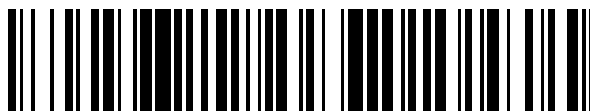


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 742 699**

51 Int. Cl.:

**B64G 1/22** (2006.01)

**B64G 1/58** (2006.01)

**B64G 1/40** (2006.01)

**B64G 1/50** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **09.04.2015 E 15450017 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **22.05.2019 EP 3078598**

54 Título: **Aislamiento térmico desplegable reumáticamente para tanques criogénicos de cohetes**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**17.02.2020**

73 Titular/es:  
**RUAG SPACE GMBH (100.0%)  
Stachegasse 16  
1120 Wien, AT**

72 Inventor/es:  
**MOSER, MARTIN y  
HOIDN, WALTER**

74 Agente/Representante:  
**ELZABURU, S.L.P**

ES 2 742 699 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**

Aislamiento térmico desplegable reumáticamente para tanques criogénicos de cohetes

5 La invención se refiere a un dispositivo desplegable para el aislamiento térmico de tanques criogénicos de naves espaciales, comprendiendo al menos una manta de aislamiento, preferentemente varias mantas de aislamiento distribuidas en la dirección del perímetro del tanque, y el medio(s) de despliegue, asignado respectivamente a la(s) manta(s) de aislamiento, para el desenrollado de la(s) manta(s) desde el estado de enrolladas al estado de desplegadas.

10 Los cohetes se repostan, debido a la densidad más elevada de energía, con combustibles líquidos, es decir, combustibles criogénicos, como por ejemplo hidrógeno u oxígeno. A fin de minimizar el grado de evaporación del combustible líquido, esos tanques se aíslan, a menudo en su parte interior, con sistemas aislantes de material de espuma, y en la parte exterior con un aislamiento de espuma pulverizada. El aislamiento externo se mantiene blanco, a fin de reducir la absorción de calor a través de la energía solar. No obstante, el calor del rozamiento en el despegue del cohete conduce a que el aislamiento externo de espuma se oscurezca, a través de lo cual se incrementa la entrada de calor en el tanque en órbita.

20 El material aislante que se utiliza hoy en día, a fin de proteger los tanques de los cohetes para combustible criogénico contra la evaporación del líquido, comprende de forma típica espumas de cloruro de polivinilo, poliuretano, o bien polieterimida. Estas espumas, en un espesor de 20-200 mm, o bien se pegan, o se pulverizan directamente sobre la superficie del tanque (EP 1878663 A1, EP 2354621 A1). A fin de contrarrestar la degradación del efecto aislante originada por la decoloración y ablación del material aislante, pueden utilizarse paneles que protejan al material aislante, y especialmente a la espuma, debajo del panel en el despegue, y que sean volados tras la primera fase del vuelo. Sin embargo, los paneles de ese tipo están sometidos ellos mismos a requerimientos mecánicos de arranque complejos, y reducen la accesibilidad a la fase superior del cohete.

25 A través de la necesaria conexión con la estructura aparecen puentes térmicos, los cuales mantienen en un valor reducido el potencial de mejora y efectividad del aislamiento de cuatro capas, o bien de las espumas situadas detrás.

30 Además, se han conocido otras configuraciones de escudos solares, los cuales están previstos para proteger los tanques de los cohetes para combustible criogénico en órbita contra la radiación. Los escudos solares de ese tipo están configurados a menudo de forma desplegable o desdoblable. Los mismos se encuentran, durante la fase de despegue, en estado de plegados o doblados, y se despliegan ya en órbita. En el objeto del documento US 8,196,869 B2, el escudo solar comprende varias mantas de aislamiento distribuidas a lo largo del perímetro del tanque, y accionamientos asignados respectivamente a las mantas de aislamiento para desenrollar las mantas de aislamiento desde el estado de enrollado hasta el estado de extensión. Las mantas están enrolladas respectivamente sobre un rollo, y son extraídas del mismo mediante un mecanismo accionado neumáticamente. Las mantas de aislamiento se extienden de tal forma que las mismas resulten un escudo en forma de cono. El mecanismo de desenrollado requiere con ello un rodillo fijo, junto con la sujeción adecuada, así como un accionamiento externo separado del mismo, resultando de lo mismo una necesidad considerable de espacio, así como una construcción complicada y propensa a los errores, con una masa elevada.

45 La invención apunta a mejorar un dispositivo del género expuesto, con el fin de mejorar en la dirección de que los siguientes requerimientos se cumplan, al menos parcialmente:

- alto grado de aislamiento térmico en vacío, a fin de posibilitar un índice reducido de evaporación del combustible criogénico, y con ello una duración más prolongada del funcionamiento de la etapa superior.
- 50 - masa reducida
- construcción compacta
- versatilidad

55 El sistema ha de ser utilizado solamente en las misiones en las que sea necesario un largo tiempo de utilización, y/o varios encendidos de la etapa superior.

