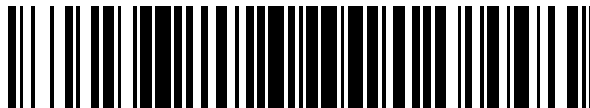


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 690 991**

51 Int. Cl.:

B64G 1/10 (2006.01)

B64G 1/64 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **30.09.2016 PCT/FR2016/052507**

87 Fecha y número de publicación internacional: **06.04.2017 WO17055770**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.09.2016 E 16788161 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **26.09.2018 EP 3313734**

54 Título: **Satélite de cuerpo principal cilíndrico, apilamiento que comprende tal satélite y conjunto de lanzamiento para tal satélite**

30 Prioridad:

02.10.2015 FR 1559386

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

23.11.2018

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE SAS (100.0%)
31 rue des Cosmonautes, ZI du Palays
31402 Toulouse Cedex 4 , FR**

72 Inventor/es:

**CHEYNET DE BEAUPRE, RENÉ;
PALAYRET, FRANCIS y
BERTHEUX, PHILIPPE**

74 Agente/Representante:

VEIGA SERRANO, Mikel

ES 2 690 991 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

Satélite de cuerpo principal cilíndrico, apilamiento que comprende tal satélite y conjunto de lanzamiento para tal satélite

5

Sector de la técnica

La invención se refiere al ámbito de los vehículos espaciales y, más particularmente, al campo de los satélites destinados a ponerse en órbita.

10

Estado de la técnica

Un satélite convencionalmente comprende un cuerpo que forma un soporte para los equipos del satélite. Los equipos se pueden distribuir en dos categorías. La primera categoría se denomina carga útil e incluye el instrumento principal de la misión, así como los dispositivos electrónicos necesarios para su correcto funcionamiento. Se trata, por ejemplo, un instrumento óptico en el caso de una misión destinada a recopilar imágenes y mediciones ópticas, o una o varias antenas en el caso de satélites de telecomunicaciones. La segunda categoría comprende equipos designados en la presente solicitud como secundarios, destinados al funcionamiento general del satélite, tal como propulsores, antenas de recepción, tanques o paneles solares, así como dispositivos electrónicos que garantizan el control y mando de estas servidumbres.

15

20

El lanzamiento de un satélite para una puesta en órbita se realiza de manera convencional mediante un lanzador en el que se coloca el satélite. El lanzador comprende medios de propulsión que le permiten alcanzar el destino previsto y largar el satélite.

25

Para reducir costes, se sabe que se usa un lanzador para poner en órbita varios satélites, y esto durante un mismo lanzamiento. Esto, entonces, se llama lanzamiento múltiple.

30

Los problemas a resolver incluyen la retención de los satélites en el lanzador y su almacenamiento en la ojiva.

En efecto, durante el lanzamiento y luego en el momento de largado, los satélites están sujetos a choques y vibraciones transmitidos desde el lanzador a los satélites. La disposición de los satélites en el lanzador debe, por lo tanto, evitar que los choques y las vibraciones se propaguen demasiado en los satélites y deterioren el equipo al tiempo que garantiza una buena resistencia mecánica de todos los satélites en el lanzador.

35

Una solución conocida para un lanzamiento múltiple consiste en conectar los satélites a una estructura central del lanzador, llamada dispensador, que forma alojamientos en los que se colocan los satélites. El documento US 8.939.409 describe un ejemplo de un dispensador. Un dispensador típicamente comprende, por un lado, elementos fijados al lanzador y, posiblemente, por otro lado, elementos fijados a los satélites, es decir, por una parte, los elementos de la interfaz destinados a permanecer en el lanzador después del largado de los satélites y, por otra parte, los elementos de la interfaz destinados a acompañar a los satélites largados. De este modo, los satélites están soportados por el dispensador a la manera de un estante, y no se apoyan entre sí. Sin embargo, dicha estructura es voluminosa y solo está adaptada para satélites de pequeñas dimensiones, o limita el número de satélites que se pueden instalar en el lanzador por el tamaño de la ojiva. Además, constituye un aumento en el peso del lanzador, mientras que es inútil para la misión.

40

45

Otra solución consiste entonces en apilar los satélites uno encima del otro proporcionando, en la estructura misma de cada satélite, una interfaz dedicada para el apilamiento.

50

El documento US 8.511.617 (correspondiente a la solicitud US 2009/224105) propone un ejemplo de apilamiento de satélites que presentan una estructura de interfaz dedicada. En este documento, la estructura dedicada es en forma de un cilindro exterior, os cilindros que sirven entonces como un camino para la transmisión de fuerzas cuando los satélites están apilados. El diámetro del cilindro de un satélite está comprendido en este documento entre 2 m y 5 m.

