas de las antenas y la tecnología.

6. Cobertura

La zona de la Tierra cubierta por un haz de la antena del satélite, y la configuración de esa zona, dependen intrínsecamente del diagrama de radiación de la antena del satélite y también de la separación de la orientación del haz con respecto al nadir del satélite (punto de proyección del satélite). Como el satélite no se encuentra en el origen del sistema de coordenadas de la Tierra, las coordenadas del diagrama de radiación de la antena no están linealmente relacionadas con las de la Tierra. En las publicaciones especializadas figuran métodos para calcular la proyección del haz de la antena del satélite sobre la superficie de la Tierra, por ejemplo [Jacobs y Stacey, 1971; Adamy, 1974].

7. Vida útil del satélite

En los actuales proyectos de sistemas se supone una vida media del satélite de unos siete años. Los estudios realizados y la experiencia adquirida hasta ahora con los sistemas de satélites, inducen a esperar una vida de hasta diez años, haciendo cuidadosamente el diseño y proveyendo al satélite de cierto equipo de reserva. En particular, los paneles solares han de ser lo suficientemente grandes para contrarrestar el deterioro progresivo que sufren en el espacio. Las necesidades de combustible para la estabilización en orientación y el mantenimiento en posición pueden ser grandes, posiblemente del orden del 20 al 25% de la masa del satélite si se utilizan las técnicas actuales. Con la aparición de los propulsores iónicos, se necesitará menos combustible para realizar las mismas funciones de maniobra. Estos propulsores podrán en último término reemplazar a los sistemas tradicionales de propulsión por gas. Sin embargo, se hallan todavía en una etapa experimental y debe aún determinarse plenamente su evaluación (véase el Informe 843).

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ADAMY, D. L. [diciembre de 1974] ESV (Earth Satellite Vehicle) antenna footprints. *Microwave J.*, Vol. 17, 12, 57-60.
- ANAND, D. K. [junio de 1968] Heat pipe application to a gravity-gradient satellite (EXPLORER XXXVI). Proc. AMSE Aviation and Space Conference, Los Angeles, Ca., Estados Unidos de América.
- ARNDT, R. A. [1974] Effects of radiation on the violet solar cell. *COMSAT Tech. Rev.*, 4, 41-52.
- EHARA, T. [junio de 1979] Prediction of solar eclipses by the Moon (Moon solar eclipses) occurring at the geostationary satellite orbit. NHK Lab. Note, 237.
- HAYNOS, J., ALLISON, J., ARNDT, R. y MEULENBERG, A. [septiembre de 1974] The COMSAT non-reflective silicon solar cell: a second generation improved cell. International Conference on Photovoltaic Power Generation, Hamburgo, Alemania (República Federal de), 487-500.

- IEE [1968] Institution of Electrical Engineers. Colloquium on direct broadcasting from satellites. Colloquium Digest No. 1968/24.
- JACOBS, E. y STACEY, J. M. [marzo de 1971] Earth footprints of satellite antennae. *IEEE Trans. Aerospace Electron. Systems*, Vol. AES-7, 2.
- LINDMAYER, J. y ALLISON, J. F. [1973] The violet cell: An improved silicon solar cell. *COMSAT Tech. Rev.*, 3, 1-21.
- RAY, K. E. y WINICOR, D. H. [1966] Large area solar cell array, space power systems engineering. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 16, 979-1003.
- REDISCH, W. N. [1975] ATS-6 description and performance. *IEEE Trans. Aerospace Electron. Systems*, Vol. AES-11, 994-1003.
- REVESZ, A. G. [1973] Vitreous oxide antireflection films in high-efficiency solar cells. *COMSAT Tech. Rev.*, 3, 449-452.
- SHIMIZU, S. y otros [1980] BSE on-orbit performance. IAF XXXI Congress, 80-D-198, Tokyo, Japón.
- SIOCOS, C. A. [junio de 1981] Broadcasting satellites power blackouts from solar eclipse due to the Moon. *IEEE Trans. Broadcasting*, Vol. BC-27, 2.
- STATLER, R. L. y TREBLE, F. C. [1974] Solar cell experiments on the TIMATION III satellite. International Conference on Photovoltaic Power Generation, Hamburgo, Alemania (República Federal de), 369-377.

Documentos del CCIR

- [1978-82]: a. 10-11S/60 (Canadá); b. 10-11S/114 (Japón); c. 10-11S/144 (Estados Unidos de América).
- [1982-86]: a. 10-11S/14 (Francia); b. 10-11S/59 (Canadá).