Para ello

- en la etapa superior, las entradas estructurales y mecánicas permanentes en la etapa superior, como por ejemplo zonas de unión, conexiones, y similares, han de ser minimizadas,
- 60 • las entradas permanentes en el control y en el software del cohete han de ser minimizadas,
- la instalación del sistema sobre la etapa superior ha de tener lugar de forma sencilla y sin transformaciones,
- el sistema ha de ser fácilmente instalable, incluso más tarde, en la secuencia de integración,

65 Además, el sistema ha de ser fácilmente adaptable a los distintos tipos de cohetes

- la accesibilidad a los (sub) sistemas del cohete no ha de estar limitada

- ha de existir una resistencia suficiente contra las cargas mecánicas y térmicas, sobre todo en la fase de despegue del cohete
- resistencia contra las influencias del medio ambiente durante

- 5
  - o la preparación del despegue (lluvia, viento, humedad del aire, etc.)
  - o en órbita (radiación, ciclos de temperatura), debe darse

- en la órbita han de ser contrarrestadas las fuerzas resultantes de la rotación estabilizadora de la etapa superior, y de la aceleración a través del encendido del motor.

- 10
  - el sistema ha de corresponder con el requisito de pureza "visible clean" según ECSS-Q-ST-70-01C y un comportamiento permitido del gas de escape según ECSS-Q-70-02 a fin de evitar una contaminación transversal de la carga útil.

15 Para alcanzar ese objetivo, la invención consiste, según la reivindicación 1, en que los medios de despliegue comprenden al menos un elemento de modificación de forma que se extiende en la dirección del desenrollado, está conectado con la manta de aislamiento o integrado en la misma, y que, a través de una modificación controlada de forma, puede desenrollarse desde el estado de enrollado al estado de extensión. Con ello, el despliegue de las mantas de aislamiento tiene lugar con la ayuda de elementos de modificación de forma, los cuales son mantenidos en disponibilidad enrollados con la correspondiente manta de aislamiento, y con la correspondiente modificación controlada de forma provocan un desenrollado de las mantas de aislamiento. La modificación controlada de forma tiene lugar aquí preferentemente de tal forma que el al menos un elemento de modificación de forma es forzado desde la forma enrollada hasta la forma extendida. El elemento de modificación de forma arrastra en ello a la manta de aislamiento conectada con el mismo, de forma que resulta una correspondiente modificación de forma, a saber, un desenrollado de la manta de aislamiento. Debido a la configuración según la invención, los medios de despliegue no requieren ningún espacio aparte de montaje, de forma que resulta una construcción con un especial ahorro de espacio. Otra ventaja del sistema consiste en el bajo grado de complejidad, y de la variabilidad en la utilización que resulta a través de ello.

30 La modificación de forma del elemento de modificación de forma puede tener lugar de distintas formas, bajo la utilización de los principios de actor adecuados para las utilizaciones espaciales, por ejemplo con la ayuda de un elemento integrado de memorización de elasticidad o forma, o bien de un actor bimetálico. No obstante, está previsto preferentemente que el elemento de modificación de forma contenga al menos un recinto hueco que pueda ser afectado con un medio de presión. Con ello, el elemento de modificación de forma puede accionarse neumáticamente, teniendo lugar la modificación de forma al resultar una forma predefinida del elemento de modificación de forma a través del inflado del recinto hueco.

40 En este contexto está previsto preferentemente que el elemento de modificación de forma esté configurado como un larguero inflable que se extiende fundamentalmente, en la dirección de desenrollado, a través de toda la longitud de la manta de aislamiento, el cual esté unido con la manta de aislamiento, o bien integrado en la misma. Un larguero de ese tipo puede tener por ejemplo, en su estado de inflado, una sección transversal circular, siendo suficiente un pequeño diámetro para aplicar la fuerza necesaria para el desenrollado de la manta de aislamiento. En ello, el larguero inflable se extiende preferentemente a través de la longitud desenrollable de la manta de aislamiento. Con ventaja, una manta de aislamiento está provista de al menos dos largueros que se extienden en la dirección del desenrollado, siendo ventajoso colocar los dos largueros en los dos bordes laterales de la manta de aislamiento. Un tercer larguero, o bien varios otros largueros, puede, o bien pueden estar colocados en el centro entre los dos largueros del lado de los bordes.

50 Un desenrollado autónomo, debido solamente a la acción del elemento de modificación de forma, resulta solamente, de forma especial, cuando, como se corresponde con una configuración preferida de la invención, el extremo libre radial exterior de la manta de aislamiento, en el estado de enrollada está sujeta al ingenio espacial, especialmente a un adaptador de carga útil del ingenio espacial. Con ello, la manta de aislamiento no está sujeta, de forma distinta a los casos en los que la misma está enrollada sobre un árbol central, al extremo radial libre interior, sino al extremo radial libre exterior. A través de ello se consigue una sujeción directa, de forma que se pueda prescindir de elementos constructivos especiales, como por ejemplo un árbol, junto con su apoyo, alojado de forma giratoria. De aquí, en el ingenio espacial no son precisas ningunas instalaciones fijas, por que la manta de instalación integra al mecanismo de desenrollado. Es necesaria únicamente una conexión del accionamiento necesario para la modificación controlada de la forma del elemento de modificación de forma, como por ejemplo la alimentación de un medio de inflado.

60 A fin de dejar finalizar el desenrollado de la manta de aislamiento lo más libre de sacudidas posible, una configuración preferida prevé que la manta de aislamiento y/o el elemento de modificación de la forma esté(n) dotado(s) con un dispositivo de frenado que actúe en contra del desenrollado. El dispositivo de frenado comprende en ello, con ventaja, una unión removible, especialmente una unión gancho-anillo, entre las capas superpuestas de la manta de aislamiento enrollada y/o del elemento de modificación de la forma.

