

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 780 851**

51 Int. Cl.:

B64G 1/44 (2006.01)

B64G 1/50 (2006.01)

B64G 1/22 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **08.04.2014 PCT/US2014/033285**

87 Fecha y número de publicación internacional: **16.10.2014 WO14168923**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **08.04.2014 E 14782713 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.03.2020 EP 2983992**

54 Título: **Escudo de órbita de transferencia de generación térmica**

30 Prioridad:

09.04.2013 US 201361810225 P
04.03.2014 US 201414197033

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
27.08.2020

73 Titular/es:

LOCKHEED MARTIN CORPORATION (100.0%)
6801 Rockledge Drive
Bethesda, Maryland 20817, US

72 Inventor/es:

WONG, HAMILTON

74 Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

ES 2 780 851 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

Escudo de órbita de transferencia de generación térmica

5 CAMPO DE LA INVENCIÓN

Las presentes invenciones se refieren, en general, a sistemas de control de calentamiento de naves espaciales y, en particular, a componentes de aislamiento térmico para uso durante la fase de lanzamiento de etapa superior y órbita de transferencia.

10 ANTECEDENTES

15 Los requerimientos de calentamiento de naves espaciales pueden causar agotamiento de las baterías de las naves espaciales geosincronizadas durante la fase de lanzamiento de etapa superior y órbita de transferencia cuando componentes solares de las naves espaciales están en una configuración plegada. Si las baterías se agotan demasiado para suministrar potencia a otros sistemas críticos, se puede perder la nave espacial.

20 Para prevenir esta consecuencia, muchas naves espaciales emplean escudos térmicos o producen alguna energía eléctrica solar para accionar calentadores de a bordo, mientras la matriz solar está en la configuración plegada. Para aquellas naves espaciales que utilizan escudos térmicos, tales configuraciones reducen la pérdida de calor de radiación fijando los escudos térmicos a la matriz solar o paneles de radiadores solares de la nave espacial. La generación de energía solar en la configuración plegada se realiza colocando un panel de matrices solares guardado en la dirección fuera de borda, permitiendo de esta manera que el panel recoja energía solar.

25 En particular, los escudos térmicos son costosos y contribuyen al peso de la nave espacial sin recoger energía solar para calentamiento de la nave espacial. Además, la generación de energía solar en la configuración plegada sólo es posible para naves espaciales utilizando matrices de paneles solares rígidos. Por lo tanto, no todas las naves espaciales pueden emplear eficientemente escudos térmicos, y no todas las matrices de paneles solares pueden estar configuradas para generar energía solar mientras están en la configuración plegada.

30 El documento US 2008/257525 A1 describe un aparato de control térmico, que comprende una placa de base asociada con un objeto de destino de una manera intercambiable de calor entre ellos, al menos una pala de intercambio de calor fijada a la placa de base, de tal manera que se puede desplegar y retraer de forma selectiva.

35 El documento EP 1247741 A1 describe un vehículo espacial que incluye al menos un radiador desplegable, que tiene una posición almacenada antes del despliegue y una posición desplegada operativa después del despliegue. Dicho radiador tiene dos caras principales, que comprenden una primera cara que está almacenada hacia el vehículo y una segunda cara opuesta que mira hacia el espacio en la posición almacenada.

40 El documento US 5 927 654 A se refiere a naves espaciales que llevan matrices de antenas activas desplegables y, más particularmente, a naves espaciales de comunicaciones destinadas para duraciones operativas prolongadas.

SUMARIO

45 De acuerdo con la invención, una nave espacial es como se define en la reivindicación 1. Formas de realización de la presente invención se definen por las reivindicaciones dependientes.

50 De acuerdo con un aspecto de algunas formas de realización descritas aquí, se contempla que una nave industrial que tiene una matriz solar flexible, que es una matriz que está totalmente encerrada e incapaz de generar energía solar mientras está en la configuración plegada, puede incorporar un sistema de control térmico que no tiene los inconvenientes de los escudos térmicos tradicionales. Además, el sistema de control térmico puede minimizar efectivamente la pérdida de calor en aplicaciones en naves espaciales distintas a las que utilizan una matriz solar flexible.

55 La nave espacial comprende un lado, un miembro extensible y un panel de control térmico. El lado de la nave espacial comprende un área expuesta capaz de permitir la transferencia de calor entre la nave espacial y el medio ambiente, por ejemplo espacio profundo. El miembro extensible está acoplado a la nave espacial, por ejemplo con un larguero o viga reticulada. El miembro extensible es móvil entre una posición plegada, en la que un extremo libre del miembro extensible está posicionado adyacente al área expuesta a una primera distancia y una posición extendida, en la que el extremo libre está espaciado aparte del área expuesta a una segunda distancia, que es mayor que la primera distancia. El panel de control térmico comprende primero y segundo lados. El primer lado tiene una capacidad de emisión que es menor que la capacidad del emisión del segundo lado. Por ejemplo, el primer lado puede tener una capacidad de emisión que es sustancialmente menor que la capacidad de emisión del segundo lado. Además, el primer lado puede tener una capacidad de emisión que es menor que el lado de la nave espacial,

- de manera que se reduce al mínimo la pérdida de calor desde el lado de la nave espacial cuando está en la posición plegada. El panel se puede acoplar al extremo libre del miembro extensible. Además, en la posición plegada, el panel puede estar configurado para absorber energía solar incidente y emitir calor hacia el área expuesta, añadiendo de esta manera calor al lado de la nave espacial y reduciendo al mínimo o eliminando el uso de calentadores desde las baterías de la nave espacial. En la posición plegada, el panel puede restringir también la pérdida de calor desde el panel hacia el medio ambiente, por ejemplo el espacio profundo. Adicionalmente, en la posición extendida, la transferencia de calor desde el lado de la nave espacial hacia el espacio profundo puede tener a no ser restringida sustancialmente por el bloqueo del factor de visión del panel.
- El miembro extensible de la nave espacial se puede acoplar al lado de la nave espacial. El miembro extensible de la nave espacial puede comprender o estar acoplado a una matriz solar, tal como una matriz solar flexible extensible. La matriz solar puede comprender un panel superior que tiene superficies interior y exterior. La superficie interior puede comprender al menos una célula solar. El panel se puede acoplar a la superficie exterior.
- La nave espacial puede comprender también un dispositivo solar, tal como una matriz solar. En la configuración plegada, las células solares del dispositivo solar pueden no estar expuestas a luz ambiental. El dispositivo solar puede estar acoplado al lado de la nave espacial que está adyacente al área expuesta. El dispositivo solar puede comprender una matriz solar flexible extensible acoplada al lado de la nave espacial, estando acoplado el panel de control térmico a una superficie exterior de un panel superior de la matriz solar.
- En la posición plegada, el segundo lado del panel de control térmico mira hacia el área expuesta. Además, en la posición extendida, el segundo lado del panel de control térmico puede mirar fuera del área expuesta. El panel puede comprender una periferia sustancialmente del mismo tamaño que una periferia del área expuesta. El panel puede comprender un cuerpo sustancialmente plano. Adicionalmente, en la posición plegada, el panel puede estar posicionado sustancialmente paralelo con relación al área expuesta, y en la posición extendida, el panel puede estar posicionado sustancialmente ortogonal con relación al área expuesta.
- El primer lado del panel de control térmico tiene una capacidad de absorción de al menos 0,50 y una capacidad de emisión inferior a 0,20. En algunas formas de realización, para el primer lado, la relación entre capacidad de absorción y capacidad de emisión puede ser al menos 3,0. El segundo lado tiene una capacidad de absorción de al menos 0,8 y una capacidad de emisión de al menos 0,8.
- El cuerpo de panel puede comprender un Kapton negro, lámina de titanio, o un material depositado sobre el primer lado o el segundo lado. El material depositado puede comprender níquel, titanio, o pintura, tal como pintura negra. El primero o el segundo lado pueden comprender una capa de conversión química.
- El cuerpo de panel puede comprender al menos dos materiales. El primer lado puede comprender titanio desnudo, titanio anodizado, berilio desnudo, y/o níquel negro cromado. El segundo lado puede comprender pintura negra, cinta Kapton, y/o una capa de conversión química.
- Características y ventajas adicionales de la presente tecnología se describirán en la descripción siguiente y, en parte, será evidente a partir de la descripción, o puede aprenderse por la práctica de la siguiente tecnología. Las ventajas de la presente tecnología se conocerán y se alcanzarán por la estructura indicada particularmente en descripción escrita y en sus reivindicaciones así como en los dibujos anexos.
- Se comprenderá que tanto la descripción general precedente como también la descripción detallada siguiente son ejemplares y explicativas y están destinadas a proporcionar una mayor explicación de las invenciones que se reivindican.
- BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS**
- Los dibujos que se acompañan, que se incluyen para proporcionar una mejor comprensión y que se incorporan y constituyen una parte de esta memoria descriptiva, ilustran formas de realización descritas y junto con la descripción sirven para explicar los principios de las formas de realización descritas. En los dibujos:
- La figura 1 es una vista en perspectiva de una nave espacial convencional que tiene una matriz rígida de paneles solares.
- La figura 2 es una vista superior de la nave espacial de la figura 1.
- La figura 3 es una vista lateral de la nave espacial de la figura 1.
- La figura 4 es una vista extrema de la nave espacial de la figura 1.

