

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 395 246**

51 Int. Cl.:

**F16L 59/02** (2006.01)

**F16L 59/14** (2006.01)

**B64G 1/40** (2006.01)

**B64G 1/58** (2006.01)

**F17C 13/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **01.02.2010 E 10305105 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la solicitud europea: **10.08.2011 EP 2354621**

54 Título: **Artículo de aislamiento criogénico particularmente destinado a proteger depósitos criotécnicos**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**11.02.2013**

73 Titular/es:  
**CRYOSPACE L'AIR LIQUIDE AEROSPATIALE  
(100.0%)  
Route de Verneuil  
78130 Les Mureaux, FR**

72 Inventor/es:  
**RUHLMANN, PASCAL y  
DAMAS, ALAIN**

74 Agente/Representante:  
**PÉREZ BARQUÍN, Eliana**

**ES 2 395 246 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

Artículo de aislamiento criogénico particularmente destinado a proteger depósitos criotécnicos

5 **Campo técnico**

La invención se refiere en primer lugar a un artículo de aislamiento criogénico destinado a proteger particularmente depósitos sometidos a temperaturas criogénicas, que contienen combustibles propulsores que deben ser mantenidos en fase líquida minimizando las pérdidas térmicas. Se extiende a los depósitos de combustibles propulsores revestidos por este artículo y las lanzaderas espaciales equipadas con estos depósitos. En el conjunto del texto, la expresión temperaturas criogénicas debe ser comprendida en el sentido de que indica temperaturas muy bajas como las del oxígeno líquido (90°K) y el hidrógeno líquido (20°K).

15 **Estado de la técnica anterior**

Cuando se desea asegurar la protección de un depósito criogénico particularmente destinado a equipar una lanzadera, es indispensable revestirlo con un material térmicamente aislante con el fin de limitar las entradas térmicas para preservar de la evaporación los combustibles propulsores líquidos que contiene. Es frecuente que este material aislante térmico que o bien es adherido, bien directamente proyectado sobre el depósito criogénico, bien como una espuma rígida con celdas cerradas de poli(cloruro de vinilo), poliuretano con contenido o no de vidrio, poliisocianurato o resina fenólica. Estos materiales, utilizados generalmente con un grosor de aproximadamente 20 a 25 mm, proporcionan una satisfacción completa en el caso de un entorno de presión ambiental (aproximadamente 1 bar). El solicitante ya ha descrito estos aislamientos térmicos de depósitos criogénicos en sus solicitudes de patentes FR-A-2.876.438 y EP-A-1.878.663.

Sin embargo, los aislamientos térmicos destinados a proteger los depósitos criotécnicos no están optimizados para asegurar las tensiones mecánicas y térmicas durante todas las fases de utilización (espera en tierra, vuelo en ascensión o fase balística). Hay casos en que sería interesante y muy útil tener la posibilidad de disponer de aislamientos mejores en cuanto al rendimiento técnico en una situación de vacío parcial o secundario (vuelo en ascensión o fase balística) asegurando siempre los márgenes de resistencia mecánica más cómodos y sin aumentar excesivamente el peso del aislamiento. Los aislamientos según la técnica anterior, en los que el rendimiento es independiente de la presión gaseosa ambiental, no permiten aprovechar el vacío ambiental que caracteriza ciertas bases de vuelo y no desempeñan de forma óptima su función. No evitan importantes pérdidas de combustibles propulsores por evaporación, que no pueden ya servir para la propulsión y el desarrollo de cargas inútiles.

35 **Exposición de la invención**

La presente invención responde a estas necesidades y proporciona un medio de protección térmica capaz de estabilizar la temperatura de la cara fría que delimita la zona que va a ser protegida, y esto de forma óptima durante todas las fases del vuelo (espera en tierra, vuelo ascensional o fase balística), evitando siempre aumentos inaceptables de peso, que son un obstáculo para la lanzadera en términos de carga útil.

Asegura rendimientos funcionales muy considerables. Más especialmente dedicada al campo aeronáutico y espacial, puede ser igualmente empleada en cualquier otro sector industrial en el que se utilicen protecciones térmicas.

Se describirá en el caso del aislamiento de un depósito criogénico de un motor espacial, que es una estructura metálica con una pared delgada a la temperatura del combustible propulsor que contiene con respecto a la temperatura ambiente.