65 La utilización, según la invención, de un elemento de modificación de la forma enrollado con la manta de

aislamiento, permite de forma sencilla una adaptación a la forma a adoptar tras el desenrollado. Así, puede darse a las mantas de aislamiento, con un correspondiente diseño de los elementos de modificación de la forma, una forma final, en el estado de despliegue, que siga lo más posible el contorno del tanque a proteger. En este contexto, una configuración preferida prevé que el elemento de modificación de la forma configure un acodamiento en el estado de despliegue. En el caso de la configuración del elemento de modificación de la forma como un larguero inflable neumáticamente, o similar, el acodamiento citado se consigue de forma sencilla al estar preformado el larguero de tal forma en el estado de inflado resulte la forma deseada.

En ello, el acodamiento está dispuesto preferentemente de tal forma que la manta de aislamiento se extiende, partiendo de la sujeción al adaptador de la carga útil del ingenio espacial, en una primera sección a lo largo de la superficie del lado frontal del tanque, está desviada en la zona del borde perimetral, y transcurre, en una segunda zona adyacente a la primera, de forma fundamentalmente paralela a la pared particularmente cilíndrica del tanque.

Las mantas de aislamiento están colocadas preferentemente de tal forma que configuran en su conjunto un manto cilíndrico poligonal alrededor del tanque. El número de esquinas del polígono se corresponde en ello con la cantidad de las mantas de aislamiento.

A fin de conseguir una protección completa del tanque, está previsto, de forma preferida, que las mantas de protección adyacentes se solapen.

El dispositivo según la invención se utiliza preferentemente en la fase superior del cohete, a fin de proteger de la radiación solar al tanque criogénico de la fase superior.

Resumiendo, el dispositivo según la invención permite no solamente contrarrestar la mayor entrada de calor, sino incluso reducir la entrada de calor en el tanque, y con ello el porcentaje de evaporación del combustible criogénico, hasta tal punto que el motor de una fase superior puede arrancarse nuevamente más a menudo y por un espacio de tiempo más prolongado. A través de ello es posible desplegar satélites en distintas órbitas, e incrementar la flexibilidad de los cohetes.

El sistema de aislamiento puede montarse sobre el adaptador de carga útil, y se encuentra protegido en el lanzamiento, debajo del revestimiento de la carga útil. Se despliega en órbita tras la voladura del revestimiento de la carga útil. El despliegue tiene lugar preferentemente de forma puramente neumática a través de desenrollado, y se frena a través de cintas de velcro. El sistema es independiente de la geometría superficial de la fase superior del cohete, y puede ser utilizado adicionalmente, en caso necesario, para el aislamiento de la base de los cohetes.

La invención se describe a continuación más detalladamente según un ejemplo de ejecución representado esquemáticamente en el dibujo. En el mismo, se muestran en la figura 1 la fase superior de un cohete con el dispositivo de aislamiento según la invención en el estado de enrollado, en las figuras 2 a 5 las distintas fases del proceso de desenrollado en una vista de detalle, en la figura 6 la fase superior con el dispositivo de aislamiento desenrollado, en la figura 7 una representación esquemática de una manta de aislamiento, en la figura 8 una demostración del proceso de desenrollado, y en las figuras 9 y 10 dos fases del desenrollado en la zona de un acodamiento de un elemento de modificación de la forma de la manta de aislamiento.

En la figura 1 está representada la fase superior 1 de un cohete, la cual presenta un tanque criogénico 2 para el suministro de un motor 3 del cohete, y un adaptador 4 de carga útil. La carga útil, no representada está colocada debajo de la envoltura 5 de la carga útil, esbozada con líneas discontinuas. El dispositivo de aislamiento según la invención está montado sobre el adaptador 4 de carga útil, y comprende varios segmentos 6. Los segmentos 6 describen un círculo dispuesto de forma concéntrica respecto al eje del cohete, y están distribuidos a lo largo de ese círculo, es decir, en la dirección del perímetro. En ello, los segmentos 6 están subdivididos en dos grupos, alternándose entre sí los segmentos 6' del primer grupo con los segmentos 6'' del segundo grupo en la dirección del perímetro. Los segmentos 6' del primer grupo están colocados desplazados respecto a los segmentos 6'' del segundo grupo. Especialmente, los segmentos 6' del primer grupo describen un círculo con un diámetro menor que los segmentos 6'' del segundo grupo. A través de ello, los segmentos 6', 6'' pueden ser colocados de forma superpuesta unos respecto a otros. Todos los segmentos 6 pueden estar configurados con el mismo diseño, y ser intercambiables entre sí.

Durante la preparación del despegue, el repostaje y la primera fase del vuelo del cohete 1, los segmentos 6 están enrollados y completamente almacenados bajo la envoltura 5 de la carga útil, y con ello protegidos (figura 1) de las influencias del ambiente y de las cargas del despegue. Tras la voladura de la envoltura 5 de la carga útil, el sistema se despliega secuencialmente sobre el tanque criogénico 2 y sobre la fase superior 1 del cohete. Primero se desenrollan horizontalmente (figura 2) los segmentos 6' del primer grupo, colocados más en el interior, luego se pandean de forma controlada (figura 3), y se llevan a su forma definitiva sobre el tanque criogénico 2 (figura 4). Los segmentos 6'' del segundo grupo, colocado más afuera, están todavía almacenados durante este proceso.

