

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 539 205**

51 Int. Cl.:

B64G 1/66 (2006.01)

H01Q 1/28 (2006.01)

H01Q 15/16 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **01.04.2005 E 05728157 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **11.03.2015 EP 1735213**

54 Título: **Mástil desplegable**

30 Prioridad:

08.04.2004 EP 04252099

08.04.2004 GB 0408005

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:

26.06.2015

73 Titular/es:

ASTRIUM LIMITED (100.0%)
Gunnels Wood Road
Stevenage Hertfordshire SG1 2AS, GB

72 Inventor/es:

BROOKS, RAYMOND JOHN y
BAKER, TREVOR CHARLES

74 Agente/Representante:

GONZÁLEZ PALMERO, Fe

ES 2 539 205 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Mástil desplegable

5 Campo de la invención

La presente invención se refiere a mejoras referentes a mástiles desplegados. Más particularmente, pero no exclusivamente, la presente invención se refiere a mejoras referentes a mástiles articulados para el despliegue de uno o más reflectores de antena en el espacio, tales como los conocidos por ejemplo por el documento US-B-6424314.

Antecedentes de la invención

Se sabe que las antenas con reflectores descentrados individuales con longitudes focales cortas desplegadas convencionalmente en misiones espaciales tienen una aplicabilidad limitada para coberturas de haces conformados de polarización lineal debido a sus escasas propiedades de polarización cruzada. Éstas son generalmente incompatibles con las rigurosas especificaciones impuestas en tales misiones espaciales, que normalmente dictan el uso de reflectores sensibles a la polarización o geometrías de reflectores descentrados dobles (por ejemplo, geometrías de reflectores de tipo gregoriano). Tales geometrías tienden a presentar una desventaja significativa en cuanto a la masa y la cantidad de espacio de alojamiento ocupado para alojar las piezas componentes.

Debe entenderse que los reflectores descentrados individuales generan altos niveles de polarización cruzada debido a su asimetría fundamental. Esto puede reducirse si se aumenta la longitud focal del reflector con respecto al diámetro de apertura. Recientes estudios de despliegue de dos configuraciones de reflector han mostrado que las longitudes focales largas son ventajosas en la mejora del rendimiento de barrido global, de modo que pueden usarse adecuadamente sistemas de longitud focal larga desplegados por mástil en aplicaciones de múltiples haces. Tales sistemas están proponiéndose cada vez más para el mercado de la banda Ka emergente. También se ha encontrado que cuando la razón de la longitud focal con respecto al diámetro se aproxima a 2, el rendimiento de polarización cruzada mejora suficientemente de modo que la antena puede usarse para haces conformados polarizados dobles en la banda Ku, por ejemplo.

Objetos y sumario de la invención

La presente invención tiene el objetivo de superar o al menos reducir sustancialmente algunos de los problemas anteriormente mencionados asociados con diseños conocidos.

Un objeto principal de la presente invención es proporcionar una estructura de soporte compacta y sencilla para un despliegue eficaz de uno o más reflectores de antena desde un único lateral del vehículo espacial. Debe entenderse que la estructura de la invención encuentra utilidad en el despliegue de soporte de múltiples reflectores en diversas misiones espaciales, y presenta una clara ventaja estructural en cuanto al ahorro de peso, la simplicidad del diseño (ocupando menos espacio de alojamiento) y un alojamiento eficaz de sus aberturas/reflectores.

Otro objeto principal de la presente invención es proporcionar una estructura de soporte que puede desplegar reflectores de antena de diámetro relativamente grande con longitudes focales largas (normalmente, con razones de longitud focal con respecto a diámetro de más de dos), proporcionando un aislamiento y rendimiento de polarización cruzada aceptables. Esto evita ventajosamente la necesidad de diseños de subreflectores complejos (gregorianos).

Otro objeto principal de la presente invención es proporcionar una estructura de soporte con una configuración flexible de piezas que puede adaptarse adecuadamente para su uso con una amplia gama de diámetros y longitudes focales de reflectores de antena.