55

Una desventaja de la estructura es que tiene un diámetro grande en comparación con los diámetros de interfaz de lanzador estándar en el ámbito espacial. En efecto, para montar un satélite en un lanzador, este último comprende un anillo de interfaz de satélite en el que el satélite se fija. Con el fin de que el lanzador sea compatible con varios satélites, se sabe que el anillo de interfaz satelital del lanzador es de un diámetro estándar, elegido entre 937 mm (milímetros), 1194 mm y 1666 mm. En consecuencia, la estructura dedicada descrita en el documento US 8.511.617 no se puede montar directamente en el anillo de interfaz de satélite del lanzador, sino que se debe colocar un soporte intermedio entre el satélite y el anillo del lanzador para realizar el enlace entre los dos diámetros. Además, el diámetro de la estructura dedicada es superior al mayor de los diámetros estándar, llenando casi por completo el espacio bajo la ojiva del lanzador, de modo que el cilindro de los equipos satelitales esté ubicado en el interior del cilindro de la estructura dedicada.

60

65

El documento EP 2202553 describe un telescopio espacial, y el documento US 2012/154585 se refiere a un sistema

de antenas integrado por microsátélite.

Por consiguiente, existe la necesidad de un nuevo satélite que presente una estructura que permita, en particular, la superación de los inconvenientes mencionados anteriormente.

5

Objeto de la invención

De este modo, un primer objeto de la invención es proporcionar un satélite que permita ser instalado en un lanzador con buena resistencia mecánica.

10

Un segundo objeto de la invención es proporcionar un satélite que pueda apilarse con otro satélite con una rigidez satisfactoria.

15

Un tercer objeto de la invención es proporcionar un satélite que permita disponer los equipos para optimizar el espacio debajo de la ojiva en un lanzador.

20

Un cuarto objeto de la invención es proporcionar un satélite en el que se simplifique el montaje de los equipos en el cuerpo del satélite.

25

Un quinto objeto de la invención es proporcionar un satélite para el cual se simplifique la instalación en un lanzador.

Un sexto objeto de la invención es proponer un satélite que pueda integrar un instrumento óptico.

30

Un séptimo objeto de la invención es proporcionar un satélite destinado al apilamiento de masa reducida.

35

Un octavo objeto de la invención es proporcionar un satélite destinado al apilamiento de fabricación fácil.

40

Según un primer aspecto, la invención propone un satélite que comprende un cuerpo principal, de forma cilíndrica. El cuerpo principal tiene una pared interior que define un espacio interior y una pared exterior y se extiende según un eje principal entre una superficie de extremo inferior y una superficie de extremo superior. Al menos uno de la superficie del extremo inferior y la superficie del extremo superior incluye un mecanismo de interfaz destinado a cooperar con un mecanismo de interfaz complementario de otro satélite o de un lanzador. El satélite comprende, además, al menos un equipo interior, fijado en la pared interior del cuerpo principal y que se extiende al menos parcialmente por dentro del espacio interior y al menos un equipo exterior fijado a la pared exterior del cuerpo principal. El equipo exterior se extiende en proyección transversal en la pared exterior con respecto al eje principal, pudiendo el al menos un equipo exterior que ser una electrónica, un tanque de propelente, un accionador giroscópico o una rueda de reacción.

45

El satélite diseñado de este modo permite, en particular, optimizar el volumen en el espacio bajo una ojiva de un lanzador, utilizando tanto el espacio interior como la superficie de la pared exterior del cuerpo.

50

Según un modo de realización, el cuerpo principal comprende un cilindro que presenta un diámetro promedio de diámetro correspondiente a un diámetro estándar en el ámbito espacial, elegido entre los siguientes valores: 937 mm, 1194 mm y 1666 mm.

55

El cuerpo principal puede entonces apoyarse directamente sobre un anillo de interfaz de un lanzador y unirse directamente a él, sin el intermediario de un adaptador. El conjunto así formado crea entonces un camino de transmisión de las fuerzas entre el anillo de interfaz y el cuerpo que es sustancialmente paralelo al eje principal del cuerpo principal, aumentando la rigidez del conjunto.

60

Según un modo de realización, la pared exterior del cuerpo principal comprende al menos una porción de superficie plana, formando faceta, sobre la que se fija el equipo exterior. La faceta facilita el montaje del equipo de exterior.

65

Según un modo de realización, el cuerpo principal está realizado con piezas monolíticas de aluminio.

70

El equipo interior comprende, por ejemplo, un instrumento óptico para toma de vista. El equipo interior incluye, por ejemplo, la electrónica asociada al instrumento óptico.