A continuación tiene lugar el despliegue de los segmentos 6'' del segundo grupo, según los pasos del proceso: despliegue horizontal (figura 4), doblado (figura 5), y recubrimiento del tanque 2 (figura 5). Los segmentos 6'' del

segundo grupo están dispuestos de tal manera que se cubre la zona del borde de los segmentos 6' del primer grupo. Con ello se evita una radiación solar directa en la rotación de la fase superior.

El proceso de despliegue tiene lugar de forma neumática. Cada segmento está compuesto por un sistema de aislamiento de cuerpos huecos activables, o bien rellenables con un medio de presión, especialmente largueros 7, los cuales están revestidos con mantas 8 de aislamiento y unidos a las mismas. Los largueros 7 está preformados con su forma definitiva, y están fabricados con materiales probados para viajes espaciales, como por ejemplo polietileno-tereftalato (PET, Mylar®), polimida (PI, Kapton®, Upi-lex®), o bien polietereterketon (PEEK), y pueden pegarse y reforzarse o envolverse adicionalmente con tejidos. En dependencia de la configuración y geometría de la fase superior, los largueros 7 están conformados de tal manera que en su forma definitiva se alcanza un doblado  $\alpha$  desde pocos grados hasta más de 100°.

Dos o más largueros desplegable 7 pueden comprimirse o llenarse por cada segmento 6 con un medio en forma de gas, especialmente nitrógeno o helio. Los largueros 7 configuran aquí elementos de modificación de forma, que primero (figura 1) están enrollados, y a través del llenado con el medio en forma de gas, ejercen una fuerza creciente en la dirección del desenrollado, al objeto de adoptar su forma preestablecida. La citada fuerza conduce a un desenrollado progresivo de las mantas 8 de aislamiento. Las mantas 8 de aislamiento pueden estar compuestas de un aislamiento de una o varias capas, o de otros materiales, como por ejemplo espumas o tejidos.

El proceso de desenrollado tiene lugar libre de componentes mecánicos, y de forma puramente neumática. El proceso de desenrollado está representado esquemáticamente en la figura 8. En una primera sección 9 de la manta de aislamiento 8, esta está desenrollada previamente, y los largueros 7 en esa sección están llenos e inflados con medio. En una segunda sección 10, la manta de aislamiento 8 todavía se encuentra en el estado de enrollado.

El desenrollado se frena aquí mediante bandas de velcro, a través de las cuales se puede lograr un movimiento sin tirones. Una banda de velcro 11, configurada como banda de ganchos, está colocada sobre un lado del larguero 7, y una banda de velcro 12, configurada como banda de lazos, está colocada sobre el otro lado del larguero 7, de forma que la banda de ganchos y la banda de lazos interactúan entre sí en el estado de enrollado del larguero 7. En la aplicación de la presión en los largueros 7 tiene lugar un movimiento controlado de desenrollado en las bandas de velcro, a través de la apertura de la unión ganchos-lazos. La velocidad de desenrollado se ajusta a través de la presión en los largueros 7, y de la geometría (anchura, tipo) de las bandas de velcro.

Como se representa en las figuras 9 y 10, el proceso de doblado se controla a través de otras bandas de velcro 13 y 14, las cuales están colocadas en los largueros 7. Para ello, cada larguero 7 se pliega en la zona 15 del doblez, en el estado de no presionado, de tal forma que se forma un cuerpo hueco recto y alineado horizontalmente (figura 9). El doblado se cierra mediante una unión de velcros de ganchos y de lazos. Al aplicar la presión, la unión de cintas de velcro se suelta, y el larguero 7 adopta la forma final en L a través de un movimiento pendular (figura 10). Pueden utilizarse bandas de velcro comerciales y probadas en la navegación espacial, como por ejemplo Velcro®, Scotchbrite® o similares.

El dispositivo según la invención se caracteriza a través de las siguientes ventajas. A través de la sujeción sobre el adaptador de carga útil, el sistema es independiente de la geometría de la fase superior. A través de ello, la fase superior puede ser diseñada para misiones convencionales, según el estado de la técnica. En caso de necesidad, el sistema desplegable de aislamiento se coloca adicionalmente a través de la elección del adaptador de carga útil previsto para ellas. No es necesaria una colocación mecánica directamente en la fase superior. A través de ello

- se origina un efecto adicional de aislamiento en comparación con el aislamiento convencional,
- se sigue produciendo un acceso sin limitaciones a la fase superior y a sus subsistemas,
- no aparecen puentes de calor adicionales,
- la fase superior no tiene que elevar en cada despegue ninguna masa adicional en forma de, por ejemplo, puntos de unión, conexiones, etc.,
- el sistema puede ser utilizado en cada fase superior con el mismo adaptador de carga útil,
- el sistema puede ser adaptado a los tipos existentes de cohetes si ninguna modificación posterior de la fase superior.

Debido al montaje bajo la envoltura de la carga útil, el sistema de aislamiento está protegido de las cargas del despegue y del medio ambiente durante las operaciones de suelo y la primera fase del despegue. Puede prescindirse de los componentes estructurales adicionales de protección del sistema. Al contrario del estado de la técnica, el aislamiento desplegable está completamente optimizado para una utilización en el vacío del espacio. A través de la utilización de un aislamiento multicapa se consigue un alto grado de aislamiento, con una entrada reducida de masas.

