

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 689 088**

51 Int. Cl.:

B64G 1/22 (2006.01)

B64G 1/62 (2006.01)

B64G 1/00 (2006.01)

B64G 1/24 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **14.02.2007 PCT/EP2007/051453**

87 Fecha y número de publicación internacional: **30.08.2007 WO07096289**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.02.2007 E 07712219 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.07.2018 EP 1989112**

54 Título: **Velamen de aerofrenado de satélite**

30 Prioridad:

27.02.2006 FR 0650661

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
08.11.2018

73 Titular/es:

**ARIANEGROUP SAS (100.0%)
Tour Cristal, 7-11 quai André Citroën
75015 Paris, FR**

72 Inventor/es:

**PEYPOUDAT, VINCENT y
LE COULS, OLIVIER**

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 689 088 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

Velamen de aerofrenado de satélite

La presente invención concierne a un velamen de aerofrenado de satélite particularmente adaptado para la salida de órbita de los satélites al final de su vida de servicio.

- 5 Los satélites al final de su vida de servicio contaminan el espacio próximo y, debido a que a alta altura la presión de aire es muy reducida, estos satélites que llegan al final de su vida de servicio son susceptibles de mantenerse en órbita durante muchos años y así contaminar el espacio y causar riesgos de colisión y de destrucción de los otros satélites.
- 10 Para fijar las ideas, un satélite con una relación entre superficie proyectada y masa del orden de 5 a 6 milésimas de m^2/kg en órbita a una altura de 700 km tardará del orden de 45 años en descender a una altura a la cual será destruido, ahora bien ciertas agencias espaciales imponen actualmente una duración de vida de servicio máxima de 25 años a los satélites en órbita baja que hayan cumplido su misión.

Sin medios de salida de órbita, esta duración máxima no haría posible una órbita superior a 650 km a un satélite que tenga una relación entre superficie proyectada y masa tal como la definida anteriormente.
- 15 Por ello, los propietarios de satélites se esfuerzan en limitar la duración de vida de servicio de los satélites después del final de su servicio previendo sistemas que les desplacen de su órbita para sacarles de órbita o situarles en una órbita diferente de final de vida de servicio.

Los procedimientos de salida de órbita están basados en el principio de una entrada en la atmósfera forzada del satélite al final de su vida de servicio.
- 20 Se presentan en general dos casos típicos.

Según un primer tipo de órbita, el satélite está en una órbita elíptica que tiene un perigeo en las capas densas de la atmósfera. En tal caso, la salida de órbita se hace de modo natural en algunos días o algunas horas.

O según un segundo tipo de órbita, el satélite se encuentra en una órbita estable que no atraviesa las capas densas y la salida de órbita natural tarda un tiempo muy largo como se vio anteriormente.
- 25 En el caso de un satélite que efectúe su misión en una órbita para la cual la caída natural del satélite se estima demasiado lejana, la solución más habitual para acceder a la salida de órbita del satélite es descender su órbita dándole un impulso con la ayuda de propulsores.

El inconveniente es que hay que conservar una cantidad de combustible, y una energía suficiente para permitir este impulso hasta una fase de vida de servicio avanzada del satélite.
- 30 Además, cuando estos propulsores no son útiles para la misión del satélite, constituyen un peso parásito para la puesta en órbita del satélite, así como una masa y un volumen inútil a lo largo de la misión.

Por otra parte, la puesta en práctica de este impulso debe hacerse mientras que el satélite pueda tener solo una capacidad funcional residual lo que impone conservarle facultades de maniobra más allá de su duración de vida de servicio normal.
- 35 Un medio alternativo es el aerofrenado.

El principio del aerofrenado es conocido por el documento US 6 550 720 que describe medios que en particular permiten modificar la órbita de un satélite y transferirle una carga útil desde una órbita geoestacionaria a 36000 km hasta una órbita baja y que utiliza el paso de la carga en las capas altas de la atmósfera a fin de hacer su órbita circular
- 40 Este principio de aerofrenado utilizado para modificar la órbita de una carga o de un satélite ha sido por otra parte utilizado en el marco de la misión de la sonda "Mars global surveyor" para hacer la órbita circular inicialmente muy elíptica de la sonda haciéndole pasar en la parte alta de la atmósfera marciana.

