

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 784 899**

51 Int. Cl.:

B64G 1/62 (2006.01)

B64G 1/64 (2006.01)

B64G 1/10 (2006.01)

F16B 31/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **01.12.2015 PCT/IB2015/059257**

87 Fecha y número de publicación internacional: **09.06.2016 WO16088044**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **01.12.2015 E 15808818 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.01.2020 EP 3227184**

54 Título: **Dispositivo pasivo diseñado para facilitar la desintegración de un sistema espacial durante su reentrada a la atmósfera terrestre**

30 Prioridad:

01.12.2014 IT TO20140998

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

01.10.2020

73 Titular/es:

**THALES ALENIA SPACE ITALIA S.P.A. CON UNICO SOCIO (100.0%)
Via Saccomuro, 24
00131 Roma, IT**

72 Inventor/es:

**PARISSENTI, GUIDO;
ATTINA', PRIMO;
DESTEFANIS, ROBERTO;
GENNARO, CORRADO;
GRASSI, LILITH y
NEBIOLO, MARCO**

74 Agente/Representante:

ARIAS SANZ, Juan

ES 2 784 899 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

Dispositivo pasivo diseñado para facilitar la desintegración de un sistema espacial durante su reentrada a la atmósfera terrestre

5 **Campo técnico de la invención**

En general, la presente invención se refiere a sistemas espaciales y, más particularmente, a dispositivos pasivos diseñados para facilitar la desintegración de sistemas espaciales durante su reentrada a la atmósfera terrestre.

10 En particular, la presente invención encuentra una aplicación ventajosa, pero no exclusiva, en los satélites, especialmente en satélites de órbita terrestre baja (LEO, por sus siglas en inglés), a los que hará referencia explícitamente la siguiente descripción, sin perder por ello generalidad.

15 **Estado de la técnica**

El impacto de las actividades espaciales en el entorno espacial y en la Tierra es el centro de interés de las investigaciones actuales. En particular, conseguir mitigar los impactos que tiene sobre la población la reentrada a la atmósfera terrestre de sistemas espaciales plantea una serie de desafíos, y requiere indicaciones acerca de cómo se puede manejar este problema.

20 De hecho, los satélites de órbita terrestre y los satélites LEO, debido al fallo del equipo, a efectos inesperados o al deterioro orbital natural, caen sobre la Tierra a velocidades muy altas, experimentando de este modo una fragmentación provocada por las altas temperaturas generadas por la fricción con la atmósfera terrestre en combinación con altas fuerzas aerodinámicas.

25 La mayor parte de los fragmentos se disuelve en la atmósfera terrestre como consecuencia de las altas temperaturas de fricción. Sin embargo, aquellas piezas fabricadas con materiales más resistentes al calor son los fragmentos con mayor probabilidad de alcanzar la superficie terrestre.

30 Para mitigar el riesgo de que los fragmentos de los satélites impacten con la población en tierra, las agencias espaciales están imponiendo la implementación de un parámetro de diseño específico, llamado riesgo de víctimas durante reentrada, a menos de 10^{-4} .

35 Teniendo en cuenta el riesgo para la población en tierra, la nave espacial debe diseñarse de manera que las piezas del satélite que sobrevivan a la reentrada en la atmósfera al final de la misión puedan generar un riesgo de víctimas inferior a 10^{-4} . Esto se puede lograr mediante la selección minuciosa de los materiales y de la estructura de la nave espacial. Sin embargo, estas soluciones no deben poner en peligro la capacidad de la nave espacial de sobrevivir en el espacio durante un cierto número de años, durante los cuales está sujeta a degradación y a los riesgos derivados del entorno orbital y de posibles impactos con basura espacial.

40 Las soluciones de diseño actualmente adoptadas para cumplir (al menos parcialmente) estas condiciones se pueden agrupar en dos categorías.

45 La categoría normalmente denominada "reentrada controlada" requiere tanques de propulsor más grandes y sistemas de control más robustos de la nave espacial, para guiar a la nave espacial en su reentrada hacia un área con baja densidad de población, por ejemplo, océanos. Esta categoría, sin embargo, puede ser poco práctica en el caso de un fallo irrecuperable del sistema de control o del sistema de comunicación del sistema espacial.

50 Una categoría con una alternativa de riesgo de víctimas reducida a la reentrada controlada implica el reemplazo de los componentes que pueden alcanzar la superficie terrestre, tales como tanques de propulsor, con otros disolviéndose durante la reentrada atmosférica. Esta categoría, sin embargo, requiere el uso de componentes que aún no están disponibles en el mercado.

55 Todas las soluciones mencionadas, sin embargo, implican costes adicionales para el desarrollo del diseño de los vehículos espaciales y para el uso de componentes especiales. Este coste adicional no está relacionado con la misión de la nave espacial, sino solo con su reentrada.

60 El documento WO 2014/045078 A1 describe un sistema espacial provisto de un aparato de señalización de reentrada adaptado para transmitir, durante la reentrada del sistema espacial a la atmósfera terrestre, una señal de alerta que contiene información de la ubicación, en la tierra o en el espacio, donde puede caer los pedazos del sistema espacial. El aparato comprende una carcasa aerodinámica provista de un escudo térmico que contiene un receptor de geolocalización, un transmisor y un procesador, y se encuentra conectado al sistema espacial a través de un conector que comprende pernos que se derriten o que se vuelven frágiles a una temperatura dada durante la reentrada a la atmósfera terrestre, para romperse durante la reentrada del sistema espacial a la atmósfera terrestre y hacer que se libere la carcasa.

65

Objeto y sumario de la invención

5 Por lo tanto, el objeto de la presente invención consiste en proporcionar una solución simple y económica para el diseño de satélites que sea capaz de satisfacer al mismo tiempo los requisitos relacionados con su supervivencia en órbita y los relacionados con su desintegración durante la reentrada a la atmósfera terrestre al final de su misión.

De acuerdo con la presente invención, se proporciona un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 1 y el uso de un dispositivo pasivo de acuerdo con la reivindicación 13.

Breve descripción de los dibujos

15 Las figuras 1 a 3 muestran un satélite en una configuración completamente ensamblada y en diferentes configuraciones con piezas desmontadas o retiradas para permitir visualizar su interior;

las figuras 4 a 6 muestran un miembro de conexión destinado a conectar dos paneles de satélite de acuerdo con una realización de la invención;

20 las figuras 7 a 9 muestran un miembro de conexión destinado a conectar dos paneles de satélite de acuerdo con una realización diferente de la invención;

las figuras 10 y 11 muestran un miembro de conexión destinado a conectar dos paneles de satélite de acuerdo con otra realización diferente de la invención; y

25 las figuras 12 a 14 muestran un miembro de conexión destinado a conectar dos paneles de satélite de acuerdo con otra realización diferente más de la invención.

Descripción detallada de las realizaciones preferentes de la invención

30 A continuación, se describirá la presente invención en detalle con referencia a los dibujos adjuntos para permitir que un experto en la materia la implemente y la use. El experto en la materia apreciará inmediatamente varias modificaciones a las realizaciones descritas, y los principios genéricos descritos pueden aplicarse a otras realizaciones y aplicaciones sin alejarse por ello del alcance de la presente invención, según se define en las reivindicaciones adjuntas. Por lo tanto, la presente invención no debe considerarse limitada a las realizaciones descritas y mostradas, sino que se le otorgará el alcance más amplio que cumpla los principios y características descritos y reivindicados.

40 La presente invención se deriva de la apreciación de que los equipos de a bordo en satélites (por ejemplo, cajas electrónicas, componentes fluidicos, tanques, etc.) están montados en menor medida fuera de la estructura del satélite, por ejemplo, las antenas y los paneles solares, y en mayor medida dentro de la estructura del satélite.

45 Durante la reentrada a la atmósfera terrestre, las fuerzas aerodinámicas comienzan a fragmentar el equipo exterior. El equipamiento interior, por otra parte, comienza a fragmentarse solo después de la erosión de los elementos protectores de la estructura del satélite. Por lo tanto, la estructura del satélite induce un efecto retardador de la fragmentación.