75

El equipo interior puede comprender un instrumento óptico que comprende un eje de visión orientado paralelo al eje principal del cuerpo principal. El equipo interior puede comprender, además, una placa de montaje fijada a la pared interior del cuerpo principal y que se extiende al menos parcialmente por fuera del espacio interior, más allá de la superficie de extremo superior del cuerpo principal. El instrumento óptico se fija entonces rígidamente a la placa de montaje. El eje de visión del instrumento óptico está orientado preferentemente hacia la superficie de extremo inferior del cuerpo principal, y la placa de montaje se extiende al menos parcialmente más allá de la superficie del extremo superior del cuerpo principal.

80

Según un modo de realización, el mecanismo de interfaz es lineal. Por ejemplo, el mecanismo de interfaz comprende un sistema de amarre.

5 Según un segundo aspecto, la invención propone un apilamiento de satélites que comprende al menos dos satélites como se presentó anteriormente. Los ejes principales de los cuerpos principales de los dos satélites son paralelos entre sí. Un mecanismo de interfaz de la superficie de extremo superior de un primer satélite está en contacto según los ejes principales con un mecanismo de interfaz de la superficie de extremo inferior del cuerpo del segundo satélite. Los mecanismos de interfaz cooperan entre sí para solidarizar los dos satélites.

10 Según un modo de realización, el equipo interior del primer satélite se extiende parcialmente por dentro del espacio interior del segundo satélite.

Según un tercer aspecto, la invención propone un conjunto de lanzamiento que comprende un lanzador y al menos un satélite tal como se presentó anteriormente. El lanzador comprende entonces una ojiva que define un alojamiento para al menos un satélite y un anillo de interfaz y la superficie de extremo inferior del cuerpo principal del satélite comprende un mecanismo de interfaz para solidarizarse con el anillo de interfaz del lanzador.

15

Descripción de las figuras

20 Otras características y ventajas se harán evidentes a la luz de la descripción de los modos de realización de la invención, acompañada de las figuras en las que:

La figura 1 es una representación esquemática de una vista en sección de un satélite.

La figura 2 es una representación esquemática de una vista lateral del cuerpo del satélite de la figura 1.

25 La figura 3 es una vista lateral de un satélite según un modo de realización en el que el satélite comprende un instrumento óptico.

La figura 4 es una vista tridimensional de la parte superior del satélite de la figura 3.

La figura 5 es una vista tridimensional de la parte inferior del satélite de la figura 3.

30 La figura 6 es una representación esquemática de una vista en sección de un apilamiento de satélites de la figura 1.

La figura 7 es una representación esquemática de una vista en sección de un satélite de la figura 1 apilado con un satélite de otra estructura.

La figura 8 es una vista esquemática de una vista en sección de varios apilamientos de satélites de la figura 1 en una misma interfaz satelital de un lanzador.

35 La figura 9 es una vista tridimensional de la parte inferior de una realización ejemplar de varios apilamientos de satélites en la misma interfaz satelital de un lanzador.

Descripción detallada de la invención

40 La figura 1 representa esquemáticamente un satélite **1**, destinado a ser colocado en órbita alrededor de la Tierra por medio de un lanzador. El satélite **1** comprende un cuerpo principal **2**, de forma generalmente cilíndrica que se extiende según un eje **A** principal.

45 En lo que sigue, el adjetivo "longitudinal" y sus variantes designan lo que es paralelo al eje principal A; el adjetivo "transversal" y sus variantes designan lo que está comprendido en un plano perpendicular al eje principal A.

50 El adjetivo cilíndrico aquí debe entenderse en su sentido amplio como la definición de una superficie dibujada por una línea recta generadora que describe una curva direccional. La curva de dirección puede ser circular, el cuerpo principal **2** tiene entonces una forma tubular o poligonal, el cuerpo principal **2** tiene entonces la forma de un prisma.

El cuerpo principal **2** presenta una pared interior **3** y una pared **4** exterior, que definen un espesor del cuerpo principal **2**.

55 En lo que sigue, el adjetivo "interior" y sus variantes designan lo que se dirige hacia o cerca del eje principal A, a diferencia del adjetivo "exterior" y sus variantes, que designan lo que se separa o aleja del eje principal A.

60 El cuerpo principal **2** se extiende según el eje principal A entre una llamada superficie de extremo inferior **5** y una llamada superficie de extremo superior **6**. Con el fin de permitir el apilamiento de varios satélites **1** con buena resistencia mecánica, como se explicará más adelante, las dos superficies **5**, **6** de extremo presentan dimensiones transversales idénticas, haciendo posible hacer coincidir la superficie de extremo superior **6** de un satélite **1** con la superficie de extremo inferior **5** de otro satélite.