Este principio de aerofrenado es utilizado además para procedimientos de entrada en la atmósfera en la que el frenado es mucho más violento y necesita un escudo térmico.
- 45 El aerofrenado es eficaz a las alturas en las que la atmósfera es relativamente densa y, para utilizarla a altitudes mayores que las capas altas de la atmósfera, es necesario aumentar la superficie de resistencia aerodinámica del satélite a fin de utilizar el efecto de frenado, incluso muy pequeño, de la atmósfera residual presente en las órbitas altas.

Para esto, el documento US 6 550 720 describe realizar grandes velas en forma de paraguas adaptadas para conferir una estabilidad al satélite y una posición particular de este satélite en su trayectoria.

Tales velas son difíciles de poner en práctica debido al volumen importante que las mismas ocupan plegadas y a su superficie importante.

- 5 Por ejemplo, según el documento US 6 550 720, para frenar un satélite del orden de 600 kg a una altura de solamente de 150 km, se necesita una vela del orden de 150 m².

Por otra parte, es necesario prever varios montantes o mástiles que deban desplegarse para mantener tales velas abiertas.

- 10 Finalmente, tales velas funcionan según una dirección privilegiada en la cual el satélite debe ser estabilizado y, si el satélite está orientado desfavorablemente con respecto a la vela, o si el satélite gira sobre sí mismo, su efecto se ve firmemente reducido.

Para utilizar tales velas es pues necesario estabilizar el satélite y por tanto utilizar sus sistemas de control de altura lo que lleva de nuevo al problema visto anteriormente de la conservación de funciones de gobierno y de propulsión del satélite al final de su vida de servicio.

- 15 Se ha considerado también utilizar los paneles solares de los satélites como superficie de frenado, pero esta tecnología sigue siendo demasiado pesada, complicada de poner en práctica y generalmente insuficiente.

- 20 La presente invención concierne a una tecnología de dispositivo de aerofrenado aplicable a la salida de órbita de los satélites, basada en una vela perfeccionada por que sigue siendo poco voluminosa plegada, por que necesita una estructura reducida y por que necesita poca energía para su despliegue, lo que la conserva un balance de masa reducido y una fiabilidad importante compatible con su utilización al final de la vida de servicio del satélite.

Además, de manera particularmente ventajosa, la vela de acuerdo con la invención está concebida de modo que funciona como ralentizador cualquiera que sea la altura del satélite y de modo que permite evitar estabilizarlo lo que evita aumentar la masa del satélite y evita conservar propulsores después del final de la misión del satélite.

- 25 En este contexto, la presente invención prevé un velamen desplegable de aerofrenado de satélite, en la cual el velamen una vez desplegado comprende al menos un elemento de velamen que forma una estructura tridimensional que comprende al menos dos paneles que se extienden según planos secantes y que forman un diedro.

Esta estructura tridimensional tiene además la ventaja de presentar una sección eficaz importante cualquiera que sea la posición del satélite en su trayectoria, lo que permite no necesitar la estabilización del satélite en esta trayectoria.

- 30 De acuerdo con la invención, los paneles se unen según una arista común constituida por un mástil de despliegue común a los dos paneles.

Otras características y ventajas de la invención se comprenderán mejor con la lectura de la descripción que sigue refiriéndose a los dibujos anejos, que representan:

en figura 1: una vista en despiece ordenado de un elemento de velamen de acuerdo con la invención,

- 35 en figuras 2A y 2B: respectivamente un primer ejemplo de realización de un velamen de acuerdo con la invención y su sección eficaz,

en figuras 3A y 3B: respectivamente un segundo ejemplo de realización de un velamen de acuerdo con la invención y su sección eficaz;

- 40 en figura 4: una vista en corte de un mástil de despliegue de acuerdo con la invención constituido por un tubo en posición desplegada;

en figura 5: una vista esquemática del mástil de la figura 4 constituido por un tubo desplegado;

en figura 6: una vista en corte de una membrana de velamen de acuerdo con la invención,

en figura 7: una vista esquemática en perspectiva de un ejemplo de satélite provisto del dispositivo de acuerdo con la invención.

- 45 El dispositivo de aerofrenado de satélite de acuerdo con la invención se aplica particularmente a un satélite 100 tal como está representado en la figura 7 de tipo microsatélite provisto de generadores solares 109, 110 de masa del orden de 200 kg, de superficie proyectada media de 1,5 m² o sea una relación entre superficie proyectada y masa del orden de la relación dada en el preámbulo, y colocado en una órbita situada entre 650 km y 800 km de altura.