El solicitante ahora ha concebido que, al anticipar la fragmentación de la estructura del satélite, también se adelanta la fragmentación del satélite, aumentando de ese modo la exposición de los fragmentos del satélite a altas temperaturas, suponiendo una ventaja para el riesgo de víctimas.

50 En términos generales, por lo tanto, la presente invención prevé incluir en el diseño mecánico del satélite un dispositivo pasivo diseñado para facilitar la desintegración del sistema espacial durante su reentrada a la atmósfera terrestre y, en particular, formado por elementos específicos capaces de "desencadenar" de antemano la desintegración de la estructura del satélite durante su reentrada a la atmósfera.

55 La "imprimación" se realiza mediante el uso de materiales capaces de "deteriorarse" a temperaturas inferiores a las de los materiales utilizados normalmente en las estructuras de satélite (aleaciones de AL, titanio, CRFP), pero al mismo tiempo suficientemente "resistentes" a las altas temperaturas y a las condiciones de funcionamiento del satélite durante el lanzamiento y la operación en órbita.

60 Los elementos de imprimación se insertan en el montaje mecánico de los paneles en los que se monta el equipo de satélite y, en particular, en los miembros de conexión que conectan los paneles de la estructura del satélite entre sí.

65 Las figuras 1 a 3 muestran, e indican mediante 1 como conjunto, un satélite diseñado de acuerdo con la presente invención, que debería desintegrarse durante su reentrada a la atmósfera terrestre al final de su misión.

El satélite 1 comprende esencialmente una estructura 2 formada por paneles externos e internos 3 adaptados para

5 realizar una función estructural de soporte y protección, que típicamente tienen una estructura de panel de aleación de aluminio recubierta con capas de fibras de carbono y están conectados por medio de miembros de conexión 4; y un equipo de a bordo 5 que porta la estructura 2 del satélite 1 y que comprende un equipo exterior, tal como una antena y paneles solares, que portan los paneles exteriores, y un equipo interior de varios tipos que portan los paneles interiores.

De acuerdo con la presente invención, el satélite 1 comprende además un dispositivo pasivo diseñado para facilitar la desintegración del satélite durante su reentrada a la atmósfera terrestre.

10 El dispositivo pasivo está formado por los miembros de conexión 4, que están especialmente diseñados para conectar de manera estable los paneles 3 de la estructura 2 del satélite 1 durante el lanzamiento y la operación en órbita del satélite 1, y para desencadenar de antemano la fragmentación de la estructura 2 del satélite 1 durante su reentrada a la atmósfera terrestre.

15 Con este propósito, los miembros de conexión 4 comprenden al menos una porción hecha de un material, en lo sucesivo denominado "material de imprimación", cuyas características se deterioran en las altitudes de reentrada del satélite 1 más altas que aquellas en las que se deterioran los miembros de conexión actuales, por ejemplo entre 120 y 70 km, para hacer inestable la conexión de los paneles 3 de la estructura 2 del satélite 1 creada por los miembros de conexión 4 hasta el punto de desencadenar la desintegración de la estructura 2 del satélite 1 durante su reentrada a la atmósfera terrestre de antemano con respecto a lo que está ocurriendo actualmente.

20 A modo de ejemplo no limitante, el material de imprimación puede comprender convenientemente una aleación metálica con un bajo punto de fusión comprendido entre 90 y 120°C, y comprende convenientemente un metal eutéctico.

25 De acuerdo con una primera realización de la invención, cada miembro de conexión 4 está montado para ejercer entre un par de paneles 3 una fuerza de conexión estable en una dirección de conexión dada durante la operación de lanzamiento y órbita del satélite 1, y para permitir que los dos paneles 3 se desacoplen el uno del otro deslizándose en una dirección transversal a la dirección de acoplamiento durante la reentrada del satélite a la atmósfera terrestre.

30 Una posible implementación de esta primera realización se muestra en las figuras 4 a 6, en donde cada miembro de conexión 4 comprende dos elementos estructurales 6, 7 hechos de metal, en lo sucesivo denominados insertos, que están acoplados de manera estable a, en particular insertados en, los paneles 3, en el ejemplo que se muestra a lo largo de los bordes respectivos, en una posición sustancialmente intermedia. Un primer inserto, en el ejemplo que se muestra es el designado mediante 6, está provisto de un orificio roscado 8 formado en una cara plana del inserto 6 coplanaria a la cara lateral del panel 3 respectivo.

35 El segundo inserto, en el ejemplo que se muestra es el designado mediante 7, está hueco y define una cavidad 9 delimitada por una pared lateral 10 y un fondo 11, que está adaptado para disponerse, cuando los dos paneles 3 están conectados, en contacto con la cara del primer inserto 6 en el que se forma el orificio roscado 8. El fondo 11 tiene una ranura 12 con un lado abierto en el borde del panel 3 respectivo que, cuando los dos paneles 3 están conectados, está en una posición que mira al orificio roscado 8 del primer inserto 6.

40 Cada miembro de conexión 4 comprende además un tornillo 13, que se extiende a través de la ranura 12 del segundo inserto 7 y se aplica al orificio roscado 8 en el primer inserto 6 para ejercer entre los dos insertos 6, 7 una fuerza axial para mantenerlos en contacto permanente por fricción y evitar de este modo el deslizamiento radial del tornillo 13 con respecto a la ranura 12.

45 Cada miembro de conexión 4 comprende además una arandela 14 fabricada de dicho material de imprimación, denominada arandela de imprimación en la siguiente descripción para mayor comodidad y para distinguirla de componentes similares, que se inserta en el tornillo 13, se dispone entre la cabeza del tornillo y el fondo 11 y realiza, entre otras cosas, la función de asegurar la fricción y la reacción axial necesarias para mantener la conexión de los dos insertos 6, 7 hasta superar las temperaturas de operación más allá de las cuales se licua, perdiendo de este modo la conexión.

50 De manera conveniente, cada miembro de conexión 4 comprende además un cuerpo en forma de copa agujereada 15, en lo sucesivo denominado "copela", que se inserta en el tornillo 13, está dispuesto entre la arandela de imprimación 14 y el fondo 11, y tiene un borde periférico elevado que define un asiento en el que la arandela de imprimación 14 está parcialmente alojada para sobresalir axialmente del borde periférico de la copela agujereada 15. De manera conveniente, el borde periférico elevado de la copela agujereada 15 está dimensionado para limitar o evitar el "abultamiento" radial de la arandela de imprimación 14 bajo la carga ejercida por la cabeza del tornillo 13, especialmente durante el lanzamiento del satélite 1, abultamiento que disminuiría la reacción axial de la arandela, y luego la acción ejercida por el miembro de conexión 4 en los dos paneles 3.

65 De manera conveniente, cada miembro de conexión 4 comprende además una arandela adicional 16, que también se inserta en el tornillo 13 y está dispuesta entre la cabeza del tornillo 13 y la arandela de imprimación 14 para distribuir

uniformemente la carga ejercida por la cabeza del tornillo 13 en toda la superficie de la arandela de imprimación 14.

Una implementación diferente de la primera realización de la invención se muestra en las figuras 7 a 9, que se describirá solo con respecto a las diferencias con la implementación mostrada en las figuras 4 a 6, usando por lo tanto los mismos números de referencia para indicar los mismos componentes.

En particular, la implementación que se muestra en las figuras 7 a 9 difiere de la que se muestra en las figuras 4 a 6 en que la arandela de imprimación 14 y la copela agujereada 15 están integradas en el segundo inserto 7. Con este propósito, se proporciona el fondo 11 del segundo inserto 7, en su lado dispuesto en el borde del panel respectivo 3, con un borde plegado hacia el interior de la cavidad 9 para definir, junto con el fondo 11 y la pared lateral 10 que definen la cavidad 9, un asiento 17 en donde la arandela de imprimación 14 está parcialmente alojada para sobresalir axialmente del borde plegado.