El artículo de aislamiento de la invención está basado en la combinación de un sustrato de aislamiento de un material de celdas cerradas, depositado (según una técnica u otra) sobre la estructura que va a ser aislada frecuentemente la pared metálica de un depósito y otra capa depositada sobre el sustrato y que es de un material aislante de celdas abiertas. Esta combinación tiene la ventaja de ofrecer una mejora de rendimiento térmico considerable con una densidad global apreciablemente más baja, en el que la abertura de las celdas al exterior garantiza la purga de gas incluso a la salida de la atmósfera y, por tanto, una conductividad térmica mucho más reducida y muy inferior a la de la capa de sustrato de celdas cerradas, que permanecen ocupadas por el gas. El documento US-A- 2005/0.136.239 describe no obstante esta combinación de capas.

El artículo de aislamiento de la invención comprende incluso un tratamiento en forma de impregnación, que confiere a la capa de material aislante con celdas abiertas, una hermeticidad al agua líquida conservando siempre la permeabilidad a los gases. Esta queda protegida así de la humedad ambiental durante la estancia en tierra, que podría deteriorarla por bombeo criogénico consiguiente y sería un obstáculo para la lanzadera en términos de carga útil sin evitar vaciarla de los gases que contiene sin dificultad en el transcurso de vuelo ascensional.

Según la invención, la mejora de rendimiento térmico se obtiene mediante una conductividad térmica muy baja de

las espumas de celdas abiertas en vacío. Por tanto, con respecto a los aislamientos actuales, la mejora de la conductividad puede alcanzar un 1.000 por ciento para una presión de aproximadamente  $10^{-5}$  mbar. Por tanto, en el supuesto de un motor espacial, las mejoras de rendimiento térmico durante las fases de vuelo ascensional y balística son muy significativas. El peso de combustible propulsor evaporado, perdido para la propulsión se reduce así considerablemente durante estas fases. Esto se plasma directamente en una mejora consecuente de la carga útil.

Durante la espera en tierra de los depósitos criogénicos, es imperativo evitar la condensación de aire y la solidificación de agua en el interior de la protección térmica. En el caso de un depósito de hidrógeno líquido, la pared de este último está a una temperatura de  $20^{\circ}$  K que es inferior a la temperatura de condensación del aire. La función de la primera capa de espuma de celdas cerradas, por su propiedad de hermeticidad a los gases, es la de evitar que el aire entre en contacto con la pared fría. Un grosor pequeño de esta espuma es suficiente para asegurar en su superficie una temperatura suficientemente elevada para evitar la condensación del aire en la superficie interfacial con la segunda capa de espuma de celdas abiertas, no hermética al aire y al agua. Por otra parte, el tratamiento de hermeticidad permite evitar la infiltración de agua líquida en el interior de la espuma de celdas abiertas. Por el contrario, este tratamiento debe preservar la permeabilidad al aire de la espuma de celdas abiertas, con el fin de permitir que el gas contenido en la espuma escape cuando la presión externa tiende hacia el vacío, con el fin de asegurar el rendimiento térmico del aislamiento. Por tanto, se trata de un tratamiento de hermeticidad que hace que la espuma sea impermeable y transpirante.

Además, el peso del tratamiento de hermeticidad, debido a su bajo grosor, es despreciable con respecto a la de las espumas. Por tanto, la media de la densidad de los materiales que forman el aislamiento térmico según la invención es menor que los aislamientos térmicos actualmente utilizados, asegurando siempre mejoras térmicas considerables.

#### **Exposición detallada de modos de realizaciones particulares**

Con carácter ilustrativo y no limitativo, se realizó un aislamiento según la invención que puede ser aplicado a un depósito criotécnico destinado a equipar la capa superior de una lanzadera de tipo Ariane 5.

En este ejemplo, el artículo de aislamiento comprende en primer lugar un sustrato depositado sobre la pared metálica del depósito. Se trata de una primera capa de aislamiento de polieterimida conocida con la denominación R82 disponible en la empresa Airex. Esta espuma tiene celdas cerradas y se caracteriza por una densidad de  $60 \text{ kg/m}^3$  y una conductividad térmica de  $0,036 \text{ W/m}^{\circ}\text{K}$  a una temperatura de  $293^{\circ}$  K (cualquiera que sea la presión externa).

El artículo de aislamiento comprende a continuación una segunda capa de aislamiento de poliimida conocida con la denominación SOLIMIDE disponible en la empresa INSPEC FOAMS. Esta espuma de celdas abiertas se caracteriza por una densidad de  $32 \text{ kg/m}^3$  y una conductividad térmica de  $0,032 \text{ W/m}^{\circ}\text{K}$  a una temperatura de  $297^{\circ}\text{K}$  y para una presión de 1 bar y de  $0,003 \text{ W/m}^{\circ}\text{K}$  para una presión de  $10^{-5}$  mbar.