El dispositivo de aerofrenado de satélite 1, representado en la figura 1 comprende un velamen desplegable 2, 3 que comprende al menos un elemento de velamen que forma una estructura tridimensional.

De acuerdo con la figura 2A, la estructura comprende un primer elemento de velamen que comprende dos paneles 2a, 2b que se extienden según planos secantes y que forman un diedro, y un segundo elemento de velamen plano.

5 Estos paneles pueden ser paneles realizados con membranas flexibles o membranas rígidas una vez desplegadas.

Los citados primero y segundo elementos de velamen se extienden de acuerdo con este ejemplo según ejes a1, a2 que son ejes perpendiculares.

De acuerdo con el ejemplo de la figura 3A, el primero y el segundo elementos de velamen comprenden cada uno dos paneles 2a, 2b, 3a, 3b y están dispuestos según ejes a1, a2 oblicuos, estando el primer elemento de velamen 2 orientado paralelamente a un primer eje a1 del satélite y estando orientado el segundo elemento de velamen 3 paralelamente a un segundo eje a2 del satélite, distinto del primero.

De acuerdo con este ejemplo, los dos elementos de velamen comprenden cada uno dos paneles 2a, 2b y 3a, 3b dispuestos en diedro.

15 Los paneles comprenden una arista común 6 constituida por un mástil de despliegue de los paneles común a los dos paneles.

De acuerdo con cada uno de estos dos ejemplos, el velamen comprende al menos dos elementos de velamen separados 2, 3 pero es posible considerar uno solo o más de dos elementos al tiempo que se mantiene en el marco de la invención.

20 Los paneles que constituyen los elementos de velamen están representados de modo más particular en la figura 1 según la cual la arista común 6, 7 de los paneles de cada elemento de velamen está constituida por un mástil 5, de despliegue del elemento de velamen, realizado según el ejemplo por un tubo pero que puede ser realizado también en forma de un mástil telescópico al tiempo que se mantiene en el marco de la invención.

En el marco de la invención, al menos uno de los paneles 2, 3 está constituido por una membrana flexible 4, plana una vez desplegada, y tensada al menos en dos lados sino en tres lados por elementos de mantenimiento 5, 8, 9.

25 Los elementos de mantenimiento comprenden un brazo rígido 9, solidario de la parte distal del citado tubo 5 y que mantiene la membrana 4 separada del mástil 5 y al menos un punto de enganche dispuesto en el extremo distal, con respecto al tubo, de un cárter 10, dispuesto en un lado del satélite, que contiene la membrana antes de su despliegue y a partir del cual la membrana 4 se despliega.

El tubo 5 puede constituir también un elemento de mantenimiento complementario de la membrana.

30 Para asegurar el despliegue del velamen, de acuerdo con el modo de realización particular de la invención el mástil 5 es un tubo hinchable plegado en acordeón antes del despliegue.

De modo preferente, el tubo 5 está constituido por un laminado y especialmente por un laminado de aluminio constituido por ejemplo por el ensamblaje de una hoja de aluminio y de dos hojas de material tal como el Kapton (marca registrada). Dicho laminado tiene la ventaja principal de no requerir energía distinta de la presión de hinchado del tubo y de ser suficientemente inerte para soportar bien un almacenamiento prolongado tanto en el suelo como en el espacio.

La función del Kapton es principalmente proteger el aluminio durante las operaciones de plegado del tubo.

Las hojas de Kapton están pegadas en cada lado de la hoja de aluminio.

40 Por razones de posibilidad de plegado, el espesor de la hoja de aluminio no superará 100 micras, siendo el espesor de las hojas Kapton del orden de algunas micras.

La fase crítica para el funcionamiento del tubo es la plastificación que sigue a su despliegue.

Durante esta plastificación, el material experimenta un flujo plástico que tiende a atenuar los pliegues y por tanto los inicios de pandeo que los mismos constituyen.

45 El problema que se plantea debido a la geometría cilíndrica del tubo desplegado es que, en un cilindro presurizado, la tensión circunferencial es doble de la tensión longitudinal. Asimismo, a fin de alcanzar la plastificación longitudinal, procede ejercer una fuerte presión en el tubo lo que corre el riesgo de aproximar la tensión circunferencial ejercida sobre el tubo a su tensión de rotura. Para evitar cualquier riesgo de rotura circunferencial, el tubo es reforzado por un bobinado circular 11 que permite al tubo plastificarse longitudinalmente sin riesgo de estallido.