La figura 5 es una vista en perspectiva de una nave espacial que tiene matrices de paneles solares flexibles y paneles de control térmico en una configuración plegada, de acuerdo con algunas formas de realización.

La figura 6 es una vista superior de la nave espacial de la figura 5.

La figura 7 es una vista lateral de la nave espacial de la figura 5.

La figura 8 es una vista extrema de la nave espacial de la figura 5.

La figura 9 es una vista en perspectiva de la nave espacial de la figura 5, en la que las matrices de paneles solares flexibles están en una configuración expandida, de acuerdo con algunas formas de realización.

La figura 10 es un gráfico que ilustra temperaturas de paneles de control térmico que tienen diferentes materiales y ángulos de incidencia de la luz, de acuerdo con algunas formas de realización.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

En la siguiente descripción detallada se muestran numerosos detalles específicos para proporcionar una comprensión completa de la presente tecnología. No obstante, será evidente para un experto ordinario en la técnica que la presente tecnología puede practicarse sin algunos de estos detalles específicos. En otros casos, no se han mostrado en detalle estructuras y técnicas bien conocidas para no oscurecer la presente tecnología.

La descripción detallada descrita a continuación está concebida como una descripción de varias configuraciones de la presente tecnología y no está concebida para representar las únicas configuraciones en las que se puede practicar la presente tecnología. Los dibujos anexos se incorporan aquí y constituyen una parte de la descripción detallada. La descripción detallada incluye detalles específicos para la finalidad de proporcionar una comprensión a fondo de la presente tecnología. No obstante, será evidente para los expertos en la técnica que la presente tecnología puede ser practicada sin estos detalles específicos. En algunos casos, estructuras y componentes bien conocidos se muestran en forma de diagrama de bloques para evitar oscurecer los conceptos de la presente tecnología. Los mismos componentes están etiquetados con números de elementos idénticos para facilitar la comprensión.

Durante el lanzamiento y la fase de órbita inicial, el control y la comunicación con la nave espacial requieren potencia de baterías para asegurar que el satélite está posicionado con seguridad en su órbita final. Además, durante la fase de órbita de transferencia, los componentes de la nave espacial, tales como la sección de bus, deberían mantenerse a una temperatura por encima de -20°C con el fin de habilitar su plena funcionalidad, manteniendo también al mismo tiempo componentes no-operativos por encima de su temperatura mínima de supervivencia. Debido a la pérdida de calor desde la nave espacial, son necesarios potencia de baterías y/o paneles térmicos para generar o mantener una temperatura umbral para la nave espacial. Estas dos opciones tienen limitaciones y consecuencias para su uso.

Por ejemplo, las figuras 1 a 4 ilustran una nave espacial general tradicional en una configuración para la fase de órbita de transferencia de inserción de satélite en una altitud de órbita geosincronizada de 22.000 millas. La nave espacial 100 comprende una pareja de matrices solares rígidas 102 en una configuración guardada y una pareja de paneles de radiador 104 sobre lados opuestos de la nave espacial 100. Cada panel de radiador 104 se extiende a lo largo de un lado de la nave espacial 100 y se produce pérdida de calor principalmente a través de estos paneles de radiador 104. Durante la fase de órbita de transferencia o antes de la expansión de las matrices solares 102, los paneles de radiador 104 están expuestos solamente en un área adyacente a o rodeando una periferia de la matriz solar 102, que reduce, pero no previene la pérdida de calor. Por lo tanto, para mantener una temperatura suficiente de sus componentes, la nave espacial 100 debe gastar energía de la batería para alimentar calentadores de a bordo y generar calor suficiente.

La nave espacial 100 incluye baterías que están configuradas específicamente para alimentar la sección de bus de la nave espacial 100 durante la transferencia de etapa superior antes del despliegue de la matriz solar. Sin embargo, estas baterías están dimensionadas para requerimientos en-orbita y están muy sub-dimensionadas para alimentar calentadores de a bordo son recargar durante las 8-10 horas requeridas durante la transferencia de etapa superior (con vehículo de lanzamiento a reacción) y el periodo adicional después de la separación antes del despliegue de las matrices solares.

Por lo tanto, debido a que las baterías están sub-dimensionadas para alimentar los calentadores de a bordo y otros componentes de la nave espacial sin ser recargadas, la nave espacial 100 debe utilizar generación de energía solar para satisfacer los requerimientos de energía y calentamiento durante la fase de órbita de transferencia. En el caso de la matriz solar rígida 102 mostrada en las figuras 1 a 4, que incluye un panel superior expuesto 106, la nave espacial puede generar energía eléctrica para calentar la nave espacial y compensar la pérdida de calor desde los

paneles radiadores 104. Además, la generación de energía eléctrica por el panel superior 106 permite a la nave espacial 100 preservar de una manera adecuada un “balance de energía positivo”, es decir, que la energía eléctrica generada es suficiente para recargar las baterías de la nave espacial y compensar la energía eléctrica utilizada para accionar el equipo de bus de la nave espacial y calentar la nave espacial 100. De esta manera, en el contexto de paneles solares rígidos, la nave espacial puede generar energía eléctrica solar suficiente para permitir la activación de calentadores de a bordo que en otro caso aplican una carga considerable sobre la potencia disponible en la batería.

No obstante, en contraste con las matrices solares rígidas, el uso de matrices solares flexibles guardadas, la matriz dólar está totalmente encerrada, de tal manera que no existe un panel superior expuesto para generación de energía antes del despliegue de la matriz solar. De esta manera, la alimentación de los calentadores de a bordo de una nave espacial con matrices solares flexibles resulta en un drenaje neto de energía desde las baterías, debido a que no existe ninguna generación de energía solar correspondiente para compensar el drenaje en las baterías desde el funcionamiento de los calentadores y el bus.

Hay que indicar que en algunas naves espaciales, el panel de radiador puede estar cubierto por un escudo térmico o un Escudo Térmico de Órbita de Transferencia (TOTS). El TOTS minimiza la pérdida de calor de radiación desde los paneles de radiadores 104 de la nave espacial. El TOTS se puede utilizar para cubrir todas las áreas de paneles de radiadores, pero no restringen totalmente la pérdida de calor y el drenaje de radiadores de baterías.

Por lo tanto, de acuerdo con un aspecto de al menos algunas de las formas de realización descritas aquí, existe la idea de que para naves espaciales que utilizan matrices solares flexibles existe una necesidad de proporcionar un sistema económico y de peso ligero que mantiene o genera calor suficiente para proteger y preservar componentes de la nave espacial sin crear una pérdida neta de potencia de la batería de la nave espacial.

La descripción siguiente describe formas de realización de un sistema de control térmico que permite la generación o mantenimiento de calor para la nave espacial sin drenar energía eléctrica desde las baterías o sin requerir la generación de energía eléctrica solar. De acuerdo con ello, la nave espacial puede utilizar matrices solares flexibles sin poner en riesgo el agotamiento de la potencia disponible en las baterías y la pérdida resultante de la nave espacial durante la fase de lanzamiento de etapa superior.