El sistema desplegable está compuesto por materiales y componentes que han sido ya probados para utilizaciones en el espacio. El sistema de control y de regulación de la presión para el helio y el nitrógeno corresponden al estado de la técnica, y se están utilizando a menudo, por ejemplo para motores de gas frío, o para la compresión de tanques de combustible para satélites.

El despliegue del aislamiento puede tener lugar de forma puramente neumática, sin componentes mecánicos adicionales. Esto resulta en

- 5
- número reducido de elementos constructivos y de subsistemas,
  - escasa complejidad
  - fácil adaptabilidad
  - masa reducida del conjunto del sistema

10 En lo sucesivo, el sistema puede utilizarse también como componente permanente de la fase superior del cohete. Esto permitiría optimizar el aislamiento convencional del tanque a su uso en el suelo, y en el espacio confiar solamente en el aislamiento desplegable. A través de ello se puede

- 15
- reducir el índice de evaporación del combustible en el suelo,
  - reducir el espesor de la espuma aislante que permanece permanentemente sobre la fase superior,
  - eliminar completamente la espuma, y con ello ahorrar masa adicional.

20 Una variante del sistema puede utilizarse para el recubrimiento variable de superficies de radiación en los satélites. Si se necesitan superficies grandes de radiación, es decir, un efecto elevado de radiación, el sistema se encuentra en el estado de almacenamiento y enrollado. En cuanto las condiciones circundantes requieran un menor efecto de radiación, el aislamiento se despliega neumáticamente, y el radiador es cubierto parcialmente. Con la ayuda de un mecanismo adicional de resortes puede lograrse un movimiento de retroceso, y con ello un sistema de doble vía.

## REIVINDICACIONES

- 5 1. Dispositivo desplegable para el aislamiento térmico de tanques criogénicos de naves espaciales, comprendiendo al menos una manta de aislamiento, preferentemente varias mantas de aislamiento distribuidas en la dirección del perímetro del tanque, y el medio(s) de despliegue, asignado respectivamente a la(s) manta(s) de aislamiento, para el desenrollado de la(s) manta(s) desde el estado de enrolladas al estado de desplegadas, **caracterizado por que** los medios de despliegue comprenden al menos un elemento (7) de modificación de forma que se extiende en la dirección del desenrollado, está conectado con la manta (8) de aislamiento o integrado en la misma, y que, a través de una modificación controlada de forma, puede desenrollarse desde el estado de enrollado al estado de despliegue, estando unido, o bien integrado el elemento (7) de modificación de forma con la correspondiente manta (8) de aislamiento, de tal manera que el elemento (7) de modificación de forma y la correspondiente manta (8) de aislamiento pueden ser desenrolladas conjuntamente desde el estado de enrollado hasta el estado de despliegue.
- 15 2. Dispositivo según la reivindicación 1, **caracterizado por que** el elemento (7) de modificación de forma contiene al menos un recinto hueco que puede ser afectado con un medio de presión, de forma que el proceso de desenrollado tiene lugar libre de componentes mecánicos y de forma puramente neumática.
- 20 3. Dispositivo según la reivindicación 1 ó 2, **caracterizado por que** elemento de modificación de forma está configurado como un larguero inflable (7) que se extiende fundamentalmente, en la dirección de desenrollado, a través de toda la longitud de la manta (8) de aislamiento, el cual está unido con la manta (8) de aislamiento, o bien integrado en la misma.
- 25 4. Dispositivo según la reivindicación 1, 2 ó 3, **caracterizado por que** el extremo libre radial exterior de la manta (8) de aislamiento, en el estado de enrollada, puede sujetarse al ingenio espacial (1), especialmente a un adaptador (4) de carga útil del ingenio espacial (1).
- 30 5. Dispositivo según una de las reivindicaciones 1 a 4, **caracterizado por que** la manta (8) de aislamiento y/o el elemento (7) de modificación de la forma esté(n) dotado(s) con un dispositivo de frenado que actúe en contra del desenrollado.
- 35 6. Dispositivo según la reivindicación 5, **caracterizado por que** el dispositivo de frenado comprende una unión removible, especialmente una unión gancho-anillo (11,12), entre las capas superpuestas de la manta (8) de aislamiento enrollada y/o del elemento (7) de modificación de la forma.
7. Dispositivo según una de las reivindicaciones 1 a 6, **caracterizado por que** el elemento (7) de modificación de la forma configura un acodamiento (15) en el estado de extensión.
8. Dispositivo según una de las reivindicaciones 1 a 7, **caracterizado por que** las mantas (8) de aislamiento adyacentes se solapan mutuamente.