El segundo inserto 7 comprende de este modo una placa agujereada 18 que cubre la arandela de imprimación 14, teniendo dicha placa perforada 18 un borde plegado hacia el borde plegado del fondo 11 y fijado a este último, por ejemplo mediante pegadura, para mantener la arandela de imprimación 14 en el alojamiento 17 y evitar su abultamiento radial provocado por la carga ejercida por la cabeza del tornillo 13.

En ambas implementaciones mencionadas de la primera realización de la invención, las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el satélite 1 durante su reentrada a la atmósfera al final de su misión provocan la alteración de la eutética en la arandela de imprimación 14 y la consiguiente reducción de la fuerza de acoplamiento ejercida por los miembros de conexión 4 entre los paneles 3, permitiendo de este modo que los segundos insertos 7 se deslicen con respecto a los primeros insertos 6 correspondientes en direcciones sustancialmente ortogonales a los ejes de los tornillos 13, de modo que los tornillos 13 se salgan accidentalmente de las ranuras correspondientes 12 causando la interrupción final de los paneles 3.

Esta fragmentación temprana de la estructura 2 del satélite 1 entre 120 y 70 km de altitud también provoca la fragmentación temprana del equipo 5, aumentando de este modo el tiempo de exposición de los fragmentos a altas temperaturas en beneficio del riesgo de víctimas.

En una segunda realización diferente de la invención, cada miembro de conexión 4 ejerce entre un par de paneles 3 una fuerza de conexión estable en una dirección de conexión dada durante el lanzamiento y la operación en órbita del satélite 1, permitiendo de este modo que los dos paneles 3 se desacoplen el uno del otro deslizándose en la dirección de conexión durante la reentrada del satélite a la atmósfera terrestre.

Una posible implementación de esta segunda realización se muestra en las figuras 10 y 11, y se describirá solo con respecto a sus diferencias con respecto a la primera realización mostrada en las figuras 4 a 9, usando de este modo los mismos números de referencia para identificar los mismos componentes.

En la implementación mostrada en las figuras 10 y 11, el segundo inserto 7 comprende un miembro tubular que define un orificio pasante 9 que, cuando los dos paneles 3 están conectados, es coaxial al orificio roscado 8 del primer inserto 6 y tiene un diámetro mayor que el de la cabeza del tornillo 13.

La arandela de imprimación 14 está dispuesta entre la cabeza del tornillo 13 y el orificio pasante 9 y tiene un diámetro exterior mayor que el del orificio pasante 9 para extenderse lateralmente y descansar sobre la superficie del panel respectivo 3, fuera del orificio pasante 9.

De manera conveniente, la arandela de imprimación 14 está provista además integralmente de un apéndice tubular 14a que está fabricado de dicho material de imprimación, se extiende a través del orificio pasante 9 y está dimensionado para llenar completamente el orificio pasante 9.

En esta implementación, la fusión de la arandela de imprimación 14 y de su apéndice 14a durante la reentrada del satélite 1 a la atmósfera terrestre elimina cualquier conexión entre los dos paneles 3, permitiéndoles desacoplarse el uno del otro deslizándose en la dirección de acoplamiento.

Una implementación diferente de la segunda realización de la invención se muestra en la figura 12, que se describirá solo con respecto a las diferencias con la implementación que se muestra en las figuras 10 y 11, usando de este modo los mismos números de referencia para identificar los mismos componentes.

En particular, la implementación que se muestra en la figura 12 difiere de la que se muestra en las figuras 10 y 11 en que ambos paneles están equipados con insertos idénticos al primer inserto 6 y están conectados entre sí a través de un soporte en forma de L 20 cuyos brazos 20a están conectados respectivamente a un correspondiente inserto 6 por medio de tornillos 13 que acoplan los orificios respectivos realizados en los brazos 20a a través de las arandelas de imprimación respectivas 14 privadas del apéndice 14a.

Los orificios formados en los brazos 20a del soporte 20 tienen un diámetro mayor que el de las cabezas de los tornillos

13, mientras que las arandelas de imprimación 14 tienen un diámetro exterior mayor que el de los orificios formados en los brazos 20a del soporte 20.

5 Tal y como se muestra en las figuras 13 y 14, los insertos 6 pueden ser del tipo de un solo orificio, tal y como se muestra en la figura 13, o un tipo de doble orificio, tal y como se muestra en la figura 14. En este último caso, los dos paneles 3 pueden estar conectados a través de un único soporte en forma de L con orificios adecuados, o a través de dos soportes en forma de L separados del tipo que se muestra en la figura 12.

10 Análogamente a la implementación mostrada en las figuras 10 y 11, también en la implementación mostrada en las figuras 12 a 14, la fusión de las arandelas de imprimación 14 durante la reentrada del satélite 1 a la atmósfera terrestre elimina cualquier conexión entre los dos paneles 3 y el soporte 20, permitiéndoles desacoplarse el uno del otro deslizándose en la dirección de acoplamiento.

15 Las diversas realizaciones e implementaciones de la presente invención descritas anteriormente y mostradas en los dibujos adjuntos pueden modificarse y variarse sin alejarse por ello del alcance de protección de la presente invención, tal y como se define en las reivindicaciones adjuntas.

20 Por ejemplo, los miembros de conexión pueden ser de un tipo diferente de los descritos y mostrados anteriormente en los dibujos. En particular, en lugar de ser del tipo basado en un acoplamiento roscado, que está formado por pares de elementos de asociación roscados que comprenden un elemento roscado macho (tornillo 13) y un elemento roscado hembra (orificio roscado 6 en el inserto 6), los miembros de conexión pueden ser del tipo basado en remaches o bisagras.

25 En función de lo anterior, las ventajas de la presente invención con respecto a la solución del estado de la técnica son evidentes.