En algunas formas de realización, el sistema de control térmico puede comprender al menos un miembro extensible acoplado a la nave espacial y un panel de control térmico acoplado al miembro extensible. El panel de control térmico puede recoger e irradiar energía solar hacia los paneles radiadores de la nave espacial durante la fase de lanzamiento de etapa superior.

El miembro extensible se puede mover entre una posición plegada, en la que un extremo libre del miembro extensible está posicionado adyacente a un área expuesta, de disipación de calor de la nave espacial a una primera distancia, y una posición extendida, en la que el extremo libre está espaciado aparte fuera del área expuesta a una segunda distancia, mayor que la primera distancia.

El panel de control térmico puede comprender uno o más materiales que recogen energía solar incidente y la re-irradia a bordo hacia paneles radiadores de la nave espacial. Por ejemplo, en algunas formas de realización, el panel de control térmico puede recoger entre 59% - 95% de la energía solar incidente. El panel de control térmico no tiene que cubrir todas las áreas de radiadores expuestas. Más bien, el panel de control térmico puede estar diseñado para generar calor suficiente sólo para un área menos a cubrir, reduciendo al mínimo de esta manera el coste y la masa.

Por ejemplo, con referencia ahora a las figuras 5 a 9, una nave espacial 200 puede comprender al menos un lado que tiene un área expuesta 202 capaz de permitir la transferencia de calor entre la nave espacial 200 y el medio ambiente, por ejemplo el espacio profundo. El área expuesta 202 puede ser una porción de un panel lateral 204. El panel lateral 204 puede estar cubierto también al menos parcialmente por uno o más componentes de la nave espacial. Como se ilustra, el panel lateral 204 puede estar cubierto al menos parcialmente por una cana de paneles de matrices solares 210. La caja de paneles de matrices solares 210 puede alojar una matriz solar, tal como una matriz solar flexible.

De acuerdo con algunas formas de realización, la nave espacial 200 puede comprender al menos una porción móvil o miembro extensible 208 que está acoplado a la nave espacial 200. El miembro extensible 208 puede estar configurado para moverse entre una posición plegada y una posición extendida. De acuerdo con algunas formas de realización, la porción móvil o miembro extensible 208 se puede acoplar a un panel o escudo de control térmico 212. El panel de control térmico 212 puede ser accionado por movimiento del miembro extensible 208, de tal manera que el panel de control central 212 se puede mover hacia o desde la nave espacial 200. El panel de control térmico 212 se puede mover entre primera y segunda posiciones, en las que el panel 212 está espaciado desde la nave espacial 200 a diferentes distancias.

La porción móvil o miembro extensible 208 puede ser un componente dedicado utilizado solamente para proporcionar movimiento al panel o escudo 212. No obstante, en algunas formas de realización, la porción móvil o miembro extensible 208 puede comprender o estar acoplado al componente de la nave espacial 200 que proporciona un uso primario distinto a un mecanismo de actuación para el panel o escudo 212.

Por ejemplo, las figuras 5 a 8 ilustran una forma de realización, en la que el miembro extensible 208 comprende o está acoplado a la matriz solar flexible 210, que se muestra en la posición plegada 220. La figura 9 ilustra la matriz solar flexible 210 en la posición extendida 222. Tales formas de realización pueden permitir de manera ventajosa que la matriz solar flexible 210 proporcione una función secundaria (activando el panel o escudo 212) sin incrementar el peso, la complejidad o posible interferencia con otros componentes. De acuerdo con algunas formas de realización, la matriz solar flexible 210 puede comprender una configuración de una pila en forma de acordeón o plegada en forma de acordeón, que se puede abrir o expandir a partir de la configuración mostrada en las figuras 5 a 8 hasta una configuración mostrada en la figura 9. En algunas formas de realización, la matriz 210 puede comprender una estructura similar a un larguero o a una viga reticulada 224 configurada para acoplarse al miembro extensible 208 para extender la matriz 210 fuera de la borda.

De acuerdo con algunas formas de realización, el panel 212 puede estar montado en una cubierta o componente exterior existente de una matriz solar flexible 210. Por ejemplo, el panel 212 puede estar coplanar con la parte superior de la cubierta o caja superior que contiene la matriz solar flexible. Además, el panel 212 puede estar montado también en uno de los bordes de los paneles de la matriz solar.

De acuerdo con ello, cuando la matriz solar se mueve desde su configuración plegada (mostrada en las figuras 5 a 8) hacia su posición desplegada (mostrada en la figura 9), el panel 212 se puede mover junto con la porción de la matriz a la que está acoplado el panel 212 (por ejemplo, la parte superior de la cubierta). Como tal, como se muestra en la figura 9, el panel 212 puede acabar en el extremo muy superior de la matriz solar 210, espaciado distante de la nave espacial. La figura 9 ilustra que dos o más paneles 212 montados en la matriz solar 210 pueden ser accionados por la matriz solar 210 cuando se despliega la matriz solar.

Con referencia a las figuras 6 a 8, en la configuración plegada o guardada, el panel 212 puede proporcionar una función de radiación o generación de calor para la nave espacial 200. La figura 6 ilustra luz directa 240 que es incidente sobre el panel 212, así como luz indirecta 242 que está reflejada desde una porción de la nave espacial, tal como el panel lateral subyacente 204. Esta luz directa e indirecta 240, 242 puede ser absorbida por el panel 212 para calentar el panel 212 hasta una temperatura mayor que si estuviera totalmente expuesto al espacio profundo. El panel 212 puede estar configurado para emitir o irradiar calor hacia el panel lateral subyacente 204. Esta radiación o generación de calor puede tender a reducir o eliminar el consumo de los radiadores desde las baterías debido a la pérdida de calor de la nave espacial 200 desde el panel lateral 204.

Con referencia a las figuras 6 a 8, en la configuración plegada o guardada, el panel 212 puede estar montado de tal manera que está sustancialmente paralelo a un panel radiador subyacente 204 de la nave espacial 200. No obstante, en algunas realizaciones, el panel 212 puede estar posicionado inclinado o no-paralelo con relación al panel subyacente 204 u otros componentes o porción de la nave espacial 200. En algunas formas de realización, el panel 212 puede ser sustancialmente plano. No obstante, el panel 212 puede comprender también una forma tridimensional, no plana.

Cuando se ve en una vista lateral (por ejemplo, vista ortogonal con relación al panel lateral 204), el panel 212 puede comprender una periferia que es mayor que o se extiende más allá de la periferia del panel lateral 204. En algunas formas de realización, toda la periferia del panel 212 se puede extender más allá o circunscribir toda la periferia del panel lateral 204, permitiendo de esta manera que el panel 212 esté posicionado sobre toda el área expuesta 202 del panel lateral 204. No obstante, algunas formas de realización pueden estar configuradas de tal manera que sólo alguna porción o porciones del panel 212 se pueden extender más allá del panel lateral 204.

Además, aunque la figura 7 ilustra el panel 212 en una vista lateral que está posicionada sobre toda el área expuesta 202 del panel lateral 204 de la nave espacial 200, el panel 212 puede cubrir menos que toda el área expuesta 202. De esta manera, en algunas formas de realización, el panel 212 puede comprender un perímetro, tamaño o forma que es aproximadamente igual al perímetro, tamaño o forma del panel lateral 204. Por ejemplo, en vista lateral, el panel 212 puede cubrir al menos aproximadamente la mitad del área expuesta 202 o al menos aproximadamente tres cuartas partes del área expuesta 202.

De acuerdo con algunas formas de realización, el panel 212 puede estar posicionado sobre todo el lado de la matriz solar flexible 210. No obstante, algunas formas de realización pueden estar configuradas de tal manera que sólo una porción del lado de la matriz solar flexible 210 está cubierta o fijada al panel 212. La anchura de cada panel de la matriz solar flexible 210 puede estar entre aproximadamente una quinta parte hasta la mitad y desde aproximadamente un cuarto hasta aproximadamente una cuarta parte de la anchura total del panel 212.

Además, en algunas formas de realización, el panel 212 puede comprender un material rígido o desviabile. El panel 212 puede comprender cualquiera de una variedad de formas. Por ejemplo, la periferia del panel 212 puede ser rectangular, cuadrada, redonda o combinaciones de ellas.