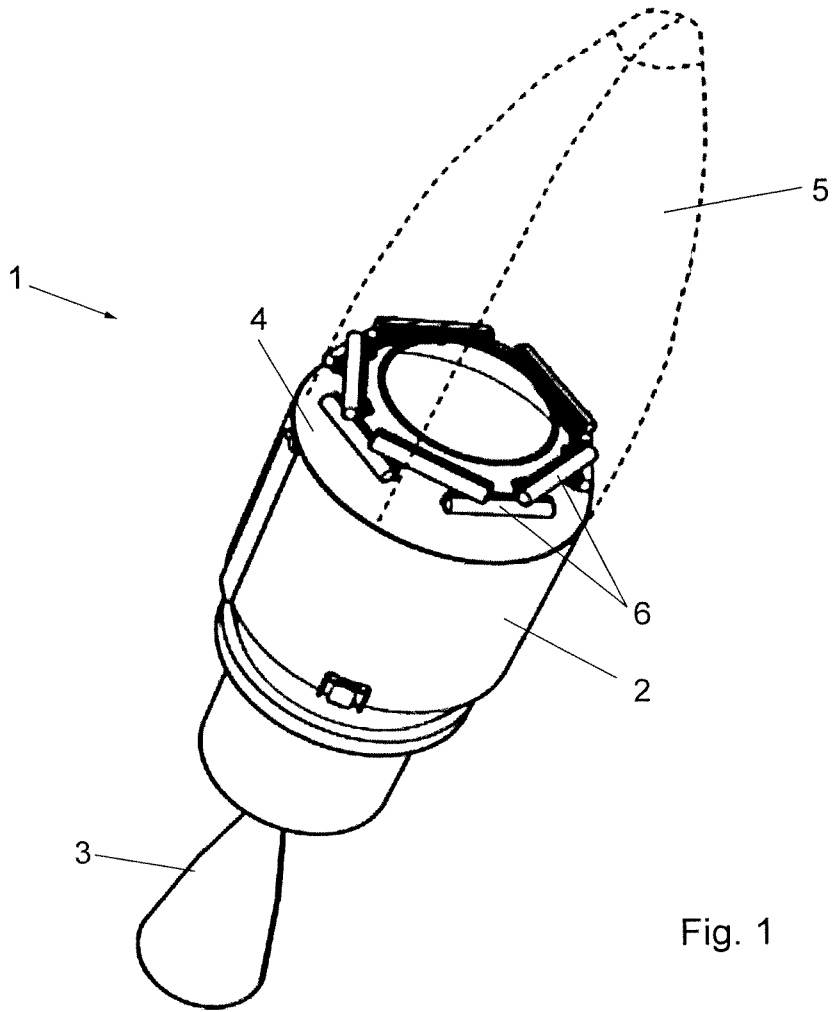


Fig. 1

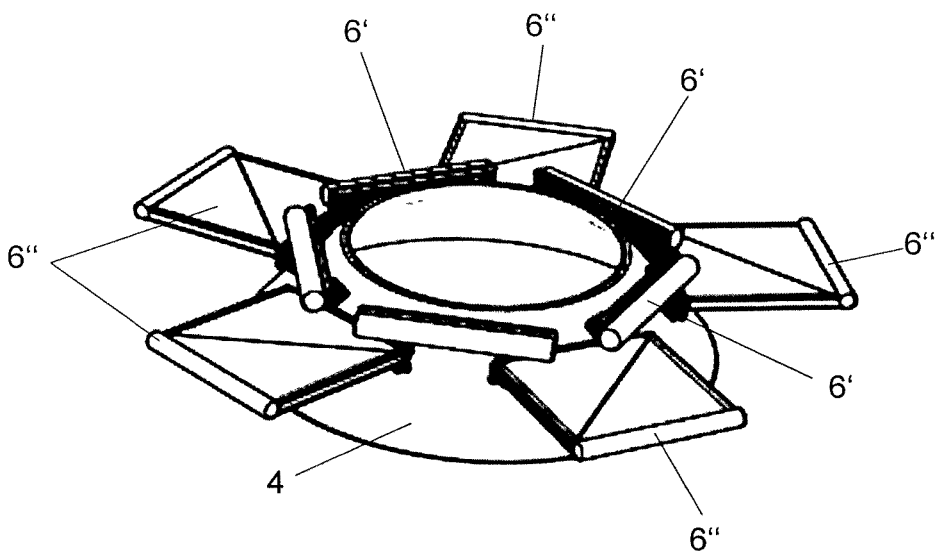


Fig. 2



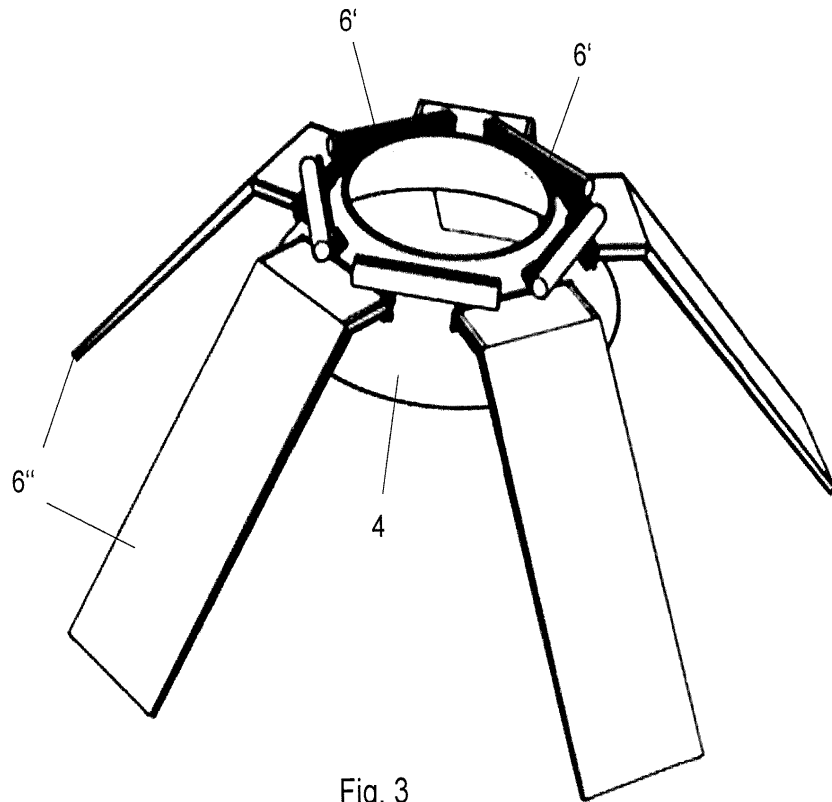


Fig. 3