65 El diámetro de la superficie **5** del extremo inferior es entonces compatible con los diámetros estándar en el ámbito espacial, que son los que se aplican en el anillo de interfaz de satélite de los lanzadores: 937 mm, 1194 mm y 1666 mm.

De manera más precisa, el diámetro del extremo inferior 5 aquí se refiere a, por razones de simplificación, el diámetro del círculo medio al cuerpo principal 2, entre la superficie interior 3 y la superficie exterior 4, al nivel del extremo inferior 5. El diámetro del extremo inferior 5 es entonces sustancialmente igual a uno de los valores estándar mencionados anteriormente.

5 Por consiguiente, es posible definir para el cuerpo cilíndrico 2 un cilindro medio C_M cuya curva de guía es un círculo de diámetro sustancialmente igual a uno de los valores estándar mencionados anteriormente, el cilindro medio C_M que se extiende sobre toda la dimensión longitudinal del cuerpo cilíndrico 2, entre las dos superficies de extremo 5, 6, e incluyendo, de nuevo aquí en toda su dimensión longitudinal, entre la pared interior 3 y la pared exterior 4.

10 Al menos uno de la superficie 5 de extremo inferior y la superficie 6 de extremo superior comprende un mecanismo de interfaz, destinado a cooperar con otro mecanismo de interfaz, complementario, de una interfaz satelital de un lanzador u otro satélite. Según un modo de realización particular, la superficie 5 de extremo inferior comprende un mecanismo 7 de interfaz inferior y la superficie 6 de extremo superior comprende un mecanismo 8 de interfaz superior.

15 Los mecanismos 7, 8 de interfaz permiten, de este modo, al satélite 1 ponerse en contacto con y solidarizarse con otro satélite o con un anillo de interfaz satelital de un lanzador. Ventajosamente, el mecanismo 7 de interfaz inferior es complementario al mecanismo 8 de interfaz superior, permitiendo que dos satélites 1, tales como los presentados anteriormente, se apilen y solidaricen mediante sus mecanismos 7, 8 de interfaz puestos en correspondencia.

20 Los mecanismos, respectivamente 7, 8 de interfaz, son, por ejemplo, lineales, es decir, que se extienden continuamente sobre todo el conjunto de la circunferencia de los extremos, respectivamente 5, 6 del cuerpo 2 principal. Según una realización ejemplar, el mecanismo 7 de interfaz inferior del satélite 1 comprende un anillo de interfaz y el mecanismo 8 de interfaz superior del mismo satélite 1 también comprende un anillo cuya forma le permite encajar en el anillo del mecanismo 7 de interfaz inferior de otro satélite. Como se explicará más adelante, el mecanismo 7 de interfaz superior y/o el mecanismo 8 de interfaz inferior comprenden un sistema de amarre liberable que hace posible encerrar y mantener solidarios dos mecanismos de interfaz complementarios de dos satélites apilados por medio de una correa. El diámetro de los anillos de los mecanismos 7, 8 de interfaz corresponde al diámetro del cilindro C_M promedio.

25 La pared 3 interior define un espacio interior 9 interior, que se extiende entre las dos superficies 5, 6 extremas del cuerpo principal 2. El equipo 10 interior está en contacto con y fijado a la pared 3 interior y de manera que se extienda al menos parcialmente por dentro del espacio 9 interior.

35 Por equipo, se entiende aquí a cualquier instrumento, conjunto de instrumentos o cualquier electrónica del satélite. Por ejemplo, el equipo 10 interior comprende brazos 11 que se extienden transversalmente al eje A principal, cuyo extremo está en contacto con y fijado a la pared 3 interior y el otro extremo está en contacto con y fijado al equipo 10 interior.

40 Preferentemente, el equipo 10 interior comprende la carga útil del satélite, es decir, el equipo principal necesario para la misión por satélite 1.

45 Según una realización ejemplar del satélite, que es la ilustrada en las figuras, la carga útil comprende un instrumento 13 óptico. El equipo 10 interior puede entonces comprender una placa 12 de montaje en la que el instrumento 13 está rígidamente fijado. Los brazos 11 se fijan ventajosamente también en la placa 12. La placa 12 puede constar de uno o varios detectores ópticos que preferentemente tienen una vista sin obstrucciones en al menos una cara para un buen enfriamiento por radiación. Por esta razón, la placa 12 puede emerger más allá de uno de los extremos 5, 6 del cuerpo 2 principal del satélite 1, fuera del espacio 9 interior.

50 El instrumento 13 óptico está definido, en particular, por un eje **V** de visión, definiendo virtualmente la dirección en la que el instrumento óptico "ve", y por un campo de visión, definiendo el cono de entrada de los rayos luminosos en el instrumento 13 óptico.