En términos generales, la presente invención se basa en el concepto de proporcionar un reflector de antena portado por un mástil extensible de una longitud suficiente predeterminada de modo que el reflector puede moverse de manera controlada mediante extensión del mástil desde una posición recogida hasta una posición desplegada requerida.

Más particularmente, se proporciona un sistema de reflector para aplicaciones espaciales que incluye un reflector de antena con un mástil articulado de soporte, definiendo el mástil varias uniones conectadas de manera articulada y estando adaptado y dispuesto para portar el reflector de antena de modo que, en uso, el reflector puede moverse entre una primera posición recogida en la que el reflector está encajado dentro de un volumen predeterminado de un vehículo espacial y una segunda posición desplegada en la que el reflector está desplegado en el espacio, en el que el mástil incluye un ángulo para permitir la recogida del reflector en dicha primera posición recogida, estando el ángulo adaptado y dispuesto para permitir colocar el mástil en la circunferencia del reflector cuando está en el estado recogido.

En esta memoria descriptiva, debe entenderse que el término "ángulo" en el diseño de mástil propuesto se usa para

querer decir o cubrir cualquier curvatura o curva en el mástil que permite que la estructura de mástil siga la circunferencia/periferia del reflector (portado por el mismo) y que aproveche los puntos de anclaje de montaje.

5 Ventajosamente, esto le permite a la estructura de mástil, cuando se usa en un vehículo espacial, aprovechar los puntos de anclaje de montaje del vehículo espacial para limitación de lanzamiento. Por tanto, en el contexto del despliegue de reflector de antena desde la pared lateral de un vehículo espacial, el "ángulo" se usa eficazmente para recoger el mástil con reflector cerca de la pared lateral del vehículo espacial, permitiendo atar el mástil para el lanzamiento. En el contexto del despliegue de múltiples reflectores desde la pared lateral de un vehículo espacial, el "ángulo" permite una disposición óptima de mástiles y reflectores en la configuración recogida. En esta configuración
10 recogida, los mástiles están colocados en la circunferencia/periferia de los reflectores, permitiendo por tanto recoger los reflectores muy cerca unos de otros y por tanto ayudando al alojamiento dentro del fuselaje del vehículo de lanzamiento.

15 Ventajosamente, la articulación del diseño del mástil se logra mediante hasta cuatro uniones conectadas de manera articulada de un único eje. Estas uniones son convenientemente o bien motores paso a paso con salida de impulsión armónica o bien articulaciones mecánicas accionadas por resorte.

Opcionalmente, se proporciona orientación de antena mediante el uso de un mecanismo de orientación de antena de dos ejes o mediante el uso de unidades de impulsión armónica de motor paso a paso articuladas.
20 Convenientemente, las funciones del mecanismo de orientación de antena (APM) de dos ejes se montan por separado en el brazo de soporte del mástil y en el reflector de antena. Por ejemplo, en el contexto del despliegue de reflector de antena desde una pared lateral de un vehículo espacial, una de las dos funciones de APM de dos ejes puede incorporarse en el mástil cerca del vehículo espacial, y la otra montarse en la parte trasera del reflector. Esto tiene la ventaja de reducir/minimizar la carga de masa montada en el reflector, al tiempo que se proporciona la geometría de dos ejes requerida.
25

Ventajosamente, el mástil está configurado para ser lo suficientemente largo como para portar un reflector de antena de hasta 3,5 metros de diámetro con una longitud focal asociada de hasta 7 metros (cuando se despliega). Para el despliegue de reflector de antena desde un vehículo espacial, esto puede lograr un buen rendimiento de RF desde un único reflector descentrado, reduciendo la necesidad de un diseño gregoriano de antena y por tanto ahorrando masa y espacio en el vehículo espacial. Además, usando un mástil lo suficientemente largo para el despliegue de reflector de antena desde el lateral de un vehículo espacial, la estructura de alimentación asociada puede montarse directamente sobre la superficie superior del vehículo espacial, reduciendo la necesidad de grandes estructuras de torre de alimentación pesadas. Además, un diseño de mástil de este tipo tiene la ventaja de que puede adaptarse
30 fácilmente para portar diversas clases de reflector de antena (es decir reflectores de diferentes tamaños y formas), dentro de los límites impuestos por la envuelta estructural para recoger el mástil con reflector.
35