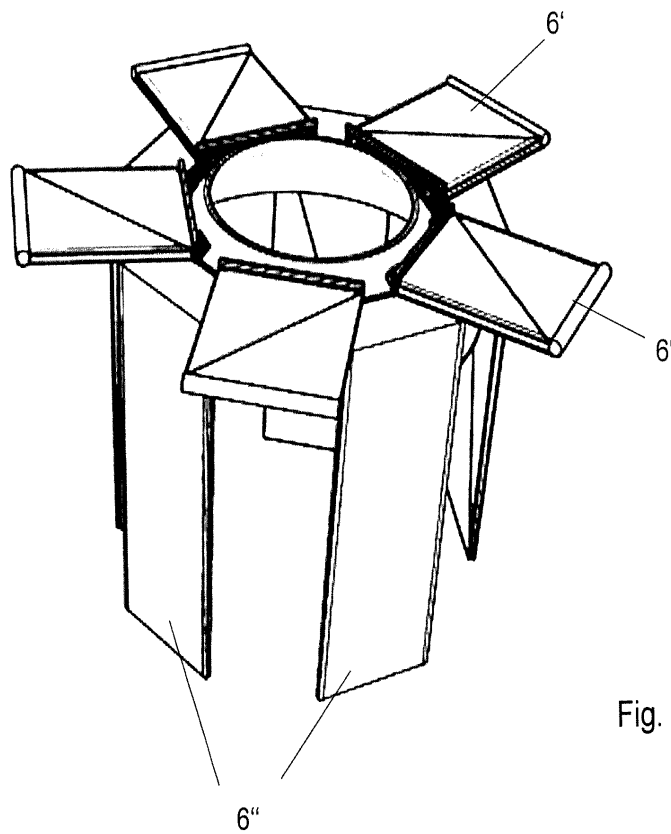


Fig. 4

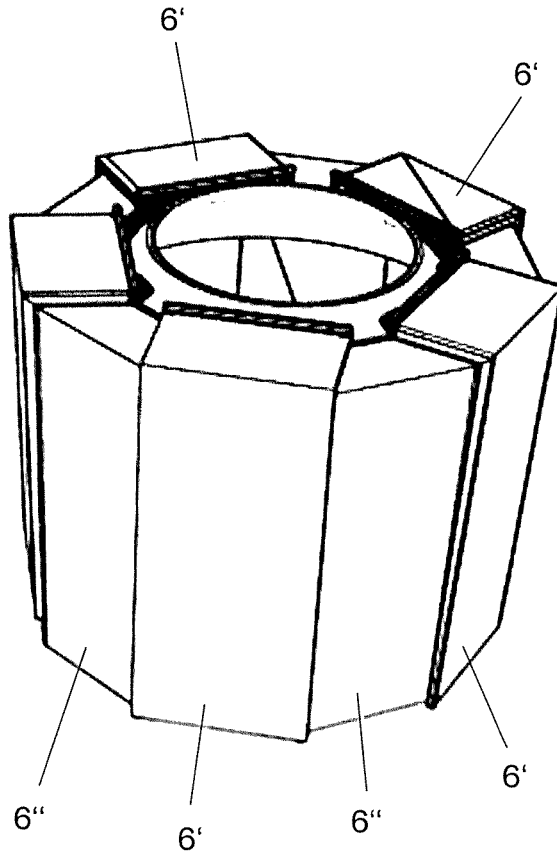


Fig. 5

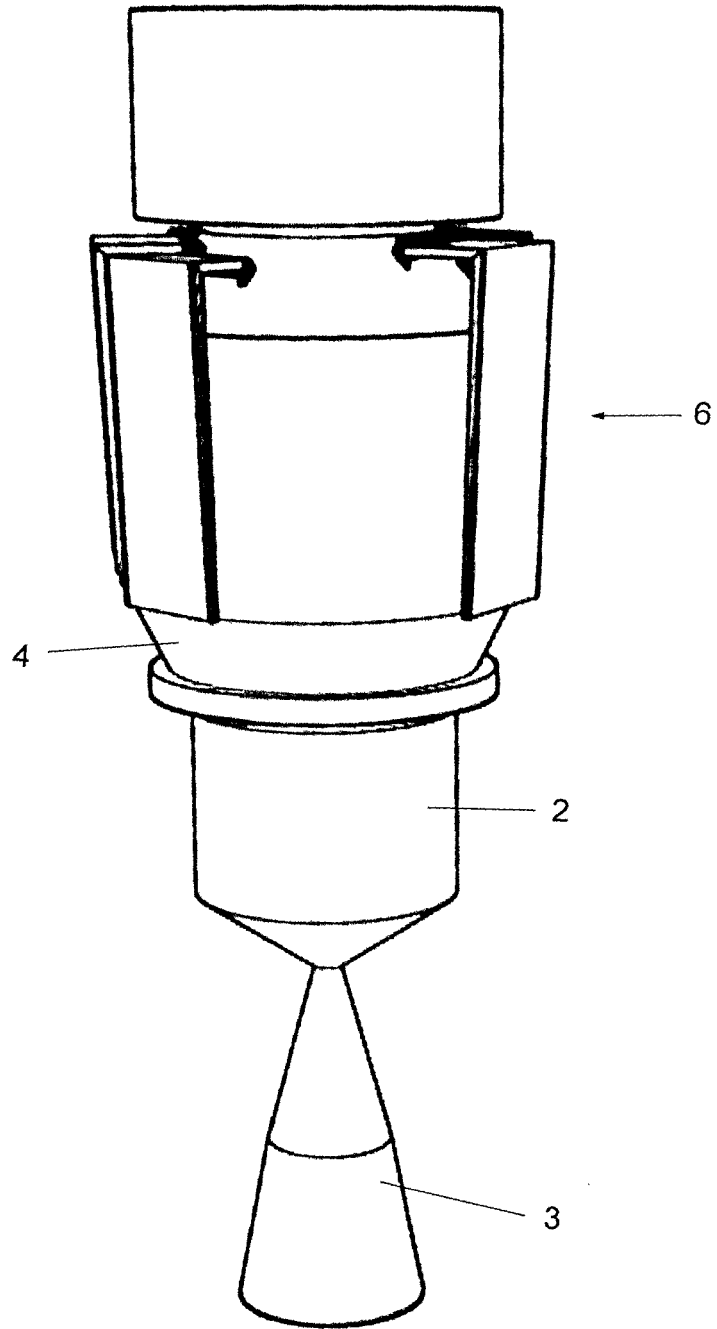


Fig. 6

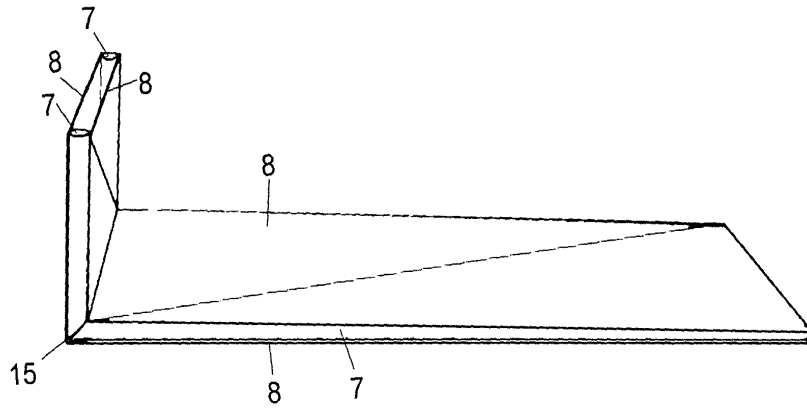