En particular, la presente invención satisface los requisitos relacionados con la supervivencia en órbita de los satélites y los relacionados con su desintegración durante su reentrada a la atmósfera al final de la misión por medio de una solución extremadamente simple y económica que no requiere volver a diseñar otras partes de los satélites.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema espacial (1) que comprende una estructura (2) formada por componentes estructurales (3), un equipo de a bordo (5) que es portado por la estructura (2), y un dispositivo pasivo diseñado para facilitar la desintegración temprana del sistema espacial (1) durante su reentrada a la atmósfera terrestre; el dispositivo pasivo comprende una pluralidad de miembros de conexión (4) diseñados para conectar de manera estable los componentes estructurales (3) entre sí; cada miembro de conexión (4) comprende una pluralidad de componentes de conexión (6, 7, 13, 14) diseñados para asociarse entre sí para crear una conexión estable entre un par correspondiente de componentes estructurales (3) durante el lanzamiento y la operación en órbita del sistema espacial (1); en donde al menos un componente de imprimación (14) de la pluralidad de componentes de conexión (6, 7, 13, 14) de un miembro de conexión (4) de la pluralidad de miembros de conexión (4) está fabricado a partir de un material de imprimación que es diferente del de los otros componentes de conexión (6, 7, 13) del miembro de conexión (4) de la pluralidad de miembros de conexión (4) y cuyas características son tales que se deterioran en las altitudes de reentrada más altas, es decir, a temperaturas más bajas que aquellas en las que se deterioran las características de los materiales de los otros componentes de conexión (6, 7, 13), para perder de antemano la conexión estable creada por el miembro de conexión (4) durante la reentrada del sistema espacial (1) a la atmósfera terrestre hasta el punto de permitir que los dos componentes estructurales (3) se desconecten el uno del otro, desencadenando de este modo la desintegración temprana de la estructura (2) del sistema espacial (1).
2. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 1, en donde al menos parte de los componentes de conexión (6, 7, 13) del miembro de conexión (4) de la pluralidad de miembros de conexión (4) están acoplados por medio de un acoplamiento roscado y el componente de imprimación tiene la forma de una arandela (14).
3. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, en donde el miembro de conexión (4) de la pluralidad de miembros de conexión (4) está diseñado para ejercer sobre el par correspondiente de componentes estructurales (3) una fuerza de conexión dirigida en una dirección de conexión y para hacer que el par correspondiente de componentes estructurales (3) se desacople el uno del otro deslizándose en la dirección de conexión cuando las características del componente de conexión de imprimación (14) se han deteriorado hasta el punto de perder la conexión estable creada por el miembro de conexión (4) de la pluralidad de miembros de conexión (4).
4. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 3, en donde el miembro de conexión (4) de la pluralidad de miembros de conexión (4) comprende dos insertos (6, 7), cada uno de los cuales está acoplado de manera estable a un componente estructural respectivo (3); un primer inserto (6) está provisto de un orificio roscado (8), y el segundo inserto (7) comprende un miembro tubular que define un orificio pasante (9) que, cuando los dos componentes de la estructura (3) están conectados, es coaxial al orificio roscado (8) en el primer inserto (6); el miembro de conexión (4) comprende además un tornillo (13), que se extiende a través del orificio pasante (9) y se acopla al orificio roscado (8); y una arandela de imprimación (14) formada en dicho material de imprimación, insertada en el tornillo (13) y dispuesta entre una cabeza del tornillo y el orificio pasante (9) en el segundo inserto (7), y que tiene un diámetro exterior mayor que el del orificio pasante (9) para extenderse lateralmente y descansar sobre la superficie del componente estructural relativo (3), fuera del orificio pasante (9).
5. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 4, en donde la arandela de imprimación (14) está provista además integralmente de un apéndice tubular (14a), que está fabricado a partir de dicho material de imprimación, se extiende a través del orificio pasante (9) y está dimensionado para llenar completamente el orificio pasante (9).
6. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 3, en donde el miembro de conexión (4) de la pluralidad de miembros de conexión (4) comprende dos insertos (6), cada uno de los cuales está acoplado de manera estable a un componente estructural correspondiente (3) y está provisto de un orificio roscado (8); el miembro de conexión (4) comprende además un soporte en forma de L (20) con brazos (20a) unidos respectivamente a los insertos respectivos (6) por medio de tornillos (13) que se acoplan a los orificios respectivos en los brazos (20a) a través de las arandelas de imprimación respectivas (14) formadas a partir de dicho material de imprimación; los orificios en los brazos (20a) del soporte (20) tienen un diámetro mayor que los de las cabezas de los tornillos (13), mientras que las arandelas de imprimación (14) tienen un diámetro exterior mayor que el de los orificios en los brazos (20a) del soporte (20).
7. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 6, en donde los insertos (6) son del tipo de un solo orificio o del tipo de doble orificio.
8. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, en donde el miembro de conexión (4) de la pluralidad de miembros de conexión (4) está diseñado para ejercer sobre el par correspondiente de componentes estructurales (3) una fuerza de conexión dirigida en una dirección de conexión y para hacer que el par correspondiente de componentes estructurales (3) se desacople el uno del otro deslizándose en una dirección transversal a la dirección de conexión cuando las características del componente de conexión de imprimación (14) se han deteriorado hasta el punto de perder la conexión estable creada por el miembro de conexión (4).
9. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 8, en donde el miembro de conexión (4) de la pluralidad de miembros de conexión (4) comprende dos insertos (6, 7), cada uno de los cuales está acoplado de manera estable a

- un componente estructural respectivo (3) a lo largo de un borde del componente estructural respectivo (3); un primer inserto (6) está provisto de un orificio roscado (8), y el segundo inserto (7) tiene una ranura (12), que tiene un lado abierto en el borde del componente estructural respectivo (3) y se dispone, cuando los dos componentes de la estructura (3) están acoplados, en una posición que mira al orificio roscado (8) del primer inserto (6); el miembro de conexión (4) comprende además un tornillo (13) que se extiende a través de la ranura (12) y se aplica al orificio roscado (8); y una arandela de imprimación (14), que está fabricada a partir de dicho material de imprimación, se inserta en el tornillo (13) y se dispone entre una cabeza de la cabeza del tornillo (13) y la ranura (12) en el segundo inserto (7); por lo que el deterioro del material de imprimación durante la reentrada del sistema espacial (1) en la atmósfera terrestre da como resultado la reducción de la fuerza de conexión ejercida por el miembro de conexión (4) entre los dos componentes estructurales (3), para permitir que el segundo inserto (7) se deslice con respecto al primer inserto (6) en una dirección sustancialmente ortogonal al eje del tornillo (13) hasta que el tornillo (13) salga de la ranura (12), con el consiguiente desacoplamiento de los dos componentes estructurales (3).
10. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 9, en donde el miembro de conexión (4) de la pluralidad de miembros de conexión (4) comprende además una copela agujereada (15) que se inserta en el tornillo (13) y tiene un borde periférico elevado que define un asiento en el que la arandela de imprimación (14) está parcialmente alojada para que sobresalga axialmente del borde periférico de la copela agujereada (15).
11. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 9, en donde la arandela de imprimación (14) está integrada en el segundo inserto (7).
12. Un sistema espacial de acuerdo con la reivindicación 11, en donde el segundo inserto (7) define una cavidad (9) delimitada por una pared lateral (10) y por un fondo (11), que está en contacto con el primer inserto (6) cuando los dos componentes estructurales (3) están acoplados, y en el que se forma la ranura (12); se proporciona el fondo (11), en su lado dispuesto en el borde del componente estructural respectivo (3), con un borde que se pliega hacia el interior de la cavidad (9) y define, junto con el fondo (11) y la pared lateral (10), un alojamiento (17) en el que la arandela de imprimación (14) está parcialmente alojada para sobresalir axialmente del borde plegado del fondo (11); y en donde el segundo inserto (7) comprende además una placa agujereada de cobertura (18) para sostener la arandela de imprimación (14) en el alojamiento (17) cuando el tornillo (13) se acopla al orificio roscado (8) del primer inserto (7).
13. Uso de un dispositivo pasivo que tiene las características reivindicadas en una cualquiera de las reivindicaciones anteriores en un sistema espacial (1) para facilitar la desintegración del sistema espacial (1) durante su reentrada a la atmósfera terrestre.