5 Como se ilustra en las figuras 6 a 8, el panel 212 puede comprender un lado fuera de borda o primer lado o superficie 260 (por ejemplo, que está dirigido hacia el espacio) y un lado de a bordo o segundo lado o superficie 262 (por ejemplo, que está dirigido hacia la nave espacial). El primero y el segundo lados 260, 262 pueden tener propiedades diferentes. Por ejemplo, el primero y el segundo lados 260, 262 pueden tener diferentes capacidades de absorción de energía solar y/o capacidades de emisión infra-roja.

10 En algunas formas de realización, el primer lado 260 del panel 212 puede comprender un material de alta capacidad de absorción. Además, el primer lado 260 puede comprender un material que tiene una baja capacidad de absorción. Adicionalmente, en algunas formas de realización, el primer lado 260 puede comprender un material que tiene tanto una alta capacidad de absorción como también una baja capacidad de emisión. Por ejemplo, en algunas formas de realización, el primer lado 260 puede tener una capacidad de absorción de al menos aproximadamente 0,40, al menos aproximadamente 0,50, al menos aproximadamente 0,60, al menos aproximadamente 0,70 o al menos aproximadamente 0,80. Además, el primer lado 260 puede tener una capacidad de emisión inferior a 0,30, inferior a 0,20, inferior a 0,15, inferior a 0,10, o inferior a 0,05. En algunas formas de realización, una relación entre la capacidad de absorción y la capacidad de emisión para el primer lado puede ser al menos aproximadamente 2,0, al menos aproximadamente 3,0, al menos aproximadamente 5,0, al menos aproximadamente 8,0, o al menos aproximadamente 11,0.

25 El primer lado 260 puede estar construido, por ejemplo, de Kapton, titanio, níquel, berilio y sus derivados, tal como lámina de titanio, titanio desnudo, titanio anodizado, berilio desnudo, níquel negro cromado, u otro material superficial selectivo solar avanzado o combinaciones de ellos.

30 El segundo lado 262 puede comprender un material que tiene una alta capacidad de absorción. No obstante, el segundo lado 262 puede comprender también un material que tiene una alta capacidad de emisión. En algunas formas de realización, el segundo lado 262 puede comprender un material que tiene una alta capacidad de absorción y una alta capacidad de emisión. Por ejemplo, en algunas formas de realización, el segundo lado 262 puede tener una capacidad de absorción de al menos aproximadamente 0,70, al menos aproximadamente 0,80, al menos aproximadamente 0,85, al menos aproximadamente 0,90, o al menos aproximadamente 0,95. Además, el segundo lado 262 puede tener una capacidad de emisión de al menos aproximadamente 0,60, al menos aproximadamente 0,70, al menos aproximadamente 0,80, al menos aproximadamente 0,85 o al menos aproximadamente 0,90.

40 En algunas formas de realización, el segundo lado 262 puede comprender una pintura (tal como una pintura negra), cinta o película Kapton, depósitos de metal (tales como un depósito de níquel, un depósito de titanio, un depósito de cromo, etc.), capa de conversión química, sus derivados o combinaciones de ellos. En algunas formas de realización, el segundo lado 262 puede estar configurado para irradiar hacia una capa de radiador reflector solar óptico de alta capacidad de emisión subyacente. Con una capacidad de emisión alta, el segundo lado 262 puede irradiar calor desde rayos solares absorbidos hacia la nave espacial y, en particular, hacia los paneles laterales 204 de la nave espacial 200.

45 La figura 10 muestra un gráfico que tiene perfiles ejemplares de la temperatura de los paneles radiadores de la nave espacial para varios exteriores de fuera de borde y ángulos de incidencia de la luz, de acuerdo con algunas formas de realización. Se supone que la nave espacial está girando alrededor de su eje nadir-cénit en un modo de control térmico pasivo como es típica durante la órbita de transferencia. Los ángulos de incidencia de la luz se demuestran como 0° y 60° con relación al eje de rotación es la nave espacial, como se ilustra en las figuras 7 y 8. El gráfico de la figura 10 ilustra que el panel 212 puede alcanzar varios rangos de temperatura sobre el tiempo sobre base del material y del ángulo utilizado para el lado de fuerza borda o primer lado 260 del panel 212. Por ejemplo, la línea 300 ilustra rangos de temperatura para titanio anodizado con un ángulo de 0°. La línea 312 ilustra rangos de temperatura para Kapton aluminizado en un rango de 0°. La línea 322 ilustra rangos de temperatura para Kapton aluminizado en un ángulo de 60°. Se utiliza convencionalmente Kapton aluminizado para configuraciones de TOTS y los resultados de la línea 322 ilustran que se requiere potencia de radiadores para mantener los límites mínimos operativos de temperatura requeridos en el punto de 2.3 horas mucho antes del final de la órbita de transferencia, o cuando ocurre despliegue de matrices solares. Los otros dos materiales selectivos solares de muestra representados por líneas 300, 302 y 310, 312 son capaces de mantener temperaturas de los paneles 202 por encima del rango de los radiadores, evitando de esta manera un drenaje adverso de los radiadores de la batería.

60 El panel 212 puede comprender una lámina fina de material. Por ejemplo, el panel puede tener un espesor de entre aproximadamente 2 mm y aproximadamente 10 mm. En algunas formas de realización, el panel puede tener un espesor de entre aproximadamente 3 mm y aproximadamente 6 mm. Por ejemplo, el panel puede tener un espesor de entre aproximadamente 3 mm y aproximadamente 4 mm, aproximadamente 3 mm y aproximadamente 5 mm,

aproximadamente 4 mm y aproximadamente 5 mm, y otros rangos de este tipo.

En algunas formas de realización, un panel de radiadores 204 en un lado de la nave espacial 200 puede tener 8'0 de anchura por 20' de altura, con una matriz solar flexible 210 desplegada que ocupa un área de 3' por 15' por encima del panel de radiadores. Si no se emplean formas de realización de los paneles de control térmico descritos aquí, las porciones expuestas del panel de radiadores 204 hacia el lado o por encima de la matriz solar 210 no desplegada continuará perdiendo o irradiando calor desde los sistemas internos de la nave espacial 200. Durante la órbita de transferencia, se pueden activar calentadores de a bordo y drenar potencia desde las baterías. El panel 212 puede cubrir las áreas expuestas (por ejemplo 2-3' en cada lado), recoge energía solar utilizando la superficie frontal 260 de fura de borda descrita anteriormente, y re-irradia el calor hacia dentro hacia las porciones expuestas 202 de los paneles de radiadores 204 para prevenir la pérdida de calor y evitar el drenaje eléctrico de las baterías asociado con los calentadores eléctricos del panel de radiadores.

Un aspecto de algunas formas de realización es la realización en la que durante la órbita de transferencia pueden transcurrir dos o más semanas, mientras que la batería, sin capacidad de recarga eléctrica, duraría sólo aproximadamente 8 horas. De esta manera, la implementación de algunas formas de realización descritas aquí puede eliminar la necesidad de uso de potencia de calentadores antes del despliegue de la matriz solar y extender la vida de la batería hasta > 20 horas, permitiendo de esta manera una operación aceptable antes del despliegue de la matriz solar flexible 210.

En algunos aspectos, los materiales de borde de borda y/o de a bordo pueden seleccionarse para producir un coeficiente de transferencia de, por ejemplo, 0,9. De acuerdo con ello, si el sol produce energía solar en la cantidad de 0,951 vatios / pulgada cuadrada, la cantidad de energía re-irradiada puede ser $S = 0,8550$ vatios / pulgada cuadrada ($0,9 \times 0,951$). Dada la rotación de una nave espacial durante la órbita de transferencia, la cantidad de energía absorbida en cualquier tiempo puede ser $1/\pi \times S$. La energía total producida por los paneles 212 se puede calcular sobre la base del área total de los paneles 212 que cubren un área expuesta 202, y el valor de S.

El análisis confirma que se puede generar y re-radiar calor suficiente para la nave espacial 200 para una amplia gama de ángulos de incidencia solar durante el modo de rotisserie típico encontrado entre la eyección de lanzamiento y el despliegue de la matriz solar después de la separación de etapa superior. Algunas formas de realización descritas aquí pueden ser con ventaja altamente productivas para misiones matrices no-flexibles en la reducción del drenaje total de la batería y, donde se utilizan TOTS, para reducir el tamaño general de TOTS.