Para el despliegue de reflector de antena desde un vehículo espacial, debe entenderse que el mástil puede estar expuesto a temperaturas extremas en el espacio (normalmente, en el intervalo de temperatura de +140°C a -180°C) debido a su longitud sustancial (hasta 7 metros de longitud) cuando se despliega muy alejado del vehículo espacial. Más particularmente, esto puede provocar problemas significativos con las uniones articuladas del mástil entre los mecanismos de articulación y las diversas secciones de tubos de material compuesto (fibra de carbono). Los inventores han reconocido ahora que este problema puede abordarse sujetando las uniones conectadas de manera articulada usando medios de abrazadera metálica con suficiente flexibilidad incorporados en las mismas para adaptarse a cambios significativos en las propiedades de material del mástil (por ejemplo, cambios de tamaño entre los materiales) en respuesta a variaciones significativas de temperatura (normalmente, entre +140°C y -180°C).
40
45

Tal como se describió anteriormente, la presente invención se refiere a un vehículo espacial con un mástil articulado del tipo descrito anteriormente, estando el mástil fijado en un extremo a la estructura de vehículo espacial y estando el extremo opuesto del mástil fijado al reflector de antena. De esta manera, el reflector de antena puede moverse mediante movimiento del mástil de soporte desde una posición recogida (por ejemplo, cuando está montado contra un lateral de la estructura del vehículo espacial) hasta una posición desplegada requerida a cierta distancia alejada del vehículo espacial. Opcionalmente, el extremo del mástil fijado a la estructura del vehículo espacial está montado directamente en la estructura de alimentación. Esto tiene la ventaja de eliminar alteraciones de plataforma de la geometría de la antena, proporcionando un rendimiento global mejorado.
50
55

Ventajosamente, para el despliegue de reflector de antena desde un vehículo espacial, el mástil con reflector, cuando está en la posición recogida, está montado de manera plegable en una pared lateral de la estructura del vehículo espacial sobre una pluralidad de puntos de retención (por ejemplo, retenciones pirotécnicas), pudiendo liberarse los puntos de retención antes del despliegue del mástil/reflector. También debe apreciarse que los puntos de retención pueden formarse adecuadamente para proporcionar un grado de elasticidad en varias direcciones diferentes si se desea, permitiendo que el mástil y la estructura del vehículo espacial no confieran cargas de expansión técnica no deseadas uno sobre otro.
60

65 Además, la presente invención se refiere a un satélite/vehículo espacial que incorpora en uno o más de sus laterales dos o más mástiles articulados del tipo descrito anteriormente. Opcionalmente, los dos o más mástiles están

colocados en la circunferencia de los reflectores asociados cuando están en estado recogido, tal como para permitir apilar los reflectores juntos dentro de un espacio definido por el fuselaje del vehículo de lanzamiento asociado. Por tanto es posible desplegar dos o más reflectores, usando un mástil por reflector, desde uno o desde cada lateral del satélite/vehículo espacial.

5 Por tanto, en un aspecto adicional, la presente invención proporciona un método de apilamiento de una pluralidad de reflectores de antena desplegables en un vehículo espacial, que comprende: proporcionar un primer reflector de antena con mástil del tipo descrito anteriormente; mover dicho primer reflector de antena a una primera posición de encaje cerca de una pared lateral del vehículo espacial de tal manera que su mástil de soporte sigue la circunferencia del reflector a lo largo de una primera trayectoria; proporcionar un segundo reflector de antena con mástil del tipo descrito anteriormente; y mover dicho segundo reflector de antena a una segunda posición de encaje cerca de la pared lateral del vehículo espacial de tal manera que su mástil de soporte sigue la circunferencia del reflector a lo largo de una segunda trayectoria y de tal manera que los reflectores primero y segundo están dispuestos en yuxtaposición en relación apilada. Opcionalmente, los mástiles separados, cuando están en el estado apilado, están dispuestos circunferencialmente alrededor de sus reflectores asociados en sentidos opuestos (es decir los mástiles tienen una curvatura generalmente opuesta). Este modo particular de apilamiento tiene la ventaja de que no hay ninguna interferencia física entre las diferentes piezas componentes de los mástiles. Opcionalmente, pueden apilarse reflectores de antena adicionales con mástiles en el vehículo espacial si se desea, basándose en el método de apilamiento descrito anteriormente.