55 Preferentemente, la placa 12 emerge fuera del espacio 9 interior por la superficie 6 de extremo superior. De este modo, el eje V de visión del instrumento 13 óptico se dirige hacia la superficie 5 de extremo inferior del cuerpo principal 2.

60 El cuerpo principal 2 puede, además de su función de transmisión de fuerzas en un apilamiento de satélites, proporcionar otras funciones y, en particular, funciones de protección del equipo 10 de interior. Por ejemplo, el cuerpo principal 2 puede servir como un baffle. Preferentemente, los elementos frágiles del instrumento 13 óptico están completamente comprendidos en el espacio 9 interior. Los elementos frágiles son, por ejemplo, espejos y su soporte. El cuerpo principal 2 forma entonces una barrera que impide que los rayos del sol alcancen los elementos frágiles del instrumento 13 óptico.

65 Alternativamente o en combinación, el cuerpo principal 2 puede realizarse con aluminio monolítico, a diferencia de

un material compuesto, por ejemplo, de revestimiento de aluminio y aluminio Nida, para formar un distribuidor térmico para el equipo 15 exterior. Además, los equipos pueden fijarse directamente en la estructura, sin el uso de insertos, a diferencia de los compuestos comúnmente utilizados en el espacio.

5 Preferentemente, el cuerpo principal 2 y los mecanismos de interfaces inferior y superior forman una sola pieza monolítica, que se puede obtener mecanizando un cilindro de aluminio. En este caso, la capacidad de transmisión de las fuerzas y la rigidez del conjunto aumentan, especialmente si está asociado a un mecanismo 7, 8 de interfaz lineal, como se indicó arriba, tal como una correa.

10 También es posible mecanizar directamente estructuras de soporte secundarias, para sujetar equipos o el instrumento.

Según este ejemplo, el equipo 10 interior comprende, además, la electrónica asociada al instrumento 13. La electrónica está entonces, por ejemplo, directamente en contacto con y fijada a la pared 3 interior, en el medio 9 interior, de modo que se pueda montar en una sola pieza con el instrumento 13. En efecto, el instrumento 13 y su electrónica generalmente se envían al lugar de ensamblaje del satélite 1 como siendo un ensamblaje cuyas conexiones se prueban y se certifican como funcionales. Cualquier desconexión provoca la necesidad de tener que probar de nuevo las conexiones. De este modo, manteniendo el conjunto formado por el instrumento 13 y su electrónica para fijarlo en la pared 3 interior del cuerpo 2 principal, se evitan las desconexiones.

20 El eje V de visión del instrumento 13 óptico puede confundirse con el eje A principal, en cuyo caso, la electrónica del instrumento se puede distribuir alrededor del instrumento 13 en el espacio 9 interior. No obstante, el eje V de visión es preferentemente paralelo al eje A principal, pero desplazado, para despejar una región en el espacio 9 interior para colocar la electrónica del instrumento. En otra variante, el eje V de visión puede estar inclinado con respecto al A eje principal.

30 El satélite 1 comprende, además, al menos un equipo 15 exterior, en contacto con y fijado a la pared 4 exterior del cuerpo 2 del satélite y, por lo tanto, se extiende fuera del espacio 9 interior. El equipo 15 exterior o se elige entre una electrónica, por ejemplo, una electrónica 16 de control del satélite, un tanque 18 de propelente, un accionador 17 giroscópico (también llamado CMG para *Control Momentum Gyroscope*) o una rueda de reacción. Otros equipos exteriores secundarios también pueden fijarse en la pared 4 exterior, por ejemplo, sensores, propulsores que permiten rectificar la trayectoria del satélite 1 si es necesario o incluso paneles solares.

35 Por lo tanto, el equipo 15 exterior forma una proyección transversal al eje A principal en la pared 4 exterior en una dimensión controlada, correspondiente al lugar en el lanzador. Por ejemplo, el equipo 15 exterior define un círculo C_{max} , circunscrito al equipo 15 exterior, y cuyo diámetro es mayor que el diámetro del círculo C_{cir} circunscrito a la pared 4 exterior del cuerpo 2 principal de al menos el 20 % (figura 6). Es posible montar equipos de mayor tamaño con posiblemente estructuras secundarias externas adicionales conectadas al cuerpo principal. También se pueden montar paneles solares planos. El diámetro del círculo C_{max} puede ser entonces superior en 30 % o incluso en 40 % o en 50 % al del círculo C_{cir} circunscrito. El límite práctico es el diámetro de la ojiva del lanzador utilizado.