La membrana 4 por su parte está plegada en acordeón y alojada en el cárter 10 a partir del cual se despliega bajo la acción de la tracción ejercida por el mástil o tubo 5 durante su propio despliegue.

El material elegido para esta membrana no necesita características mecánicas particularmente elevadas en razón de los pequeños esfuerzos que le son aplicados.

5 Este material deberá sin embargo respetar las exigencias siguientes:

compatibilidad con el plegado, resistencia al almacenamiento en órbita y resistencia al medio ambiente espacial y mecánica para toda la duración de vida de servicio del satélite (hasta 50 años para un satélite en una órbita de 700 km a 1000 km), desgasificación conforme a las exigencias espaciales, adhesividad, masa por unidad de superficie inferior a 100 g/m², resistencia al ciclado térmico y bajo coste.

10 El material que constituye el velamen es ventajosamente una membrana 4 y el material que constituye la membrana un complejo multicapa que comprende una malla de refuerzo 18 alojada en el complejo.

Este complejo puede ser especialmente un ensamblaje que comprende, del exterior al interior, dos capas externas 14 de película de SiO₂ de espesor del orden de 1300 Ångstron, dos capas de aluminio 15 del orden de 1000 Ångstron que engloban una película Kapton 16 del orden de 12,5 micras y del orden de 19 g/m², una capa de adhesivo poliéster 17 del orden de 12,5 micras y del orden de 19 g/m² así como una malla de masa por unidad de superficie del orden de 30 g/m² alojada en la membrana para contrarrestar la propagación de los desgarros debidos a los impactos de polvo encontrados en órbita.

20 Para permitir un despliegue correcto de la membrana 4, el cárter comprende una o varias láminas flexibles 8 que permiten un despliegue en secuencia de la membrana comenzando por desplegar su parte alta y continuando con el despliegue hacia abajo.

Para las geometrías definidas en las figuras 2A y 3A, el velamen desplegado es tal que su sección eficaz, cualquiera que se la posición del satélite en su trayectoria, permanece en una relación comprendida entre 2,8 veces la superficie de la proyección del satélite perpendicularmente a su trayectoria y aproximadamente 5 veces la citada superficie de proyección.

25 Las figuras 2B y 3B representan la superficie de proyección del velamen según las diversas posiciones angulares del satélite en su trayectoria para las dimensiones dadas respectivamente en las figuras 2A y 2B.

30 La invención no se limita a los ejemplos descritos y especialmente otra posibilidad para la realización de la membrana es utilizar materiales a base de tejidos de vidrio mineral tales como mallas de vidrio alojadas en una película de Teflón (marca registrada), pudiendo ser realizado el mástil por su parte de otro modo que en forma de un tubo hinchable.

Además, la invención se aplica a cualquier objeto en órbita y especialmente por la terminología satélite se engloban igualmente elementos de lanzadores o de estructuras orbitales cuya salida de órbita se desee.

35

REIVINDICACIONES

1. Velamen desplegable (2, 3) de aerofrenado de satélite (1), en el cual el velamen una vez desplegado comprende al menos un elemento de velamen que forma una estructura tridimensional y que comprende al menos dos paneles (2a, 2b, 3a, 3b) que se extienden según planos secantes, que forman un diedro y que se despliegan a partir de al menos un mástil de despliegue (5), caracterizado por que los paneles se unen según una arista común (6, 7) constituida por un mástil (5) de despliegue común a los dos paneles, estando constituido al menos uno de los paneles (2, 3) por una membrana flexible (4) plana y tensada, una vez desplegada, al menos en dos lados por elementos de mantenimiento (5, 8, 9) y en el cual el mástil de despliegue constituye un elemento de mantenimiento complementario que tensa la membrana en un tercer lado.
2. Velamen desplegable de acuerdo con la reivindicación 1 caracterizado por que el volumen comprende al menos dos elementos de velamen separados (2, 3).
3. Velamen desplegable de acuerdo con la reivindicación 2 caracterizado por que el velamen comprende al menos un primer elemento de velamen (2) orientado paralelamente a un primer eje (a1) del satélite y un segundo elemento de velamen (3) orientado paralelamente a un segundo eje (a2) del satélite, distinto del primero.
4. Velamen desplegable de acuerdo con la reivindicación 3 caracterizado por que los citados primero y segundo ejes (a1, a2) son ejes perpendiculares.
5. Velamen desplegable de acuerdo con la reivindicación 1 caracterizado por que los elementos de mantenimiento comprenden un brazo rígido (9), solidario de la parte distal de citado mástil (5) y que mantiene a la membrana (4) separada del mástil (5).
6. Velamen desplegable de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes caracterizado por que la membrana (4) está plegada en el interior de un cárter (10) y se despliega a partir de este cárter.
7. Velamen desplegable de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes caracterizado por que el mástil (5) es un tubo hinchable plegado en acordeón antes del despliegue.
8. Velamen desplegable de acuerdo con la reivindicación 7 caracterizado por que el tubo (5) está constituido por un laminado.
9. Velamen desplegable de acuerdo con la reivindicación 8 caracterizado por que el laminado comprende una hoja de aluminio y hojas de Kapton pegadas en cada lado de la hoja de aluminio.
10. Velamen desplegable de acuerdo con las reivindicaciones 8 o 9 caracterizado por que el laminado está reforzado por un bobinado circular (11).
11. Velamen desplegable de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes caracterizado por que el material que constituye la membrana es un complejo multicapa que comprende una malla de refuerzo (18) alojada en el complejo.