20 La presente invención también se refiere a un satélite/vehículo espacial que incorpora en uno o en cada uno de sus laterales una estructura de soporte montada de manera articulada que incluye un reflector de antena con mástil articulado del tipo descrito anteriormente. En una disposición de este tipo, la estructura de alimentación asociada está preferiblemente montada en una superficie formada por separado (por ejemplo, la superficie superior) del satélite/vehículo espacial. Esto elimina la necesidad de una estructura de montaje de alimentación complicada (torres) con el fin de lograr longitudes focales largas. Además, esta disposición de montaje permite lograr de manera sencilla el control térmico del conjunto de alimentación.

30 La presente invención también se refiere a un satélite/vehículo espacial que incorpora en uno/cada uno de sus laterales (a) una primera estructura de soporte montada de manera articulada que incluye un reflector de antena con mástil de soporte del tipo descrito anteriormente, y (b) una segunda estructura de soporte montada de manera articulada separada para portar dos o más de otros reflectores de antena. La segunda estructura de soporte es preferiblemente un bastidor de diseño sencillo en lugar de la estructura de mástil descrita anteriormente. También se prevé que los otros dos o más reflectores de antena respectivos pueden montarse directamente sobre el bastidor.

35 Debe apreciarse que el mástil desplegable propuesto tiene un diseño simplificado, flexible y mecánicamente robusto y puede implementarse fácilmente para el despliegue de un reflector de antena en diversas aplicaciones espaciales. El diseño de mástil propuesto puede usarse igualmente para aplicaciones reflectantes planetarias, si se desea.

40 Las anteriores características y otras de la invención se exponen particularmente en las reivindicaciones adjuntas y se describirán a continuación en el presente documento con referencia a los dibujos adjuntos.

Breve descripción de los dibujos

45 La figura 1 es una vista esquemática de una estructura de soporte desplegable propuesta con reflectores dobles para un vehículo espacial de realización de la presente invención, mostrando la figura un reflector de antena con mástil de soporte en estado desplegado y otro reflector de antena con mástil de soporte en estado recogido; y

50 la figura 2 es una vista esquemática de otra estructura de soporte desplegable propuesta para un vehículo espacial de realización de la presente invención.

Descripción detallada de realizaciones a modo de ejemplo

55 Haciendo referencia en primer lugar a la figura 1, en la misma se muestra esquemáticamente una estructura 1 de soporte desplegable preferida con reflectores dobles para un vehículo 2 espacial de realización de la presente invención. La estructura 1 de soporte comprende un primer mástil 5 articulado que tiene un reflector 6 de antena en estado desplegado en su extremo 7 inferior y una montura 8 para conectar el mástil 5 a una sección de una pared lateral del vehículo 2 espacial en su extremo superior. El mástil 5 tiene una unión 10 de hombro, un unión 11 de codo y una unión 12 de muñeca. Significativamente, la unión 11 de codo tiene un ángulo para facilitar la recogida del reflector 6 contra la pared lateral del vehículo espacial. Las uniones 10, 11, 12 están conectadas de manera articulada en una pluralidad de puntos a lo largo de la longitud axial del mástil por medio de un mecanismo de articulación mecánico accionado por resorte u otra disposición (no mostrada) tal como para permitir el movimiento pivotante del mástil junto con su reflector asociado en direcciones perpendiculares a su eje. Se entenderá que el reflector 6 de antena tiene una configuración convencional (aproximadamente 3,5 m de diámetro) con una capacidad de longitud focal larga.