La colocación de un adhesivo o de cierres de auto-fijación entre los dos materiales aislantes permite ensamblar las dos capas de espumas.

El artículo de aislamiento comprende finalmente un tratamiento de hermeticidad sobre la capa de material de celdas abiertas. Puede consistir en una impregnación con un polímero de fluorocarburo cuyas propiedades de tensión superficial evite que entre la humedad en las celdas del material, conservando siempre su permeabilidad a los gases.

Con el fin de comprender mejor todo el interés que presenta este ejemplo ilustrativo, se comparará seguidamente con el aislamiento térmico actualmente utilizado sobre la parte cilíndrica del depósito criotécnico de hidrógeno de la capa superior de la lanzadera Ariane 5 (geometría ESC-B). Esta protección térmica está constituida por la espuma CRYOSOF que se ha descrito respecto a la invención, y aplicada en una capa con un grosor de 40 mm.

Las dos fases de vuelo para las dimensiones para este tipo de aislamiento son el vuelo ascensional y la fase balística. Los criterios de comparación serán el flujo térmico medio que entra en el depósito durante el vuelo ascensional y la masa de combustible de propulsión evaporado (y por tanto no consumible) durante la fase balística. El estudio se limita a la parte cilíndrica del depósito.

En el presente ejemplo, se escoge para ilustrar la invención un grosor de 30 mm de SOLIMIDE para la segunda capa de aislante. Una primera capa de 6 mm de R82 es así suficiente para asegurar unas buenas condiciones de temperaturas en la superficie interfacial entre las dos espumas durante la fase de espera en tierra. Una relación de 1/5 o incluso menos entre la capa de sustrato y la capa de celdas abiertas es por tanto suficiente, siendo insustituible la capa de sustrato para aislar la pared del depósito de aire, pero nulamente optimizada para el aislamiento térmico, como ya se ha mencionado. Se obtienen así las comparaciones que se proporcionan en la Tabla I siguiente.

Tabla I

Configuración	Peso específico (kg/m <sup>2</sup> )	Flujo medio que entra en el vuelo ascensional (W/m <sup>2</sup> )	Peso de combustible propulsor evaporado en fase balística (kg)
Monocapa CRYOSOF (técnica anterior)	2,4	193,5	311
CRYOSOF/SOLIMIDA (invención)	1,33	56,6	81

5 Para el aislamiento de celdas abiertas que ilustra la invención, el valor bajo del peso específico tiene en cuenta la adición de adhesivo necesario en la superficie interfacial entre capas. El peso del adhesivo necesario utilizado durante su fabricación está comprendido entre 0,08 y 0,1 kg/m<sup>2</sup>. De forma preferente, es ventajosamente un poliuretano constituido por un polioli y un isocianato, escogido de forma que se conserven sus propiedades hasta una temperatura criogénica.

10 La Tabla pone de manifiesto las mejoras significativas aportadas por la invención. Con una protección térmica cuyo peso se ha disminuido en 45%, se reduce el flujo en vuelo ascensional en más de un 70% y el peso de combustible propulsor evaporado durante la fase balística en un 74%.

15 La mejora en término de carga útil, para un depósito de hidrógeno de capa superior cuya superficie cilíndrica aislada es de aproximadamente 45 m<sup>2</sup>, dispuesta sobre una lanzadera de tipo Adrian 5, es de varios centenares de kilogramos (según la misión el tipo de depósito).

**REIVINDICACIONES**

- 5 1. Artículo de aislamiento para un aislamiento criogénico, que comprende al menos un sustrato de aislamiento que va a ser depositado sobre una estructura que va a ser aislada y, sobre dicho sustrato de aislamiento, una capa de un material aislante de celdas abiertas, caracterizado porque comprende un tratamiento de impregnación que asegura la hermeticidad a los líquidos y sin embargo la permeabilidad a los gases de la capa del material aislante de celdas abiertas.
- 10 2. Artículo de aislamiento según la reivindicación 1, caracterizado porque el sustrato de aislamiento comprende una capa de un material de celdas cerradas.
3. Artículo de aislamiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 ó 2, caracterizado porque el sustrato es una espuma de polieterimida y el material aislante de celdas abiertas es una espuma de poliimida.
- 15 4. Artículo de aislamiento según la reivindicación 3, caracterizado porque el sustrato y la capa de material aislante de celdas abiertas tienen grosores en una relación como máximo igual a 1/5.
- 20 5. Depósito de combustible propulsor, caracterizado porque está aislado mediante un artículo de aislamiento según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores.
6. Lanzadera espacial, caracterizada porque comprende un depósito de combustible propulsor según la reivindicación 5.