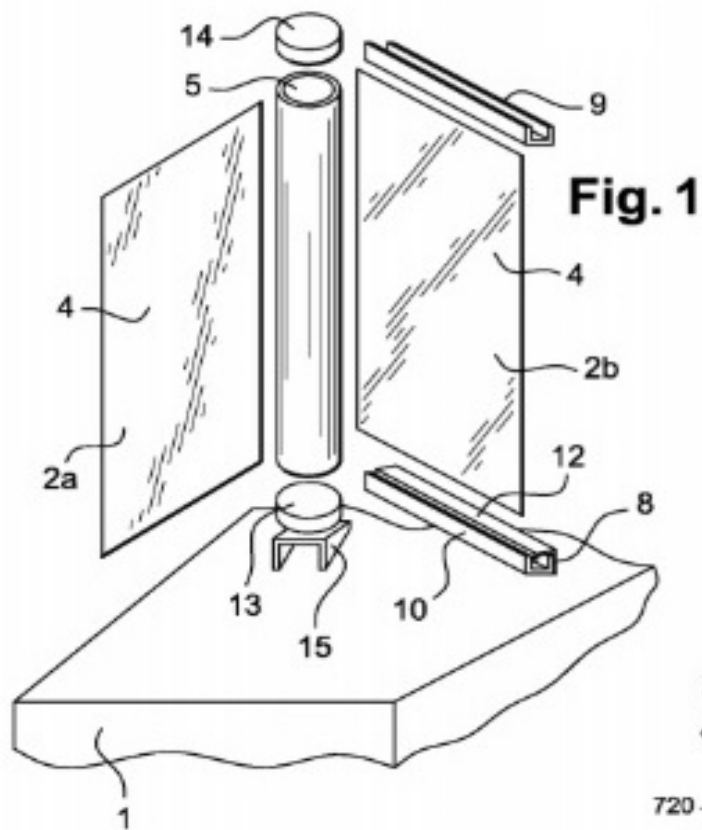


Fig. 1

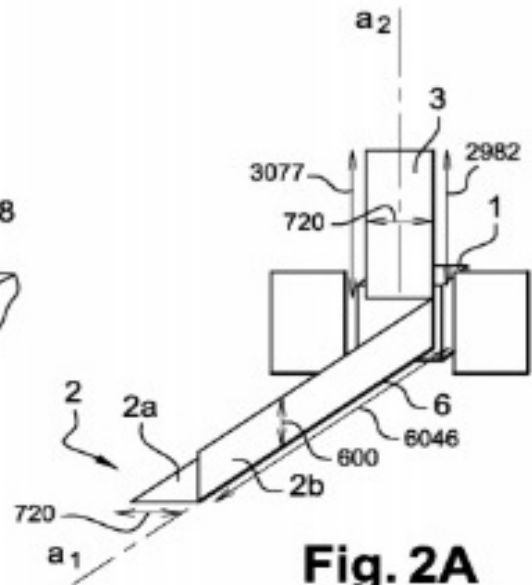


Fig. 2A

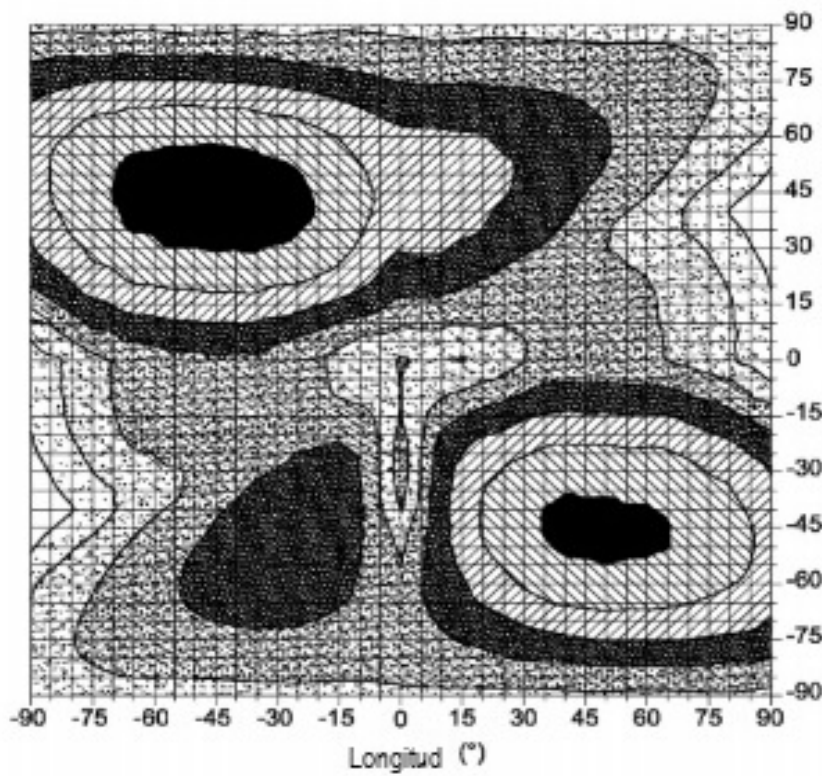