Tal como se muestra en la figura 1, la estructura 1 de soporte comprende además un segundo mástil 15 articulado que tiene un reflector 16 de antena en estado recogido en su extremo superior y una montura 18 para conectar el mástil 15 en una sección diferente de la misma pared lateral del vehículo 2 espacial en su extremo inferior. El reflector 16 también tiene una configuración convencional (aproximadamente 3,5 m de diámetro).

Tal como se muestra, el mástil 15 recogido con reflector 16 de antena se encaja de manera compacta dentro de una zona circular de la pared lateral del vehículo espacial, de tal manera que, si se desea, el otro mástil 5 con reflector 6 (que se muestra desplegado) puede apilarse posteriormente encima del mismo al tiempo que se encaja cerca de la pared lateral del vehículo espacial en estado recogido (no mostrado). En tal configuración apilada (no mostrada) los mástiles 5, 15 se envuelven de manera parcialmente circunferencial alrededor de los reflectores recogidos asociados en sentidos opuestos de modo que no hay ninguna interferencia física entre las diferentes piezas componentes de los mástiles 5, 15.

Tal como también se muestra, el mástil 15 recogido con reflector 16 de antena está montado contra la pared lateral del vehículo espacial sobre una pluralidad de puntos de retención pirotécnicos. Cada punto de retención está configurado para permitir elasticidad en determinadas direcciones para garantizar que el mástil y la estructura del vehículo espacial no confieren cargas de expansión térmica no deseadas uno sobre el otro. Se entenderá que los puntos de retención se liberan operativamente antes del despliegue del mástil/reflector.

En la realización descrita de la figura 1, los mástiles 5, 15 tienen aproximadamente 7 m de longitud. Usando mástiles de esta longitud la estructura 20 de alimentación se monta (tal como se muestra) directamente sobre la superficie 21 superior del vehículo espacial, reduciendo la necesidad de grandes estructuras de torre de alimentación pesadas. Los mástiles 5, 15 se forman de material compuesto de fibra de carbono ligero. Dado que las estructuras de mástil son largas, se entenderá que estas estructuras se extienden cierta distancia hacia el espacio desde el vehículo espacial cuando se despliegan, y quedarán expuestas a temperaturas extremas, normalmente en el intervalo de temperatura de +140°C a -180°C, durante el despliegue. Los inventores han reconocido que esto puede provocar problemas con las uniones del mástil entre los mecanismos de articulación y las secciones (de tubo) de material compuesto de fibra de carbono. Para tratar estos problemas, las uniones del mástil se sujetan usando una abrazadera metálica con flexibilidad incorporada en las mismas para permitir cambio(s) de tamaño entre los materiales.

En el funcionamiento de la disposición así descrita de la figura 1 se entenderá que los dos reflectores 6, 16 pueden desplegarse de manera individual o secuencial desde el mismo lateral del vehículo espacial (usando un mástil por reflector). También se entenderá que puede proporcionarse orientación de antena para lograr este despliegue mediante el uso de un APM (mecanismo de orientación de antena) de 2 ejes o mediante el uso de unidades de impulsión armónica de motor paso a paso articuladas (no mostradas). En esta realización, las funciones de 2 ejes de APM están montadas en el mástil cerca del borde de reflector. Esto tiene la ventaja de reducir/minimizar la masa montada sobre los reflectores al tiempo que todavía proporciona una geometría de 2 ejes y permite atar fácilmente la masa de APM para el lanzamiento.

Ahora se describirá una segunda realización de la presente invención. La segunda realización es similar a la primera realización y por tanto a las piezas correspondientes se les han asignado los números de referencia correspondientes con primas.

Haciendo referencia a la figura 2, en la misma se muestra esquemáticamente otra estructura 1' de soporte desplegable propuesta para un vehículo 2' espacial de realización de la presente invención. En común con la realización de la figura 1, esta segunda realización tiene un mástil 5' articulado con reflector 6' de antena en estado desplegado en su extremo inferior y una montura 8' para conectar el mástil a una sección de una pared lateral del vehículo 2' espacial en su extremo superior. Debe entenderse que el mástil 5' tiene la misma estructura con uniones conectadas de manera articulada que la descrita anteriormente en relación con los mástiles de la primera realización de la figura 1. Por tanto, la estructura 5' de mástil específica no se describirá de nuevo con el fin de evitar una repetición innecesaria.