45 De este modo, como el diámetro medio del cilindro C_M corresponde a un diámetro estándar, se libera espacio alrededor del cuerpo 2 principal cuando el satélite 1 se coloca debajo de la ojiva de un lanzador, permitiendo fijar en la pared 4 exterior los equipos 15 exteriores voluminosos sobresalientes. De este modo, se optimiza el volumen debajo de la ojiva.

50 Según un modo de realización, la pared 4 exterior del cuerpo 2 del satélite puede comprender una porción plana, que puede extenderse, pero no necesariamente sobre toda la dimensión según el eje A principal para formar una faceta. Por ejemplo, cuando la curva direccional del cuerpo 2 principal es un polígono como se ilustra en las figuras 3 a 6, la pared 4 exterior está formada por una sucesión de facetas 19 sustancialmente planas, particularmente adaptadas para la fijación del equipo 15 exterior y, en particular, de electrónica.

De este modo, el cuerpo 2 principal ofrece posibilidades para el montaje de equipos 10 interiores y de equipos 15 exteriores, particularmente adaptados para optimizar el espacio disponible debajo de la ojiva en el lanzador.

55 El satélite 1 descrito de este modo puede apilarse con otros satélites y colocarse debajo de la ojiva de un lanzador.

60 Un primer ejemplo de apilamiento se ilustra en la figura 7. Según este ejemplo, cuatro satélites 1 tales como los descritos anteriormente y sustancialmente idénticos se apilan uno encima del otro por su cuerpo 2 principal. Los satélites 1 están dispuestos según un mismo eje A principal, y su equipo 10 interior comprende un instrumento 13 óptico cuya línea V de visión se dirige hacia la superficie 5 del extremo inferior. Los cuatro satélites 1 tienen un cuerpo 2 principal centrado en un cilindro C_M promedio del mismo diámetro.

65 Según el ejemplo, un primer satélite 1 está fijado al lanzador por su mecanismo 7 de interfaz inferior. De manera más precisa, el lanzador comprende un mecanismo de interfaz satelital, típicamente un anillo 20, complementario al anillo del mecanismo 7 de interfaz inferior de un primer satélite 1. El primer satélite 1 se coloca entonces de modo

que su mecanismo 7 de interfaz inferior se instale en el anillo del mecanismo de interfaz del lanzador. Como el anillo del mecanismo 7 de interfaz inferior del primer satélite es igual al diámetro del cilindro C_M promedio, que corresponde al diámetro del anillo 20 del mecanismo de interfaz de satélite del lanzador, no es necesario colocar un adaptador entre el anillo 20 del lanzador y el primer satélite 1. El lanzador también incluye un sistema de amarre liberable, cuya correa encierra el anillo 20 del mecanismo de interfaz del lanzador y el anillo del mecanismo 7 de interfaz inferior del primer satélite. El primer satélite 1 queda así solidarizado con el lanzador.

Un segundo satélite 1 se apila en el primer satélite 1, estando el anillo de mecanismo 7 de interfaz inferior del segundo satélite colocado en el anillo del mecanismo 8 de interfaz superior del primer satélite. El mecanismo 8 de interfaz superior del primer satélite comprende entonces un sistema de amarre liberable, cuya correa se encierra con el anillo del mecanismo 8 de interfaz superior del primer satélite 1 y el anillo del mecanismo 7 de interfaz inferior del segundo satélite.

Un tercer satélite también se apila en el segundo satélite 1, y un cuarto satélite 1 se apila en el tercer satélite. El cuarto y último, satélite 1 no comprende un sistema de amarre.

Aún aquí, como todos los satélites del apilamiento están centrados según el mismo cilindro C_M promedio, no es necesario ningún adaptador entre los satélites 1.

Los satélites 1 así apilados tienen sus ejes A principales confundidos. Asimismo, el eje V de visión de los instrumentos 13 ópticos son todos sustancialmente paralelos.

Según el ejemplo presentado aquí, el instrumento 13 óptico de cada satélite 1 está a una distancia de la superficie 5 del extremo inferior del cuerpo 2 del satélite correspondiente, los equipos 10 interiores pueden estar a horcajadas sobre el espacio 9 interior de dos satélites 1 apilados. En efecto, la placa 12 que emerge por la superficie 6 del extremo superior de un satélite inferior, puede alojarse en el espacio 9 interior del satélite superior, entre el instrumento 13 óptico y la superficie 5 de extremo inferior del satélite 1 superior.

Los equipos 15 exteriores de los satélites 1, que se extienden transversalmente a partir de la pared 4 exterior del cuerpo 2 de cada satélite 1 no interfieren entre sí.