La descripción de la presente tecnología está prevista para posibilitar a cualquier experto en la técnica a practicar los varios aspectos descritos aquí. Aunque la presente tecnología ha sido descrita, en particular, con referencia a las varias figuras y aspectos, debería entenderse que éstos son sólo para fines de ilustración y no deberían tomarse como limitación de la presente tecnología.

Aunque las relaciones entre varios componentes se describen aquí y/o se ilustran como estando ortogonales o perpendiculares, esos componentes se pueden disponer en otras configuraciones en algunas formas de realización. Por ejemplo, los ángulos formados entre los componentes referenciados pueden ser mayores o inferiores a 90 grados en algunas formas de realización.

Pueden existir muchas otras formas de implementar la presente tecnología. Varias funciones y elementos descritos aquí pueden estar posicionados de manera diferente de los mostrados sin apartarse del alcance de la presente tecnología. Varias modificaciones a estos aspectos serán fácilmente evidentes para los expertos en la técnica y los principios genéricos definidos aquí pueden aplicarse a otros aspectos. De esta manera, se pueden realizar muchos cambios y modificaciones en la presente tecnología, por un experto ordinario en la técnica, sin apartarse del alcance de la presente tecnología como se define por las reivindicaciones.

Cuando se utiliza aquí, la frase "al menos uno de" delante de una serie de elementos, con el término "y" u "o" para separar cualquiera de los elementos, modifica la lista en conjunto, más que cada miembro de la lista (es decir, cada elemento). La frase "al menos uno de" no requiere selección de al menos uno de cada elemento listado; más bien, la frase permite un significado que incluye al menos uno de cualquiera de los elementos, y/o al menos uno de cualquier combinación de los elementos, y/o al menos uno de cada uno de los elementos. A modo de ejemplo, las frases "al menos uno de A, B y C" o "al menos uno de A, B o C" se refieren cada uno de ellos sólo a A, sólo a B o sólo a C; cualquier combinación de A, B y C; y/o al menos uno de cada uno de A, B y C.

Una referencia a un elemento en el singular no está destinada a significar "uno y sólo uno" a no ser que se indica específicamente, sin o más bien "uno o más". El término "alguno" se refiere a uno o más. Los encabezamientos subrayados y/o en cursiva se utilizan sólo por conveniencia, no limitan la presente tecnología, y no se refieren en conexión con la interpretación de la descripción de la presente tecnología. Todos los equivalentes estructurales y funcionales a los elementos de los diferentes aspectos descritos a través de esta descripción que se conocen o que serán conocidos posteriormente por los expertos ordinarios en la técnica se incorporan expresamente aquí por

referencia y están destinados a ser incluidos por la presente tecnología. Además, nada de lo descrito aquí está destinado para ser dedicado al público, independientemente de si tal descripción se indica explícitamente en la descripción anterior.

5 Una frase tal como un “aspecto” no implica que tal aspecto sea esencial de la presente tecnología o que tal aspecto se aplique a todas las configuraciones de la presente tecnología. Una descripción que se refiere a un aspecto puede aplicarse a todas las configuraciones, o a una o más configuraciones. Un aspecto puede proporcionar uno o más aspectos. Una frase tal como un aspecto se puede referir a uno o más aspectos y viceversa. Una frase tal como una “forma de realización” no implica que tal forma de realización sea esencial de la presente tecnología o que tal forma
10 de realización se aplique a todas las configuraciones de la presente tecnología. Una descripción que se refiere a una forma de realización se puede aplicar a todas las formas de realización, o a una o más formas de realización. Una forma de realización puede proporcionar uno o más ejemplos. Una frase tal como una forma de realización se puede referir a una o más formas de realización y viceversa. Una frase, tal como una “configuración” no implica que tal configuración sea esencial de la presente tecnología o que tal configuración se aplique a todas las configuraciones
15 de la presente tecnología. Una descripción que se refiere a una configuración se puede aplicar a todas las configuraciones, o a una o más configuraciones. Una configuración puede proporcionar uno o más ejemplos. Una frase tal como una configuración se puede referir a una o más configuraciones y viceversa.

20 La palabra “ejemplar” se utiliza aquí para significar que “sirve como un ejemplo o ilustración”. Cualquier aspecto o diseño designado aquí como “ejemplar” no debe interpretarse necesariamente como preferido o ventajoso sobre otros aspectos o diseños.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Una nave espacial (200), que comprende:
- un lado que tiene un área expuesta (202) capaz de permitir la transferencia de calor entre la nave espacial (200) y el espacio profundo;
- 10 al menos un miembro extensible (208) acoplado a la nave espacial (200), siendo móvil el al menos un miembro extensible (208) entre una posición plegada, en la que un extremo libre del miembro extensible (208) está posicionado adyacente al área expuesta (202) a una primera distancia y una posición extendida, en la que el extremo libre está espaciado aparte desde el área expuesta (230) a una segunda distancia, mayor que la primera distancia; y
- 15 un panel de control térmico (212) que comprende primero y segundo lados (260, 262), teniendo el primer lado (260) una capacidad de emisión menor que una capacidad de emisión del segundo lado (262), teniendo el primer lado (260) una capacidad de absorción de al menos 0,50 y una capacidad de emisión inferior a 0,20, teniendo el segundo lado (262) una capacidad de absorción de al menos 0,80 y una capacidad de emisión de al menos 0,80, estando acoplado el panel (212) al extremo libre del miembro extensible (208), mirando el segundo lado (262) hacia el área expuesta (202) cuando el miembro extensible (208) está en la posición plegada;
- 20 en donde en la posición plegada, el panel (212) está configurado para absorber luz ambiente y emitir calor hacia el área expuesta (202) minimizando de esta manera la pérdida de calor desde el lado de la nave espacial, y en donde en la posición extendida, no se restringe sustancialmente la transferencia de calor desde el lado de la nave espacial por el primero y segundo lados (260, 262) del panel (212).
- 25 2. La nave espacial (200) de la reivindicación 1, en la que el al menos un miembro extensible (208) está acoplado al lado de la nave espacial.
3. La nave espacial (200) de la reivindicación 1, en la que el miembro extensible (208) comprende una matriz solar flexible extensible (210), comprendiendo la matriz solar (210) un panel superior que tiene superficies interior y exterior, comprendiendo la superficie interior al menos una célula solar, en donde el panel está acoplado a la superficie exterior.
- 30 4. La nave espacial (200) de la reivindicación 1, que comprende, además, un dispositivo solar, y en la que en la configuración plegada, las células solares del dispositivo solar no están expuestas a luz ambiental.
- 35 5. La nave espacial (200) de la reivindicación 4, en la que el dispositivo solar comprende una matriz solar flexible extensible (210) acoplada al lado de la nave espacial, estando acoplado el panel de control térmico (212) a una superficie exterior de un panel superior de la matriz solar (210).
- 40 6. La nave espacial (200) de la reivindicación 1, en la que en la posición extendida, el segundo lado (262) del panel de control térmico (212) está dirigido hacia fuera del área expuesta (202).
7. La nave espacial (200) de la reivindicación 1, en la que el panel de control térmico (212) comprende: un cuerpo de panel que comprende el primero y segundo lados (260, 262).
- 45 8. La nave espacial (200) de la reivindicación 7, en la que el cuerpo de panel comprende Kapton.
9. La nave espacial (200) de la reivindicación 7, en la que el cuerpo de panel comprende un material depositado sobre el primer lado (260).
- 50 10. La nave espacial (200) de la reivindicación 7, en la que el primero o segundo lados (262) comprende una capa de conversión química.
11. La nave espacial (200) de la reivindicación 7, en la que el cuerpo de panel comprende al menos dos materiales.
- 55 12. La nave espacial (200) de la reivindicación 11, en la que el primer lado (260) comprende titanio desnudo, titanio anodizado, berilio desnudo o níquel negro cromado.
13. La nave espacial (200) de la reivindicación 11, en la que el segundo lado (262) comprende pintura negra, cinta Kapton, película Kapton, o una capa de conversión química.
- 60