La disposición de la figura 2 sólo se diferencia de la de la figura 1 en que, en vez de tener un segundo mástil articulado (tal como se muestra en la figura 1), se proporciona en su lugar un bastidor 39 montado de manera articulada para portar otros dos reflectores 40, 41 de antena. Los reflectores 40, 41, tal como se muestra, tienen tamaño y forma idénticos y están directamente montados sobre el bastidor en dos monturas separadas. Debe entenderse que los reflectores tienen una configuración convencional con una capacidad de longitud focal larga. En una realización alternativa adicional (no mostrada) similar a la de la figura 2, los reflectores montados sobre el bastidor pueden tener en vez de eso un tamaño y forma diferentes y estar montados sobre el bastidor por medio de mecanismos APM.

En las realizaciones descritas anteriormente, debe apreciarse que la estructura de mástil articulado descrita proporciona una clara ventaja en los siguientes diversos aspectos:

- Los reflectores de gran diámetro con longitudes focales largas, $f/d > 2$, proporcionan un rendimiento de

polarización cruzada aceptable sin necesidad de diseños gregorianos (subreflectores).

- 5 • Un diseño más sencillo que ocupa menos espacio de alojamiento, permitiendo por tanto montar más antenas y una mayor abertura de vehículo espacial total, en cada vehículo espacial.
- Permite el montaje convencional de reflector/mástil y el montaje de alimentaciones sobre la superficie del CM elimina la necesidad de una estructura de montaje de alimentación complicada o torres, para lograr longitudes focales largas.
- 10 • Proporciona más opciones para reducir la dispersión ya que la posición de alimentaciones y reflector es más flexible con respecto a las estructuras de vehículos espaciales.
- El control térmico del conjunto de alimentación y las cadenas de alimentación puede ser más fácil de lograr mediante el montaje directamente sobre la superficie del CM (tubos de calor internos).

15 Habiendo descrito así la presente invención mediante referencia a dos realizaciones preferidas, debe apreciarse que las realizaciones son a modo de ejemplo en todos sus aspectos. Esencialmente, puede usarse cualquier disposición de mástil que se base en la propuesta de soportar el reflector de antena con un mástil articulado extensible de longitud suficiente de modo que el reflector se mueva de manera controlable mediante la extensión del mástil desde una posición recogida hasta una posición desplegada. Por ejemplo, aunque en la primera realización se usan dos de tales estructuras de mástil, la disposición puede modificarse alternativamente para proporcionar estructuras de mástil adicionales desde el mismo lateral o desde laterales diferentes del vehículo espacial, permitiendo así el despliegue eficaz de múltiples reflectores de antena desde uno o más laterales del vehículo espacial.

20 Además, también pueden variarse de manera apropiada el número de uniones articuladas en el diseño del mástil y la longitud de mástil que va a desplegarse, por ejemplo, para garantizar que pueden desplegarse eficazmente reflectores de antena de forma/tamaño diferentes.

25 También debe apreciarse que el diseño de mástil propuesto encuentra utilidad en diversas aplicaciones reflectantes planetarias así como en diversas aplicaciones espaciales.