Fig. 7

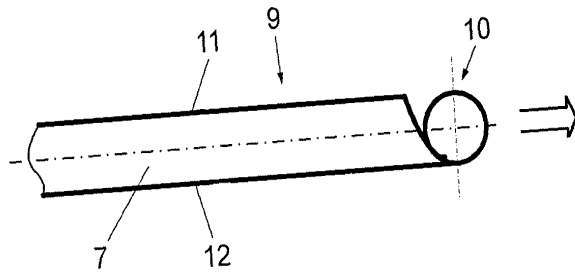


Fig. 8

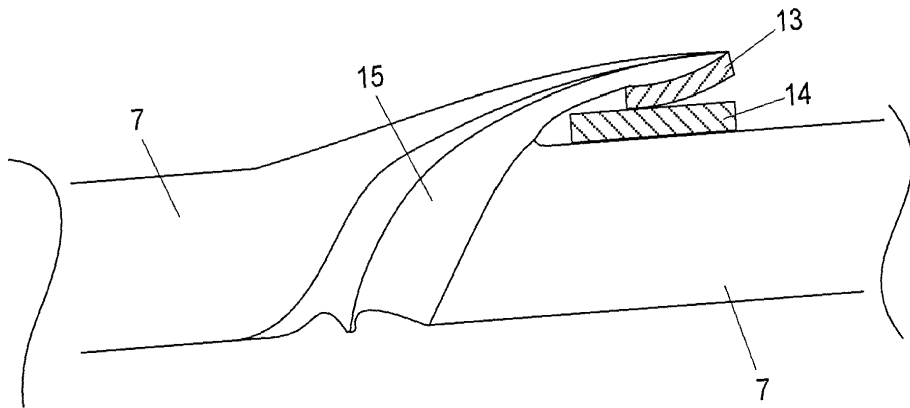


Fig. 9

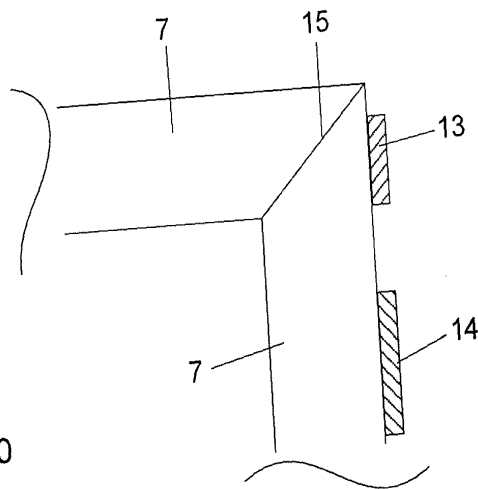


Fig. 10