Además, ya que no hay cambio en el diámetro del anillo 20 del lanzador hasta el cuerpo 2 principal del cuarto satélite 1, la resistencia mecánica del apilamiento se aumenta. Los satélites 1 apilados tienen su cilindro promedio C_M sustancialmente en continuidad entre sí y con el anillo 20 de interfaz satelital del lanzador, materializando el camino por el que se transmiten las fuerzas entre los satélites. Por lo tanto, el camino de transmisión de las fuerzas se extiende casi exclusivamente longitudinalmente desde el anillo 20 de la interfaz del satélite del lanzador hasta el cuarto satélite 1 y pasa solo a través de los cuerpos 2 principales de los satélites 1, lo que permite que el apilamiento tenga buena resistencia mecánica. El equipo 10 interior de cada satélite 1 está protegido de vibraciones y choques, no siéndoles las fuerzas transmitidas.

El enlace lineal proporcionado por los sistemas de amarre también proporciona una buena distribución de fuerzas en toda la circunferencia de los cuerpos 2 principales de los satélites 1.

Como consecuencia del diseño de los satélites 1 y su apilamiento, el eje de visión en V de cada uno de los instrumentos ópticos 13 está orientado hacia el anillo de interfaz de satélite del lanzador.

Esta orientación del eje de visión en V permite que el satélite gane compacidad. En efecto, especialmente en el caso de que el instrumento 3 óptico sea un instrumento de toma de vista, orientando el eje V de visión hacia el anillo de interfaz del satélite del lanzador, el diámetro de los espejos del instrumento 3 óptico se puede aumentar mientras se conservan las relaciones dimensionales ópticamente necesarias dentro del instrumento 3. Ahora bien, cuanto mayor es el diámetro de los espejos, mejor es la resolución del instrumento 3 óptico. Por otra parte, las fuerzas que atraviesa el cuerpo 2 principal, la placa 12 de montaje puede tener su espesor reducido en comparación con el estado de la técnica, que permite aumentar la dimensión según el eje A principal del instrumento 3 óptico mientras se conserva una dimensión total según el eje A del satélite adaptado al espacio en el lanzador. De este modo, manteniendo la dimensión del satélite según el eje A principal adaptado a las necesidades de volumen en el lanzador, el rendimiento del instrumento 3 óptico se incrementa.

Cuando los satélites 1 tienen que ser largados en el espacio, cada sistema de amarre se abre, para liberar los mecanismos 7, 8 de interfaz, por ejemplo, mediante un dispositivo pirotécnico controlado a distancia desde la Tierra, desde el lanzador o programado para respetar una secuencia de largado específica. La separación entre los satélites 1 y el primer satélite 1 y el anillo 20 de interfaz satelital se puede facilitar mediante elementos pretensados, de tipo resorte, liberados cuando las correas se abren.

Los sistemas de amarre del primer, del segundo y del tercer satélite 1 preferentemente permanecen unidos a sus respectivos satélites una vez abiertos. Por ejemplo, cada sistema de amarre incluye un punto de unión al cuerpo del satélite correspondiente. Cuando se larga el primer satélite 1, el sistema de amarre del lanzador permanece unido al

lanzador.

Según un modo de realización particular, cada satélite 1 puede tener un sistema de captación del sistema de amarre una vez abierto.

5 Según un modo de realización particular, cada satélite 1 debe garantizar la transmisión del control de la apertura del sistema de amarre hacia el siguiente satélite 1, desde el primer satélite 1 hasta el cuarto satélite 1. Al hacerlo, el mismo orden repetido n veces permite liberar n satélites uno por uno.

10 En la figura 8, se representa un segundo ejemplo de un apilamiento de un satélite 1 según un modo de realización de la invención y un satélite 21 diferente. El satélite 21 diferente presenta, en particular, dimensiones transversales que no corresponden a las de las superficies 5, 6 de los extremos del satélite 1 según la invención. El satélite 1 según la invención se monta como anteriormente en un anillo 20 de interfaz satelital de un lanzador, y el satélite 21 diferente se apila en la superficie 6 del extremo superior del satélite según la invención, con ayuda de un adaptador 15 22 permitiendo llenar la diferencia en dimensiones transversales.

En las figuras 9 y 10, se ilustra un tercer ejemplo de apilamiento de satélites 1, sustancialmente idénticos y según la invención. Según este tercer ejemplo, varias columnas 23 de los satélites 1 pueden montarse una al lado de la otra en el mismo anillo 20 de interfaz satelital de un lanzador. Las columnas 23 pueden estar alineadas transversalmente o dispuestas en filas escalonadas en el anillo 20. Luego se monta un adaptador entre el primer satélite de cada columna 23 y el anillo 20 de interfaz satelital.