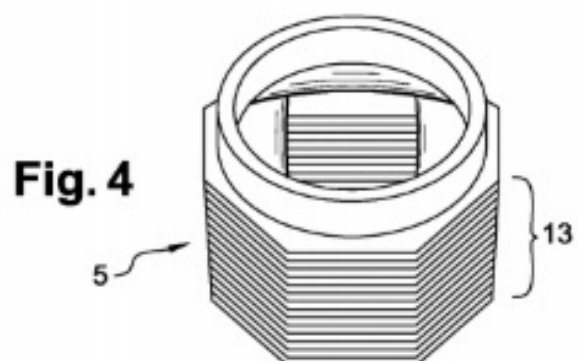
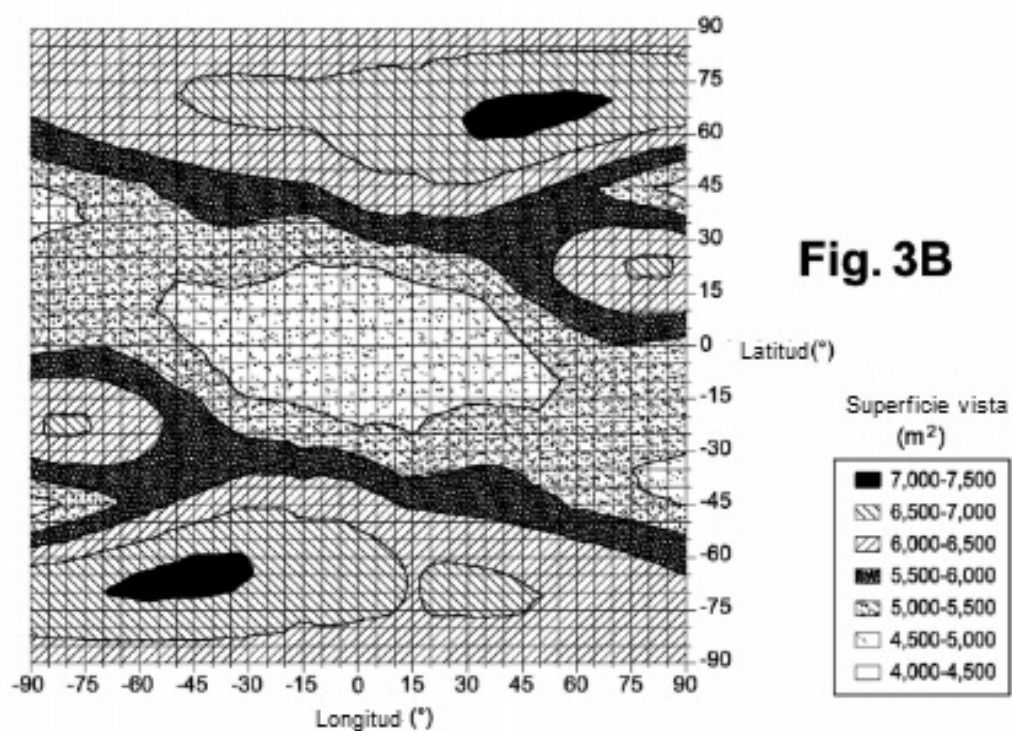
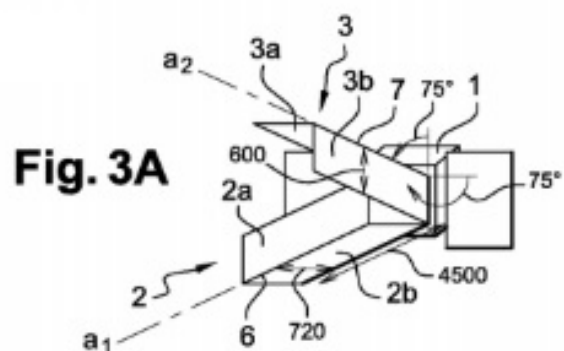