ANEXO I

DESARROLLO DE PANELES SOLARES LIGEROS

En este anexo, se trata de resumir las características de funcionamiento que cabe esperar de la evolución de la tecnología en lo relativo a paneles solares ligeros desplegables. Se sintetiza en él la evolución de los paneles solares ligeros y puede servir de base para determinar la futura labor de investigación y de desarrollo en este sector.

En los últimos años, varias organizaciones han desarrollado una actividad considerable para obtener paneles solares ligeros desplegables. Se han estudiado dos tipos diferentes de paneles solares desplegables, a saber, paneles rígidos y paneles flexibles.

Los paneles rígidos son todos del tipo plegable y están, durante la órbita de transferencia, ya sea plegados alrededor del cuerpo del satélite o bien alojados en un bloque plano, plegados en forma de acordeón. El despliegue se realiza en varias etapas, que por lo general comienzan con la liberación por pirotecnia de seguros o con el corte de cables. Según cual sea el tipo de sistema, la operación se prosigue con el despliegue de los paneles solares y de una barra articulada para separar el panel del vehículo espacial. Los paneles desplegados están normalmente sujetos por bisagras. Con un sistema rígido, la potencia necesaria en la órbita de transferencia se obtiene fácilmente de los paneles colocados en la cara externa del vehículo espacial.

Hay dos tipos básicos de sistemas de paneles flexibles: los desplegables y los desenrollables. Para los paneles solares desplegables se utiliza un embalaje plano para proteger las células durante el lanzamiento. La secuencia de despliegue comienza con la abertura por pirotecnia de una caja o la liberación de los seguros o los cables que mantienen el panel contra el cuerpo del vehículo espacial. El despliegue de la cubierta se realiza por extensión de un pantógrafo, un brazo o un mástil telescópico unido a ella. Durante la órbita de transferencia, el panel desenrollable está enrollado alrededor de un tambor unido al vehículo espacial. Durante el despliegue, la cubierta de las células solares se desenrolla mediante la extensión de un brazo articulado unido a ella. Tanto en los sistemas desplegables como en los desenrollables, se utiliza un balancín para separar el panel del vehículo espacial.

Una ventaja primordial de los sistemas flexibles desplegables sobre los desenrollables es el menor volumen que ocupan plegados por no ser necesario tambor alguno. Ello facilita la integración del sistema en la carena del vehículo de lanzamiento. Por lo general, con ambos tipos de paneles flexibles se requiere un sistema adicional que proporcione la energía necesaria para el paso de la órbita de transferencia a la órbita geoestacionaria. En algunos sistemas flexibles desplegables perfeccionados, se genera esta potencia mediante la incorporación de los paneles necesarios para la órbita de transferencia en el sistema.

El cuadro V indica las relaciones peso/potencia y potencia/peso para varios sistemas rígidos desplegables de células solares. El cuadro se basa en un ala de 1 kW de un sistema de paneles solares de 2 kW. En primer lugar, se enuncia la relación peso/potencia al comienzo de la vida, en condiciones equinocciales, incluido el panel con su cubierta, el mecanismo de despliegue y los sistemas de almacenamiento. La relación peso/potencia del mecanismo de orientación se indica por separado por tratarse de estimaciones para un grupo de elementos diversos que abarca elementos redundantes como los devanados del motor del mecanismo de orientación o dispositivos electrónicos, seguros, aislamiento, etc. Se da también la relación potencia/peso al final de la vida útil (cinco años) en las condiciones del solsticio de verano. Por último se indica el efecto de las células perfeccionadas en la relación potencia/peso. Se estimó en un 15%, que se supuso uniforme, el efecto de pasar a células perfeccionadas en el conjunto del sistema. Debe observarse en los cuadros V y VI, que, al pasar de un sistema de

paneles solares diseñado o probado a un sistema listo para su empleo, se prevé un peso adicional para tener en cuenta la redundancia, la regulación térmica, etc. Esto es aún más evidente cuando se comparan las cifras de Fleetsatcom o CTS y FRUSA con las cifras típicas del diseño inicial. Se muestran varios ejemplos de sistemas de paneles solares rígidos. El primero, que se está desarrollando para un vehículo espacial operacional es Fleetsatcom. El Fleetsatcom es un sistema rígido, inicialmente plegado alrededor del vehículo espacial. Utiliza soportes clásicos alveolares de aluminio y células solares.