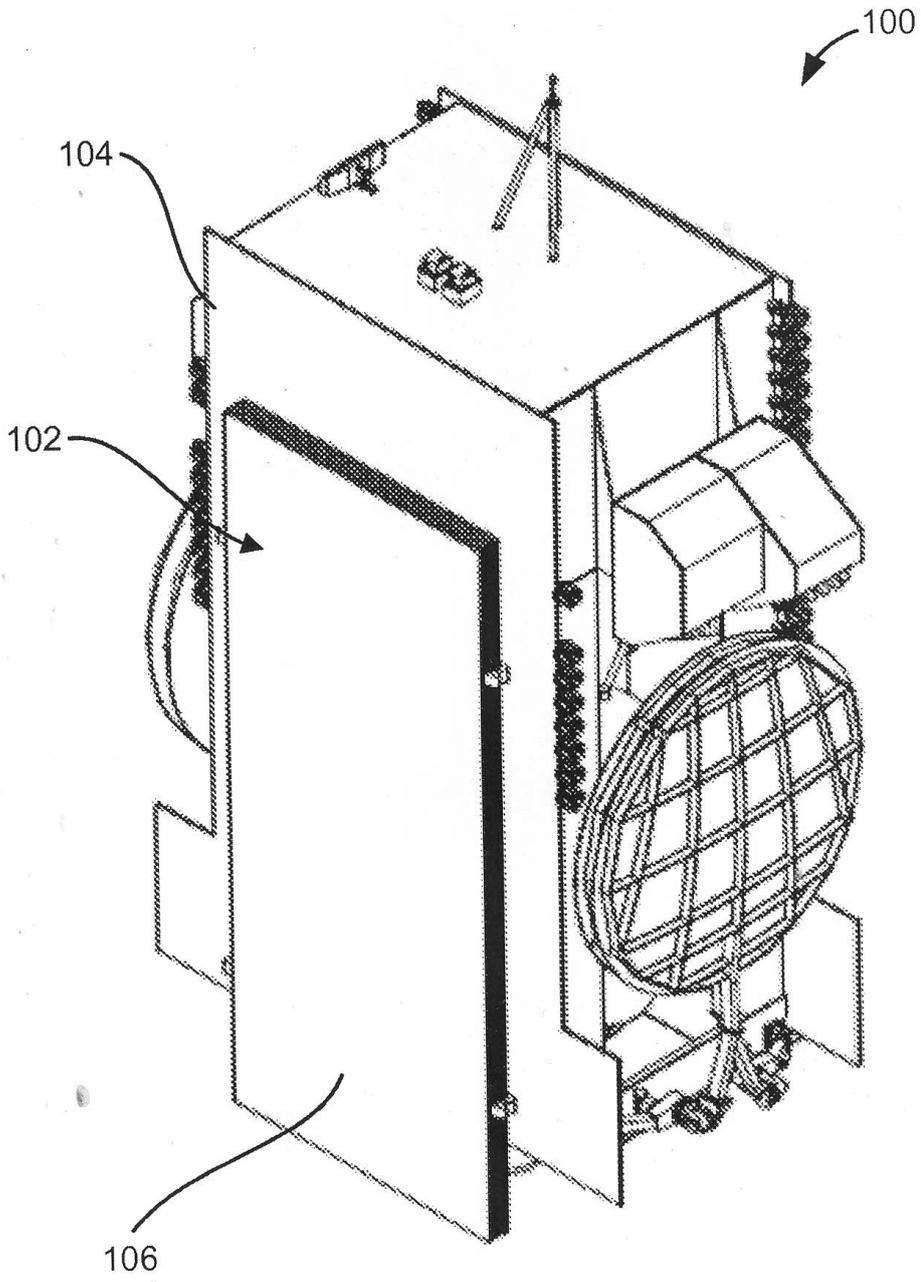


FIGURA 1

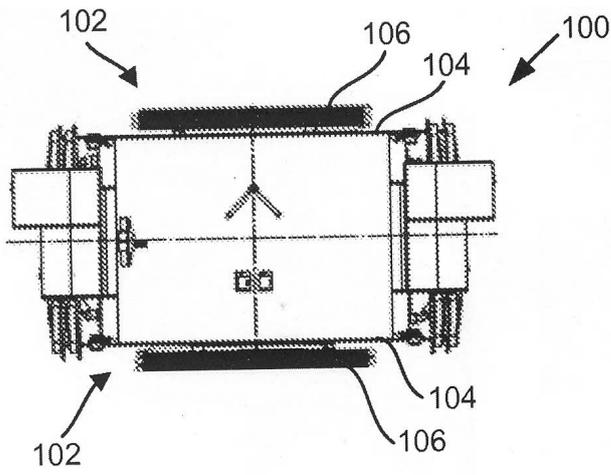


FIGURA 2

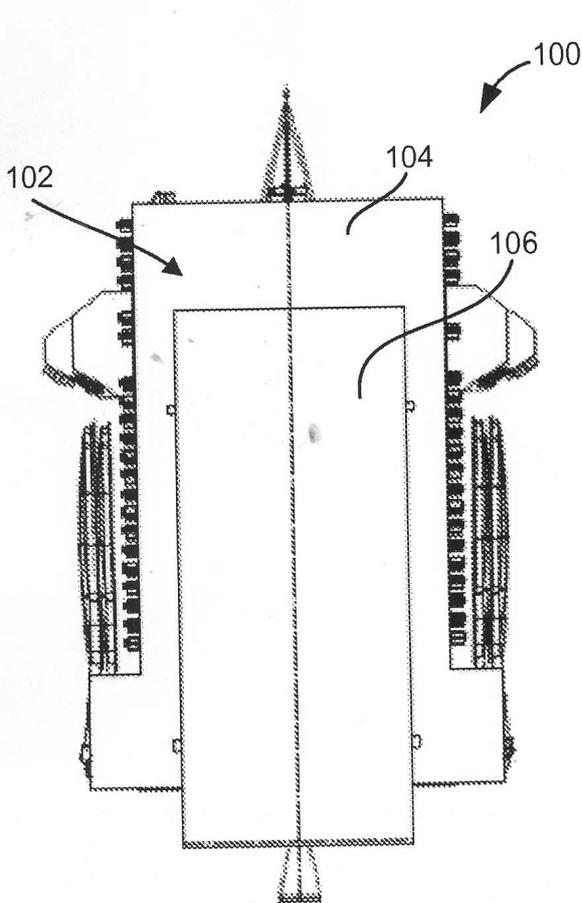


FIGURA 3