30

REIVINDICACIONES

- 5 1. Sistema de reflector para aplicaciones espaciales que incluye un reflector (6) de antena con un mástil (5) articulado de soporte, teniendo el mástil al menos dos secciones de brazo y al menos tres uniones (10, 11, 12) conectadas de manera articulada en las que una primera sección de brazo se conecta entre una primera unión y una segunda unión, y una segunda sección de brazo se conecta entre la segunda unión y una tercera unión, y que está adaptado y dispuesto para portar el reflector de antena de modo que, en uso, el reflector puede moverse entre una primera posición recogida en la que el reflector está encajado dentro de un volumen predeterminado de un vehículo espacial y una segunda posición desplegada en la que el reflector está desplegado en el espacio, en el que una de las secciones de brazo es un ángulo ubicado entre dos de dichas uniones articuladas para permitir la recogida del reflector en dicha primera posición recogida, estando el ángulo adaptado y dispuesto de tal manera que se extiende al menos parcialmente a lo largo de la circunferencia del reflector cuando está en estado recogido.
- 15 2. Sistema de reflector según la reivindicación 1, en el que hay cuatro uniones conectadas de manera articulada de un único eje.
- 20 3. Sistema de reflector según la reivindicación 1 o la reivindicación 2, en el que una o más de dichas uniones (10, 11, 12) conectadas de manera articulada comprenden una unidad de impulsión armónica de motor paso a paso articulada.
- 25 4. Sistema de reflector según la reivindicación 1, 2 ó 3, en el que una o más de dichas uniones (10, 11, 12) conectadas de manera articulada comprenden una articulación mecánica accionada por resorte.
- 30 5. Sistema de reflector según cualquier reivindicación anterior, que comprende además medios de orientación de antena.
6. Sistema de reflector según la reivindicación 5, en el que los medios de orientación de antena se basan en la aplicación de un mecanismo de orientación de antena de 2 ejes.
- 35 7. Sistema de reflector según la reivindicación 6, en el que el mecanismo de orientación de antena de 2 ejes está montado por separado en el mástil (5) y el reflector (6).
8. Sistema de reflector según cualquier reivindicación anterior, en el que el mástil está configurado para ser lo suficientemente largo como para portar un reflector (6) de antena de aproximadamente 3,5 metros de diámetro con una longitud focal asociada de aproximadamente 7 metros.
- 40 9. Sistema de reflector según cualquier reivindicación anterior, en el que las uniones (10, 11, 12) conectadas de manera articulada se sujetan usando medios de abrazadera metálica con un grado de flexibilidad para adaptarse a cambios en las propiedades de material del mástil (5) en respuesta a variaciones de temperatura de entre +140°C y -180°C.
- 45 10. Satélite o vehículo espacial que incorpora en uno/cada uno de sus laterales un sistema de reflector según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9.
- 50 11. Satélite o vehículo espacial que incorpora un sistema de reflector según la reivindicación 10, en el que un extremo (8) del mástil (5) está montado en una estructura (20) de alimentación asociada del vehículo espacial y el extremo (7) opuesto del mástil está montado en el reflector (6) de antena.
- 55 12. Satélite o vehículo espacial según la reivindicación 10 u 11, en el que la estructura (20) de alimentación asociada está montada en una superficie (21) formada por separado del satélite/vehículo espacial.
- 60 13. Satélite o vehículo espacial según la reivindicación 10, 11 ó 12, en el que el reflector (6), cuando está en posición recogida, está montado de manera plegable en una pared lateral del vehículo espacial en una pluralidad de puntos de retención, puntos de retención que se liberan operativamente antes del despliegue del reflector.
- 65 14. Satélite o vehículo espacial según la reivindicación 13, en el que dichos puntos de retención están formados tal como para proporcionar un grado de elasticidad en varias direcciones predeterminadas, permitiendo que el mástil (5) y la estructura del vehículo espacial no confieran cargas de expansión térmica no deseadas uno sobre el otro.
15. Satélite o vehículo espacial según cualquiera de las reivindicaciones 10 a 14, que incorpora en uno/cada uno de sus laterales dos o más de dichos sistemas de reflector que permiten desplegar dos o más de dichos reflectores (6, 16) desde uno/cada lateral del satélite/vehículo espacial.

- 5
16. Satélite o vehículo espacial según la reivindicación 15, en el que las porciones de ángulo se extienden al menos parcialmente a lo largo de las circunferencias respectivas de los reflectores (6, 16) asociados cuando están en estado recogido, tal como para permitir apilar los reflectores juntos dentro de un espacio definido por un fuselaje del vehículo de lanzamiento asociado.
- 10
17. Satélite o vehículo espacial que incorpora en uno de sus laterales
- (a) un primer sistema de reflector con mástil (5') del tipo reivindicado en cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9; y
- (b) un segundo sistema de reflector diferente que comprende una estructura (39) de soporte montada de manera articulada para portar una pluralidad de reflectores (40, 41) de antena.