CUADRO V - Comparación de paneles rígidos desplegados de células solares

Tipo de paneles	Fleetsatcom TRW - Sistema rígido desplegable	MBB-ICS desplegable (fibra de carbón)		MBB-ULP materiales muy ligeros		Matra desplegable (tecnología de fibra de vidrio)		Sistemas pre- vistos en vuelo después de 1980 (estimación)
		A	B(1)	A	B(1)	A	B(1)	
Paneles, incluido despliegue y almacenamiento, al comienzo de la vida útil Equinoccio (kg/kW)	54,0	31,0	31,0	18	18	28,6	28,6	
Mecanismo de orientación (kg/kW)	7,7	(4,3)	(3,4)	(4,3)	(3,4)	(4,3)	(3,4)	
Varios(2) (kg/kW)	Incluido en el valor anterior	(1,5)		(1,5)		(1,5)		
Total al comienzo de la vida útil Equinoccio (kg/kW)	61,7	36,8	34,4	23,8	21,4	34,4	32,0	25
Total al comienzo de la vida útil Equinoccio (W/kg)	16,2	27,2	29,1	42,0	46,7	29,1	31,3	40
Total al final de la vida útil (5 años). Solsticio de verano (W/kg)	11,4	20,9	22,4	27,7	30,8	20,4	21,9	26
Total al final de la vida útil (5 años). Solsticio de verano si se utilizan células perfeccionadas (W/kg)	13,1	24,1	25,8	31,9	35,4	23,5	25,2	Incluido más arriba
Referencias	[1]	[2]		[3]		[4]		

() Valor supuesto, en ausencia de datos.

(1) En la columna B se utiliza un menor peso sugerido por el Royal Aircraft Establishment (RAE) para el mecanismo de orientación y se excluye el elemento varios.

(2) Incluye cualquier redundancia necesaria en el mecanismo de orientación, por ejemplo, devanados, cualquier aislamiento necesario, seguros redundantes, etc.

El sistema de estructura mixta perfeccionada (ICS) Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH (MBB) utiliza un soporte de aluminio alveolar y láminas epoxi reforzadas de fibra de carbón (CRFP) que forman un bloque plano: la energía de despliegue es suministrada por resortes helicoidales en las bisagras de los paneles. Se utilizará este sistema en los satélites OTS y Marots de la Agencia Espacial Europea (ESA). El panel ultraligero (ULP) es un perfeccionamiento del sistema ICS con la misma técnica de despliegue, pero que incluye una estructura de fibra de carbón y paneles solares muy livianos. El sistema Matra utiliza una envoltura plana con soportes de aluminio alveolar y revestimiento de fibra de vidrio. El despliegue se realiza mediante muelles y bisagras con un sistema de cables y poleas.

El sistema MBB-ICS indicado utiliza células solares de 125 micrones, mientras que el Matra se basa en células solares de 200 micrones. Por consiguiente, el sistema MBB-ICS es más ligero y su deterioro es menor que en el sistema Matra al cabo de cinco años. Sin embargo, es discutible que se pueda disponer de células de 125 micrones en la cantidad necesaria para equipar los vehículos espaciales. Es posible que estos sistemas tengan que contentarse con la célula más pesada.

La última columna representa una estimación de la relación peso/potencia de sistemas para uso después de 1980.



CUADRO VI – Comparación de paneles flexibles desplegados de células solares

Tipo de paneles	SNIAS Desplegable flexible	RAE Desplegable flexible	CTS Desplegable flexible	Hughes FRUSA Desplegable flexible	Sistemas pre- vistos en vuelo después de 1980 (estimación)
Paneles, incluido despliegue y almacenamiento, al comienzo de la vida útil Equinoccio (kg/kW)	23,0	16,6	37,7	35,8	–
Mecanismo de orientación (kg/kW)	4,3	3,4	Incluido en el valor anterior	Incluido en el valor anterior	–
Varios(1) (kg/kW)	1,5	–	Incluido en el valor anterior	Incluido en el valor anterior	–
Total al comienzo de la vida útil Equinoccio (kg/kW)	28,8	20,0	37,7	35,8	18
Total al comienzo de la vida útil Equinoccio (W/kg)	34,7	50,0	26,5	27,9	56
Total al final de la vida útil (5 años). Solsticio de verano (W/kg)	22,9	36,2	17,5	18,4	37
Total al final de la vida útil (5 años). Solsticio de verano si se emplean células perfeccionadas (W/kg)	26,3	41,6	20,1	21,2	Incluido en el valor anterior
Referencias	[5]	[6]	[7]	[1]	

(1) Incluye cualquier redundancia necesaria en el mecanismo de orientación, por ejemplo, devanados o componentes electrónicos; cualquier aislamiento requerido; seguros redundantes, etc.