Fig. 2B

Latitud (°)

Superficie vista
(m²)

■	7,000-7,500
▨	6,500-7,000
▧	6,000-6,500
▩	5,500-6,000
▪	5,000-5,500
▫	4,500-5,000
□	4,000-4,500
□	3,500-4,000



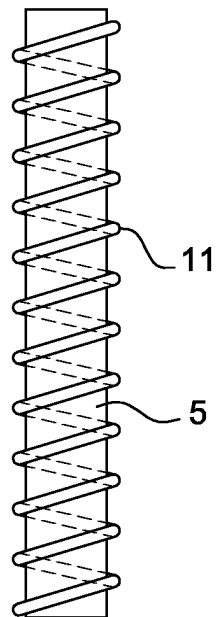


Fig. 5

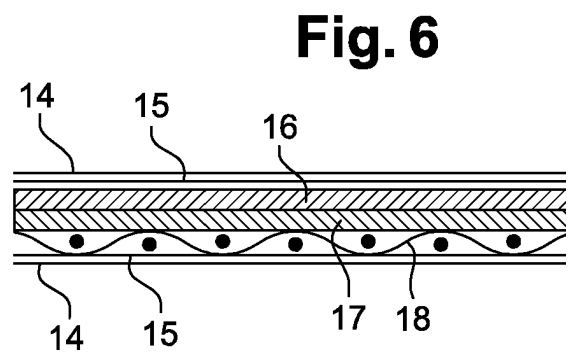


Fig. 6

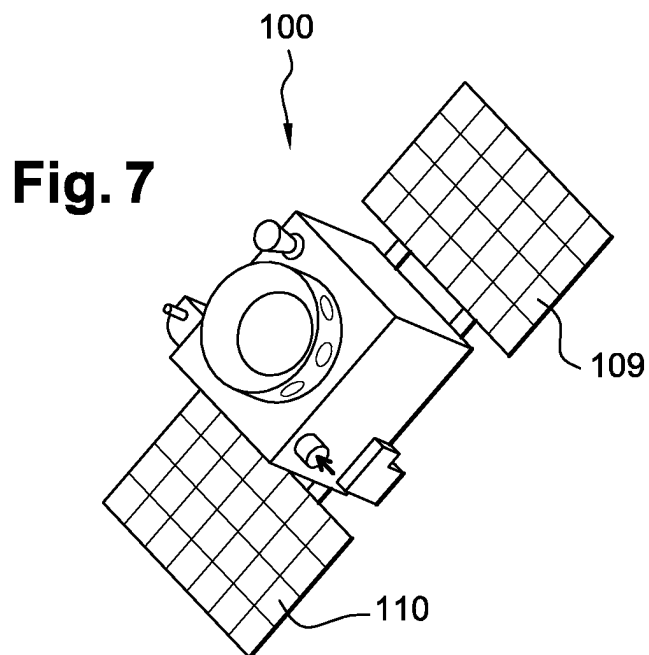


Fig. 7