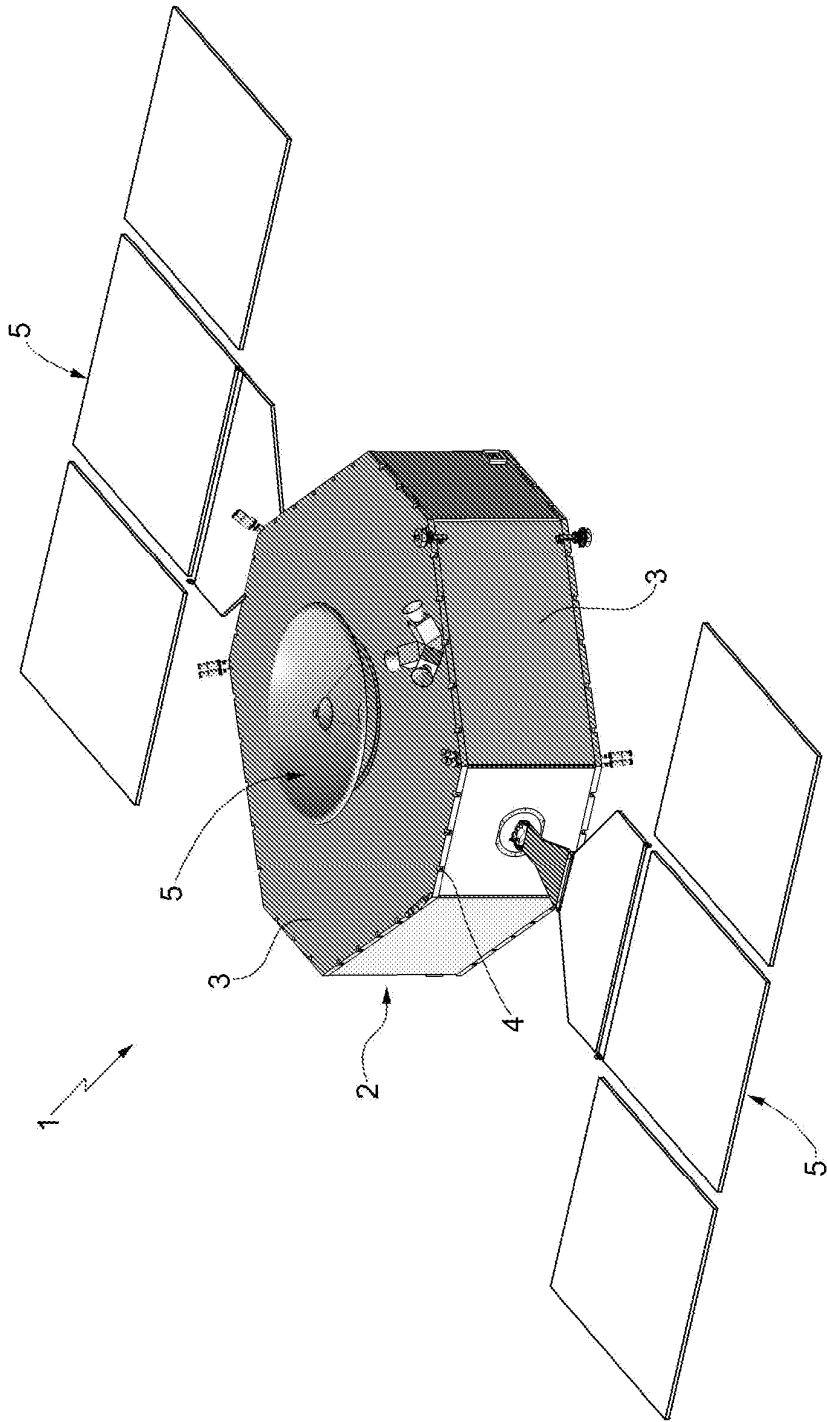


FIG. 1

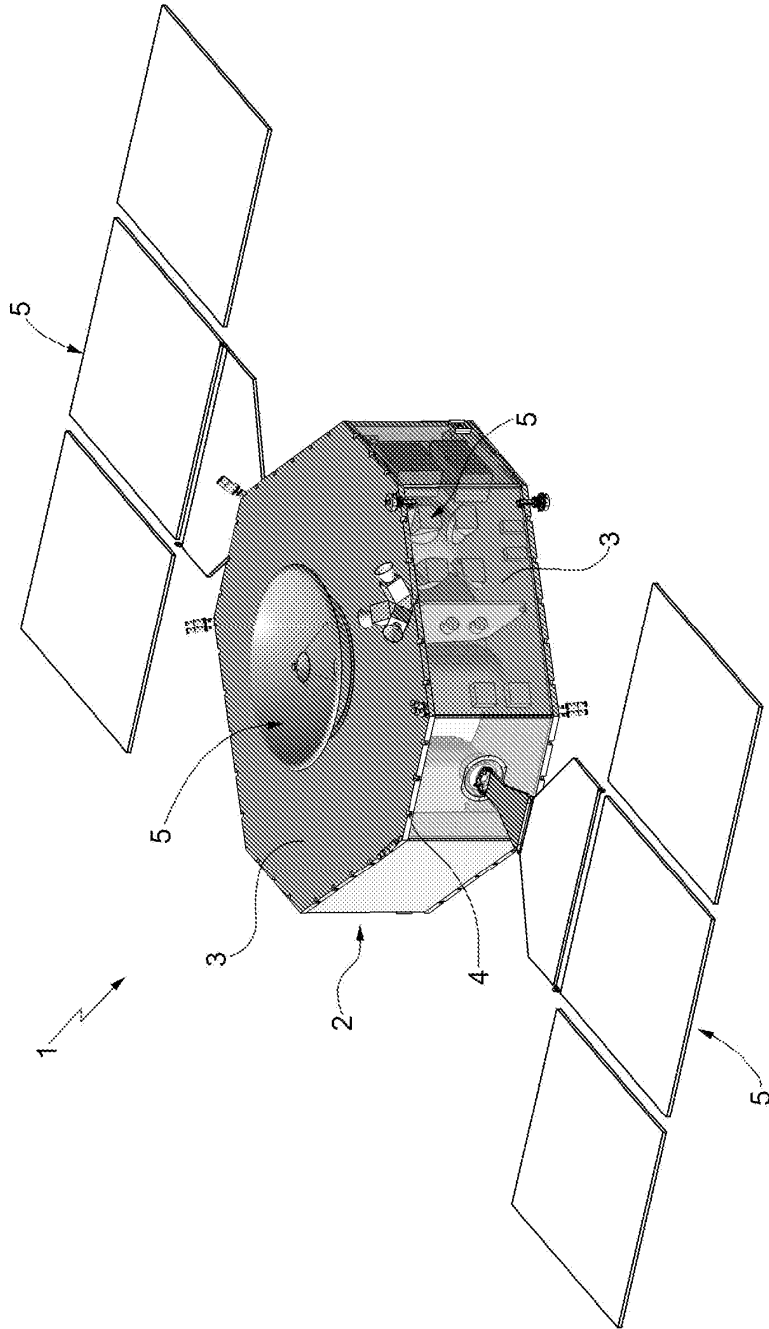


FIG. 2

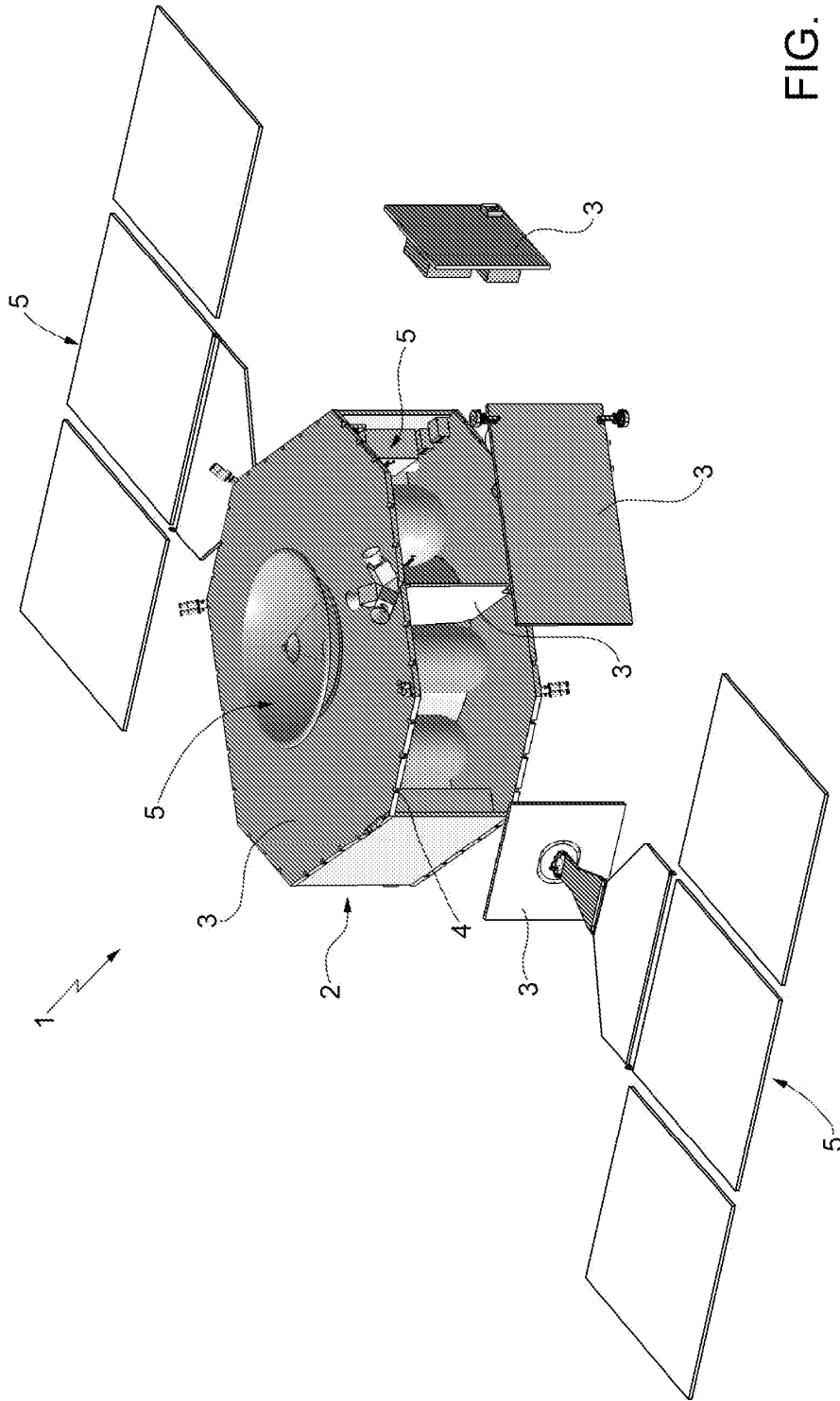


FIG. 3

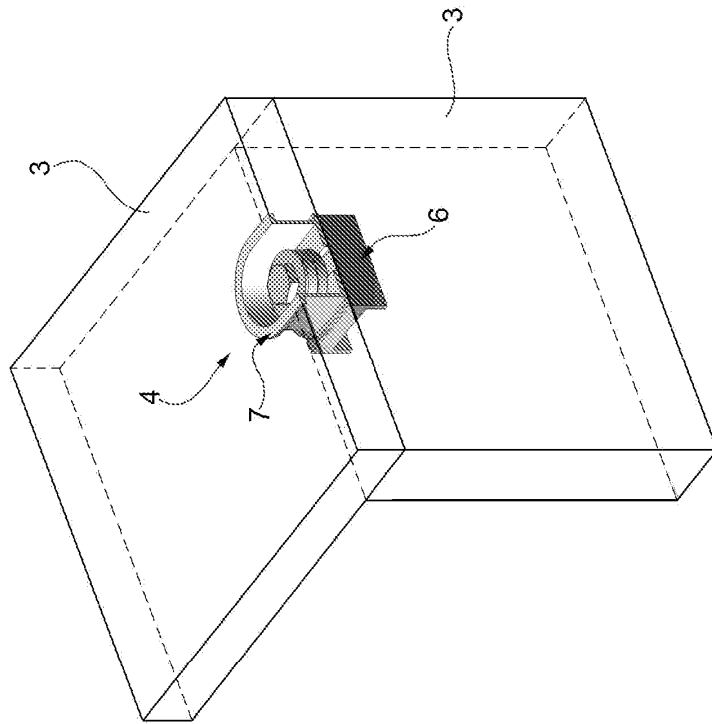