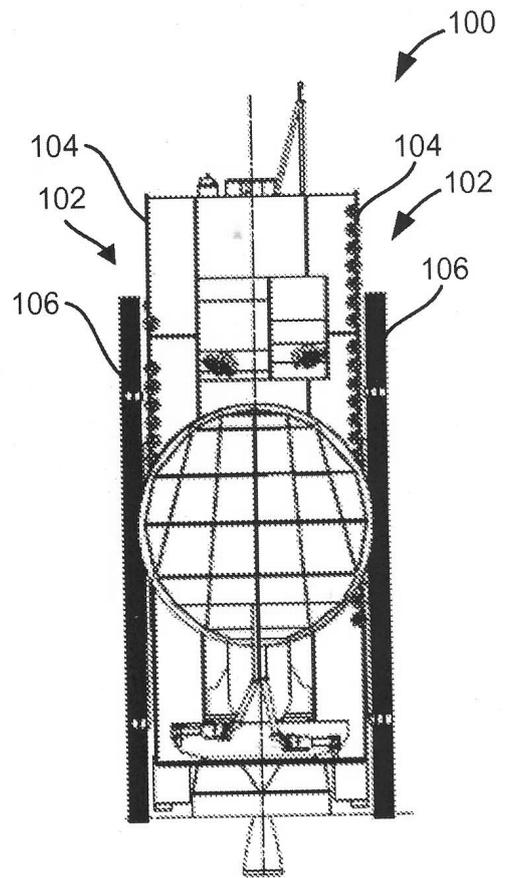


FIGURA 4

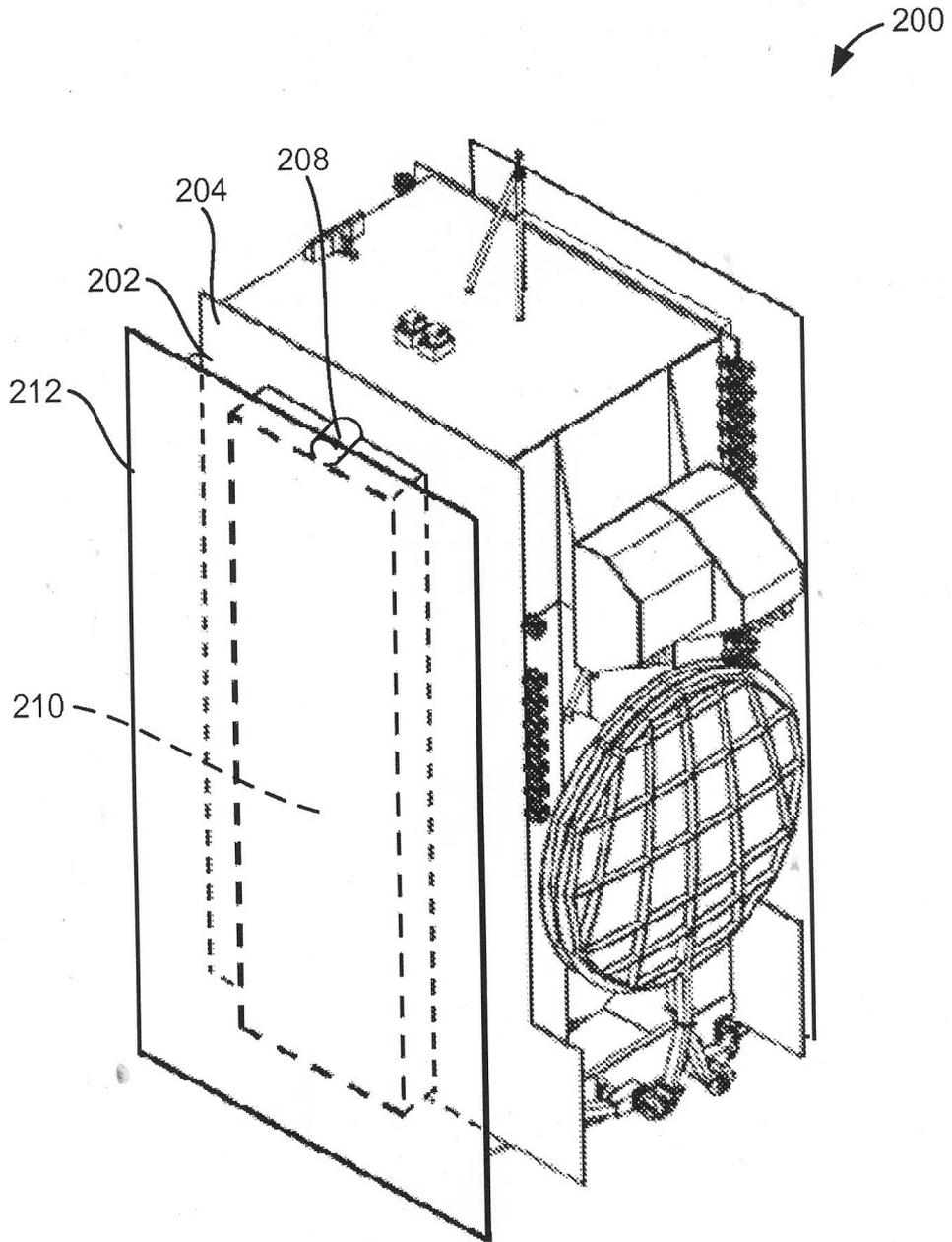


FIGURA 5

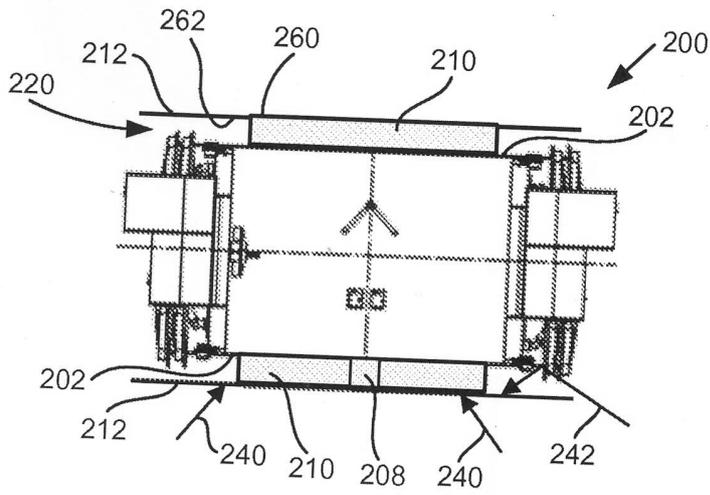


FIGURA 6

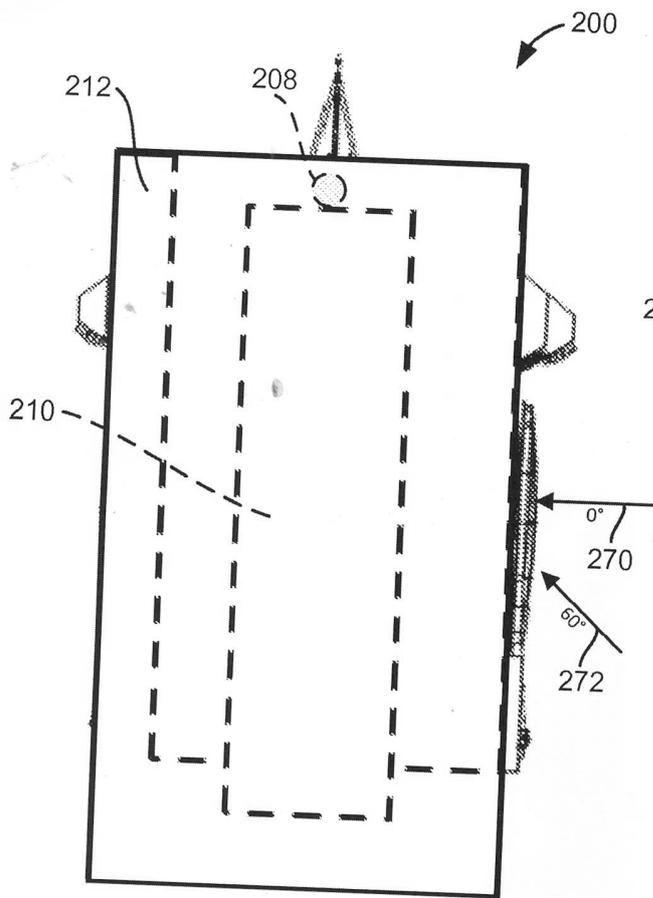