Los datos de los cuadros V y VI se basan en las fuentes siguientes:

- [1] BILLERBECK, W. J. y CURTIN, D. J. [1974] Flexible solar array applications in communications satellites. Proc. Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, San Francisco, Ca., Estados Unidos de América.
- [2] CRABB, R. L. y SCHNIEDER, K. [1973] Development of an advanced lightweight rigid solar array. Conference Record of the Xth IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 306-316.
- [3] KOELLE, D. E. [1974] Advanced lightweight rigid solar arrays based on carbon fibre technology. International Astronautical Federation, XXVth Congress, Amsterdam, Países Bajos.
- [4] LARSSON, H. [1973] Problems of development and test of large lightweight solar arrays. Proc. International Congress, "The Sun in the Service of Mankind", París, Francia.
- [5] BARKATS, G. [1973] Development of flexible, fold-out solar array. Proc. International Congress, "The Sun in the Service of Mankind", París, Francia.
- [6] TREBLE, F. C. [1974] The RAE lightweight solar array. Royal Aircraft Establishment Technical Report 73172. (Las cifras contenidas en este Informe han sido ajustadas a un sistema de 1 kW por F. C. Treble).
- [7] SACHDEV, S. S., QUITTNER, E. y GRAHAM, J. D. [septiembre de 1974] The Communications Technology Satellite deployable solar array sub-system. International Conference on Photovoltaic Power Generation, Hamburgo, (Alemania (República Federal de)).

El cuadro VI es análogo al cuadro V, salvo que concierne a sistemas de células solares con un soporte flexible. Comprende datos sobre varios sistemas de células solares. El desarrollado por *Aerospaziale* utiliza un sistema desplegable de pantógrafo alojado durante el lanzamiento en una caja de aluminio de paredes en nido de abeja. El pantógrafo lleva un mecanismo de resorte para su despliegue. La velocidad de despliegue está controlada por un cabrestante y un motor. Las células solares van montadas en un soporte de Kapton diseñado en forma modular para uso con niveles de potencia diferentes.

El sistema de células solares del RAE (Royal Aircraft Establishment), basado en un programa de desarrollo de equipo de 280 W, utilizará un mástil telescópico accionado neumáticamente para desplegar un panel, flexible y ligero, replegado, con células solares de contacto de 125 micrones. El mecanismo de orientación, muy ligero, se basa en cálculos hechos por Hawker-Siddeley Dynamics. RAE indica también que la potencia en la órbita de transferencia será proporcionada por un panel rígido, ligero, que formará parte de conjunto flexible. Lo mismo que con el sistema MBB-ICS, los cálculos del RAE se basan en el empleo de células de 125 micrones; por consiguiente, el ritmo de degradación es inferior al de otros sistemas.

El satélite tecnológico de comunicaciones (CTS) lleva un sistema flexible, desplegado por un brazo ahorquillado. Su lanzamiento se realizó en enero de 1976. Los datos que se dan se basan en la medición directa del sistema real. Como el sistema del CTS consiste en dos alas, de aproximadamente 1 kW en total al final de la vida útil, no está optimizado como un sistema de 1 kW por ala. Por consiguiente, los valores que se indican son mayores de lo que sería de esperar para un conjunto de dos alas, de 1 kW cada una. A base de 1 kW por ala, el sistema CTS podría alcanzar por lo menos 20 W/kg al final de su vida útil.

El sistema de paneles solares enrollados flexibles (FRUSA) es desplegado por un brazo ahorquillado. Ha sido construido por la Hughes Aircraft Company y lanzado en 1971. Funcionó con éxito y proporcionó durante varios meses datos útiles.

La última columna del cuadro VI muestra estimaciones de relaciones peso/potencia para sistemas de paneles solares flexibles de tipo operacional para sistemas perfeccionados en el periodo posterior a 1980. Se subraya que las estimaciones de los cuadros V y VI se basan en la información actualmente disponible. Nuevos tipos de paneles o sistemas especiales para misiones determinadas podrían modificar estas estimaciones.

ANEXO II

Este anexo proporciona un resumen representativo de las precisiones de orientación obtenidas en los satélites de comunicaciones de los Estados Unidos de América en 1976.

CUADRO VII

<i>Parámetro</i>	Error (grados)	
	<i>Norte-Sur</i>	<i>Este-Oeste</i>
Variaciones a largo plazo:		
– Mantenimiento en posición	± 0,02	± 0,01
– Determinación de la actitud	± 0,01	± 0,01
– Distorsión térmica de la antena	± 0,04	± 0,04
– Deriva de actitud	± 0,1	± 0,1
Total (raíz cuadrada de la suma cuadrática)	± 0,11	± 0,11
Variaciones a corto plazo:		
– Rotación (cabeceo)	no disponible	± 0,035
– Nutación	± 0,04	± 0,02
Error total	± 0,150	± 0,185