FIG. 4

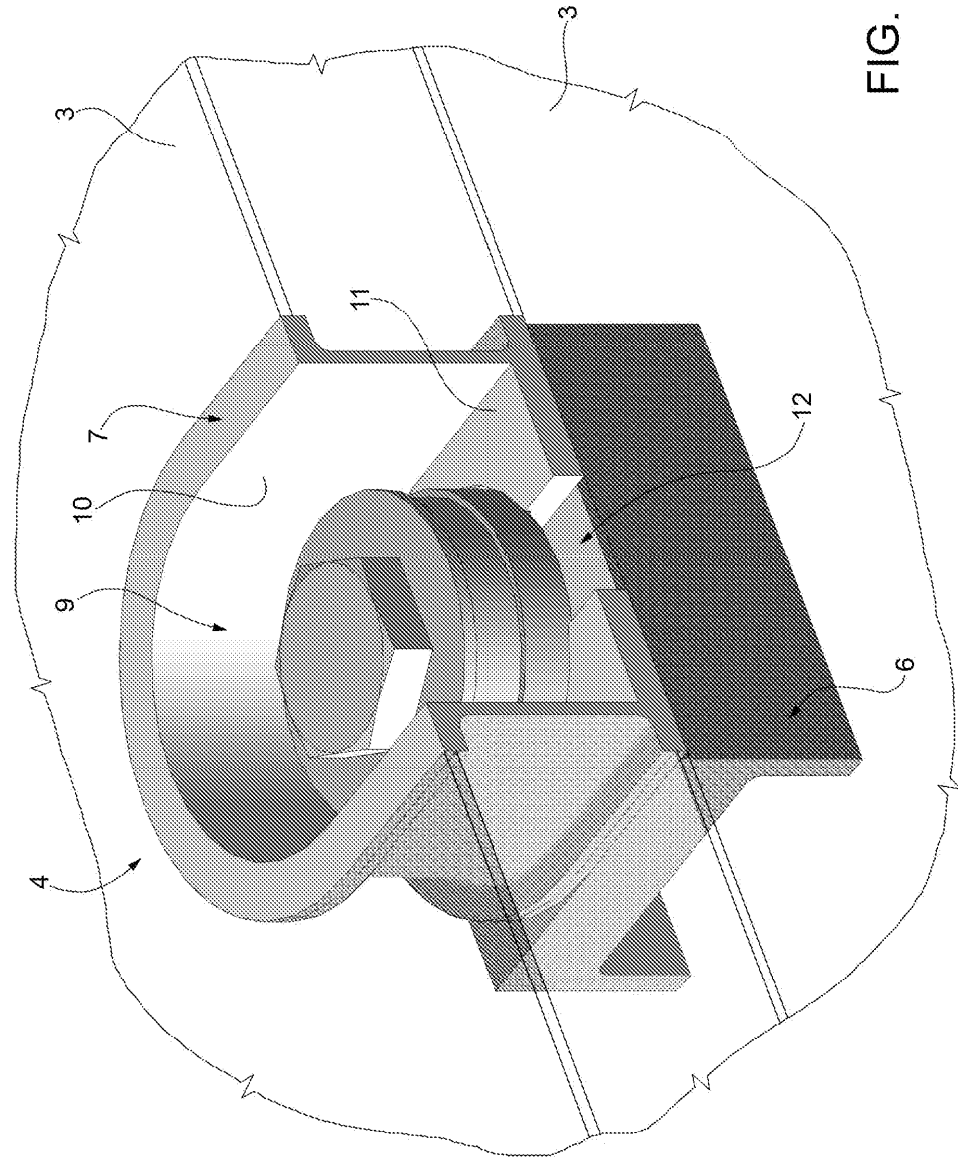


FIG. 5

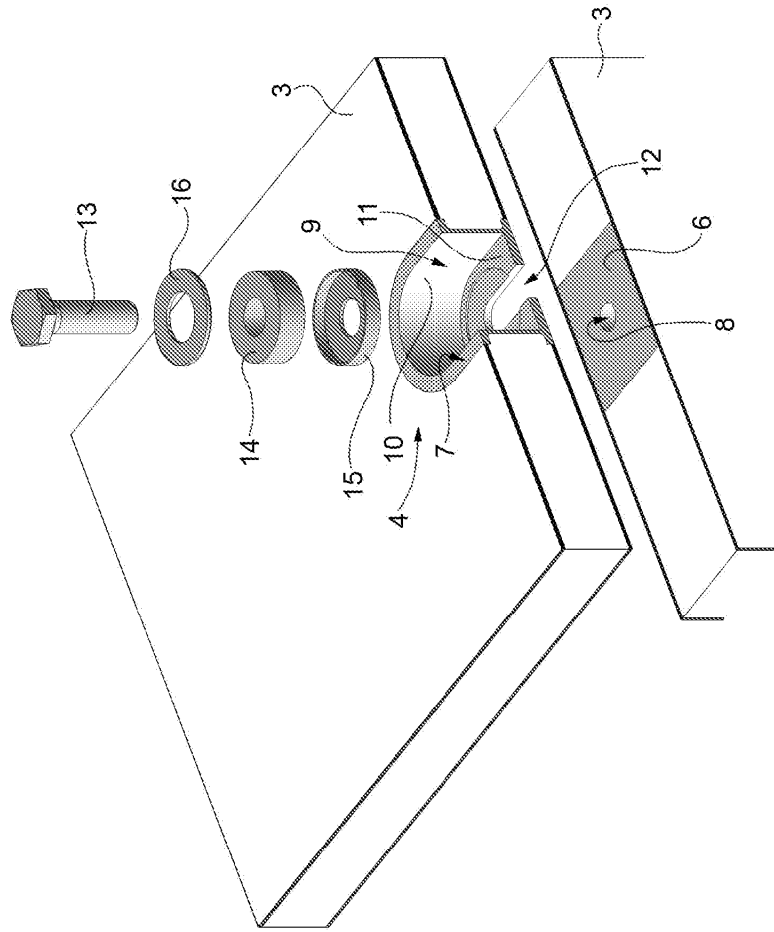


FIG. 6

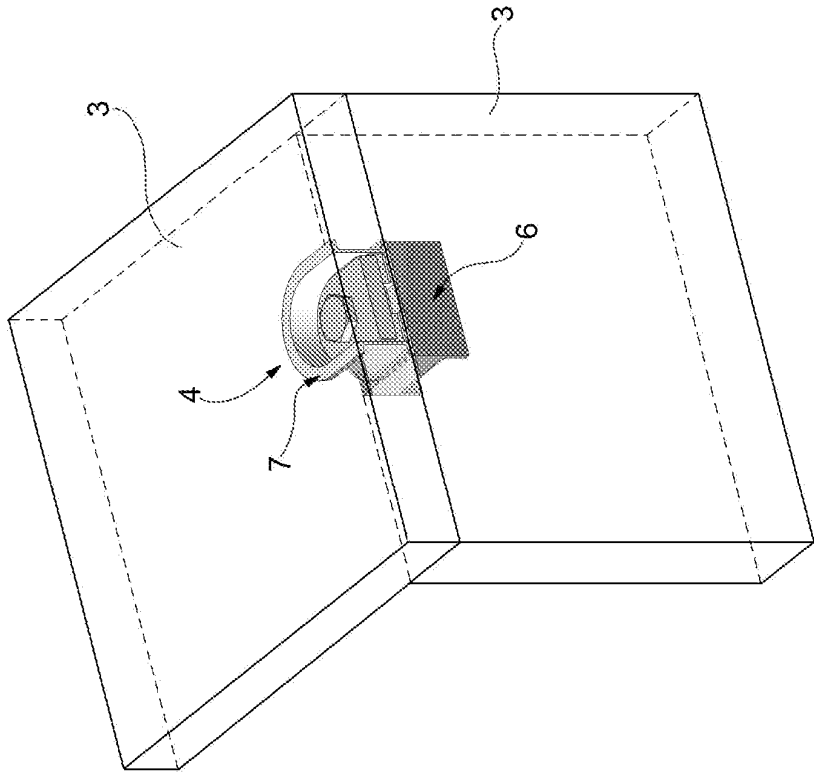


FIG. 7