FIGURA 7

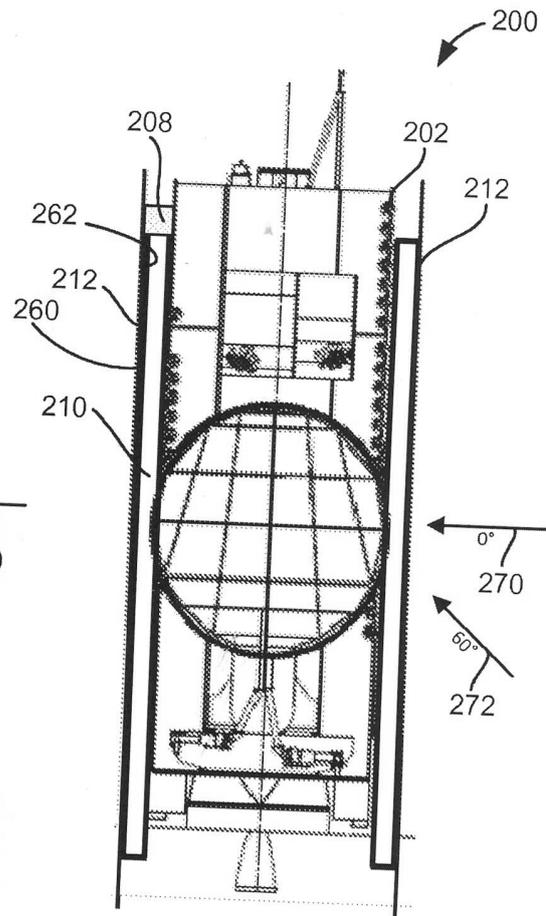


FIGURA 8

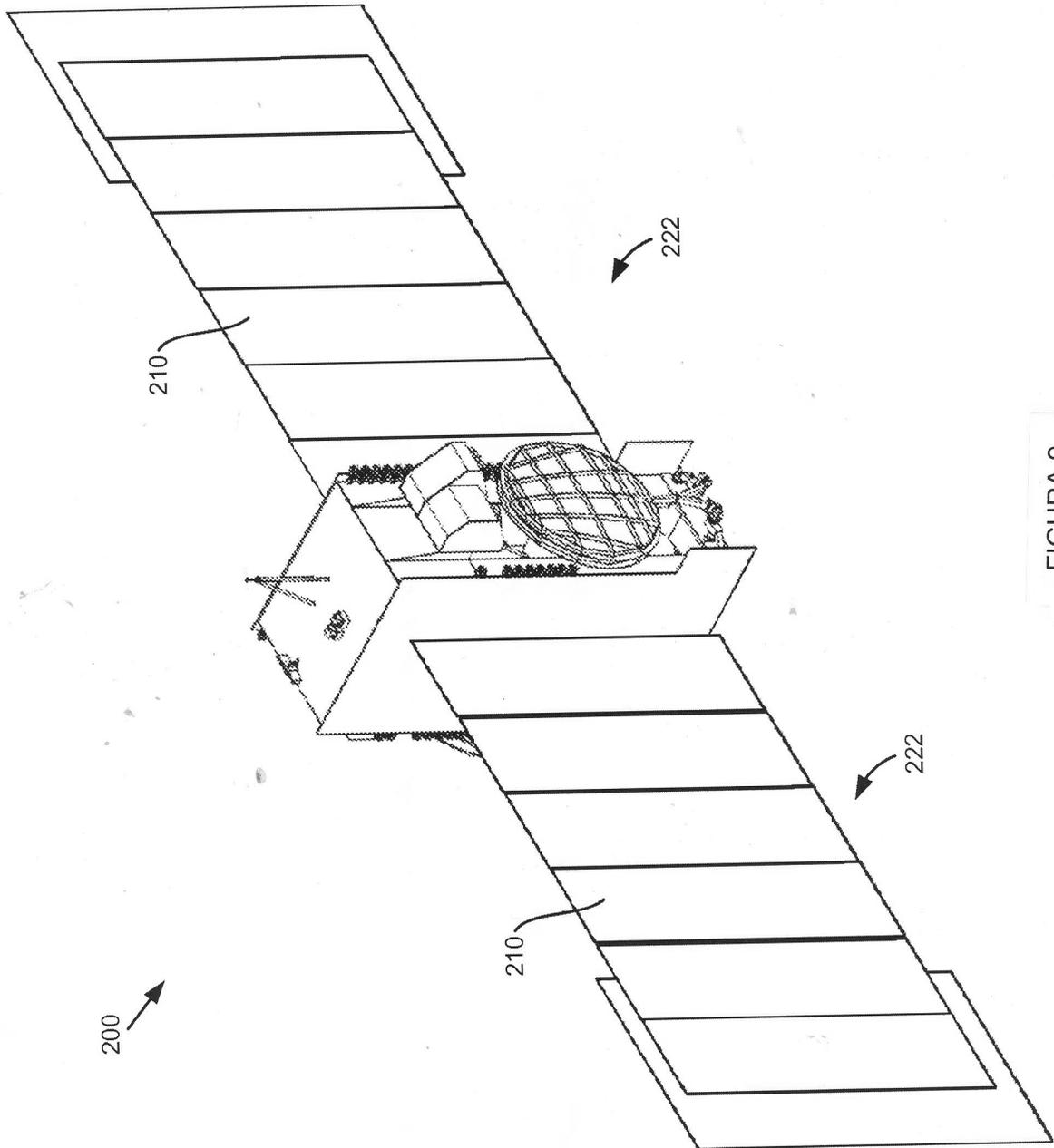


FIGURA 9

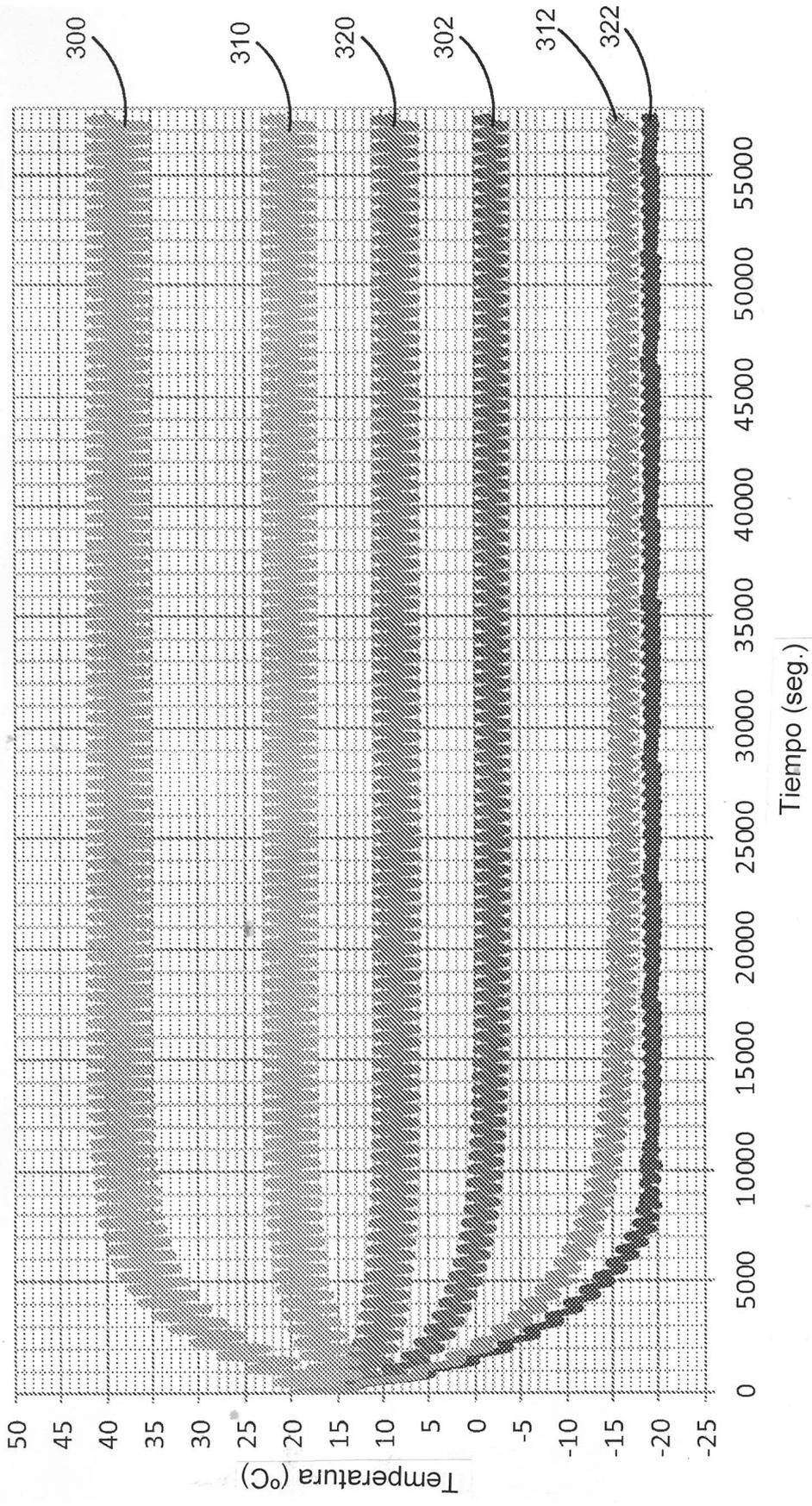


FIGURA 10