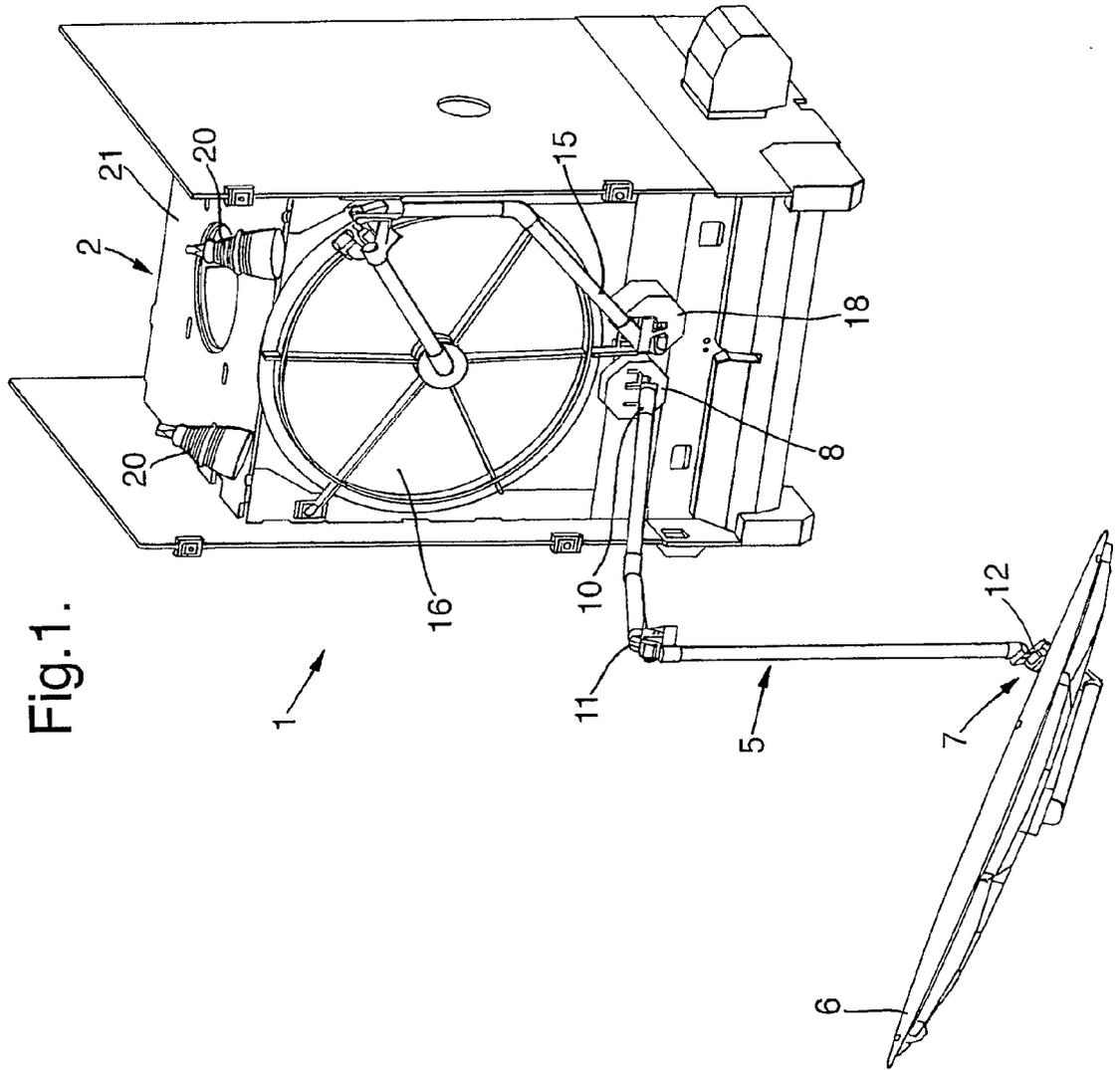


Fig.1.

Fig.2.