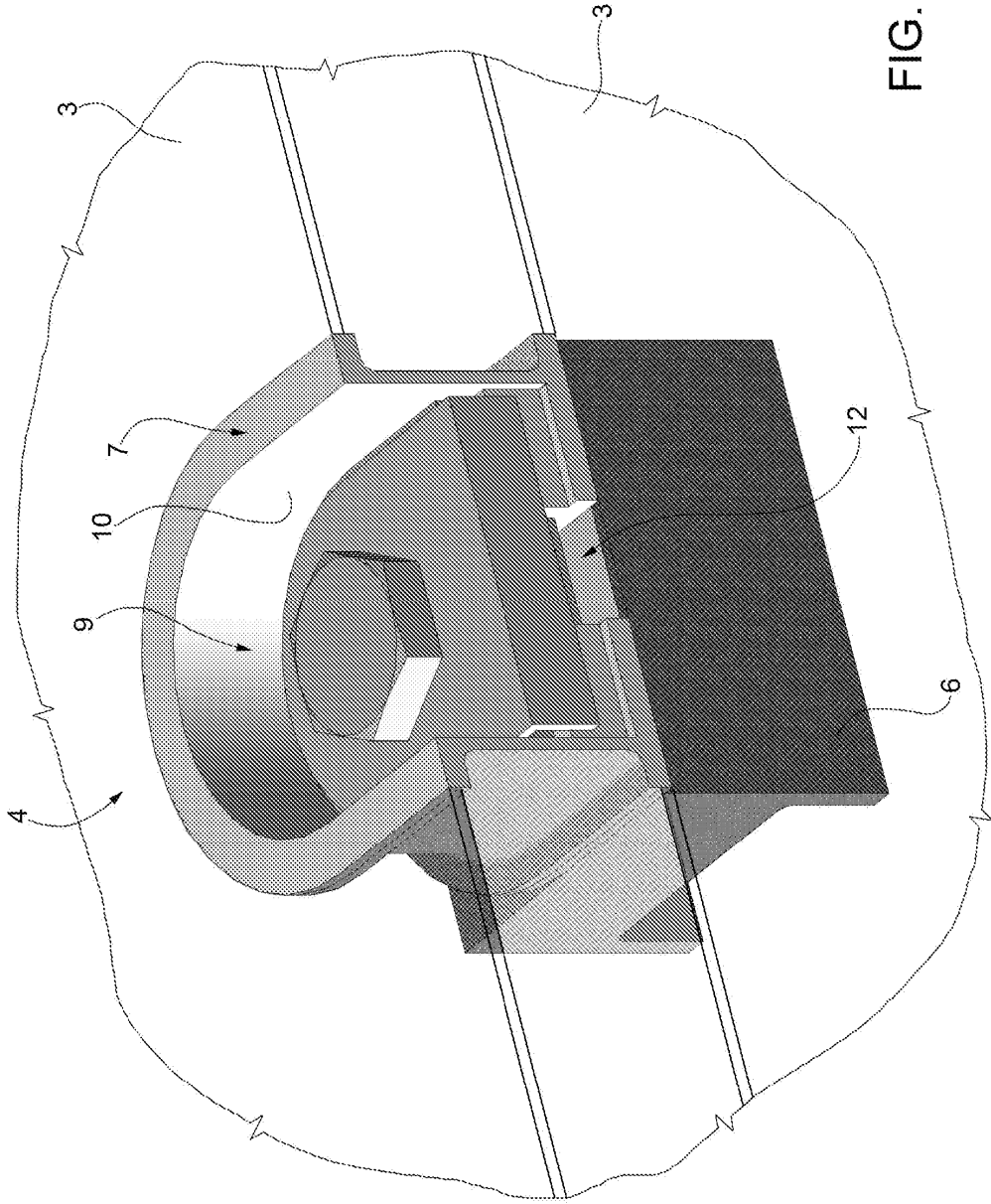


FIG. 8

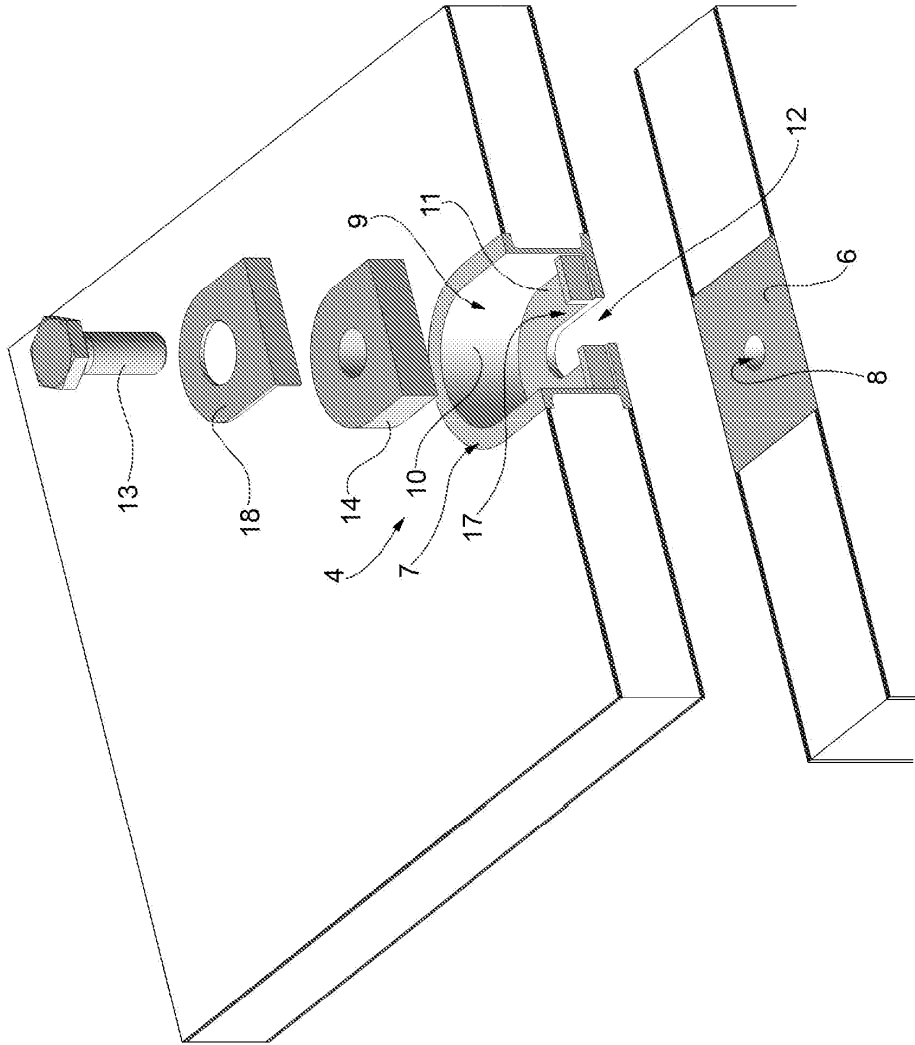


FIG. 9

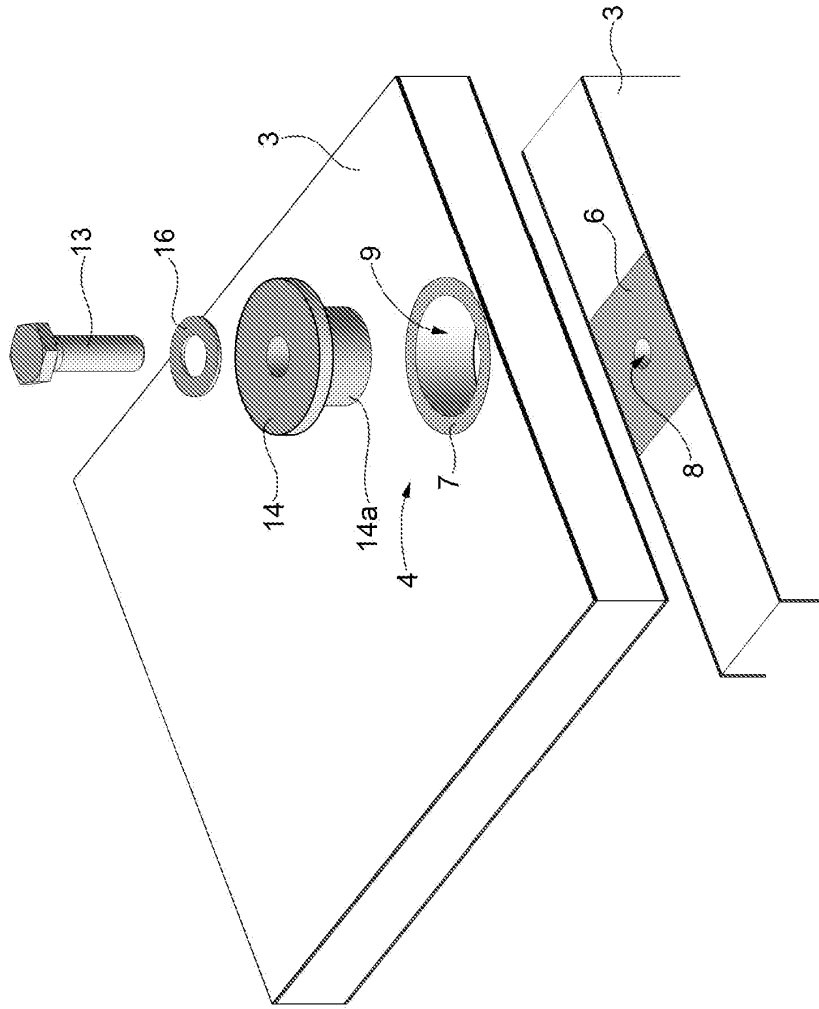


FIG. 10

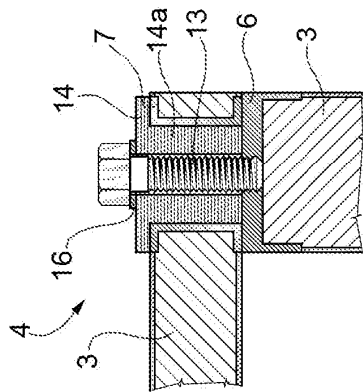


FIG. 11

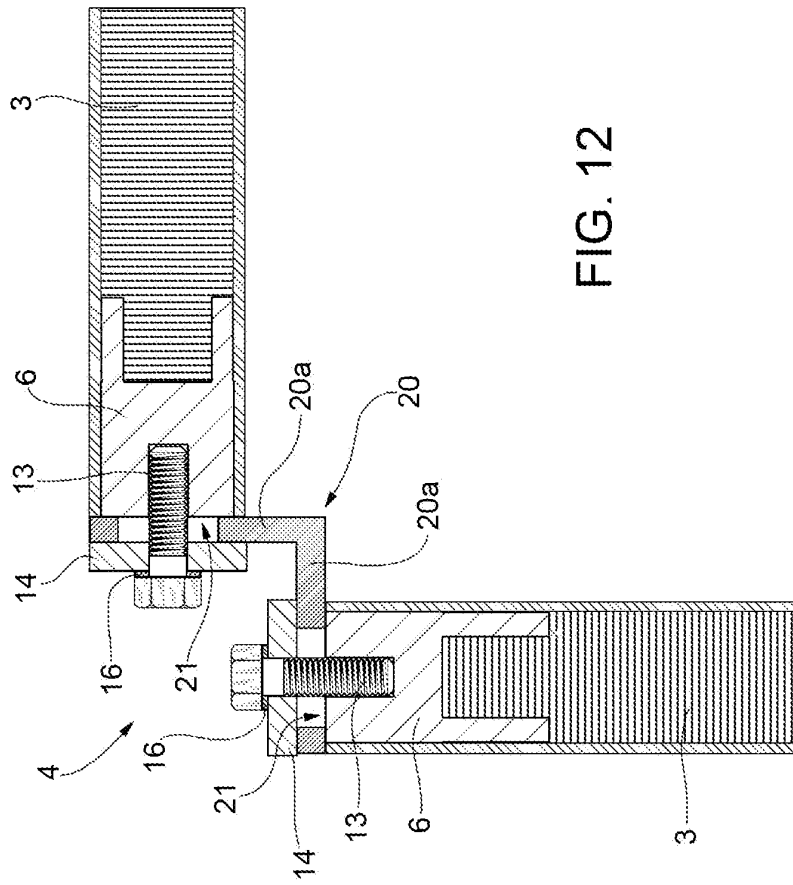


FIG. 12

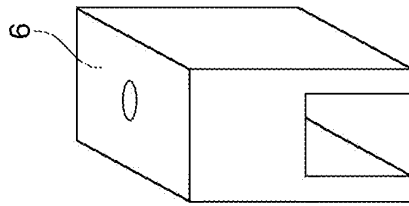


FIG. 13

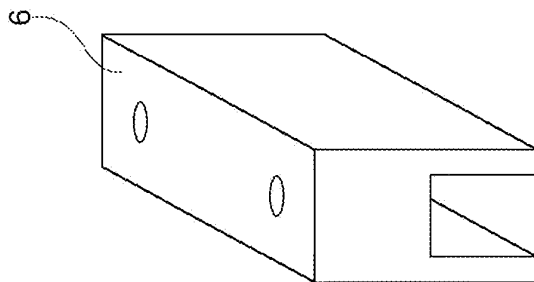


FIG. 14