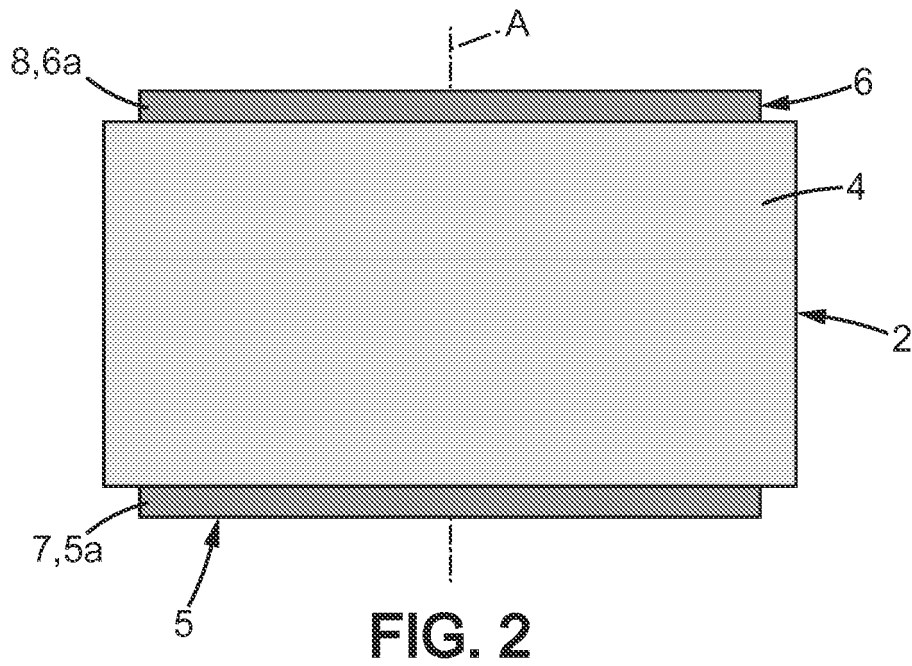
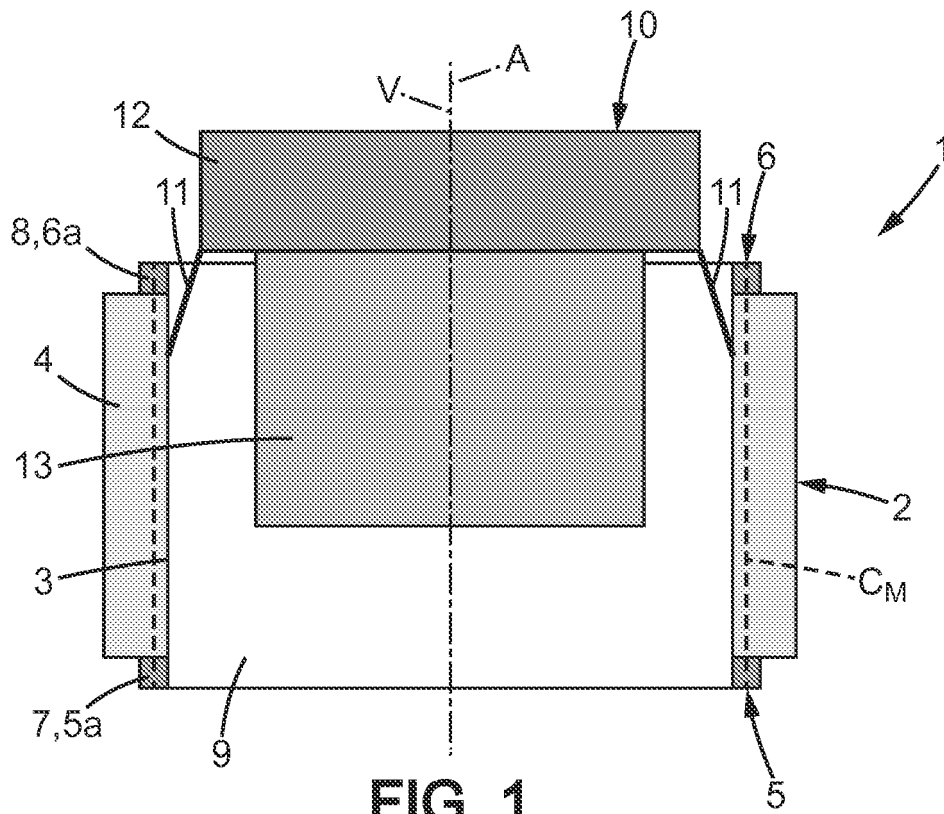
El número de satélites 1 puede ser, pero no necesariamente, el mismo en cada columna 23.

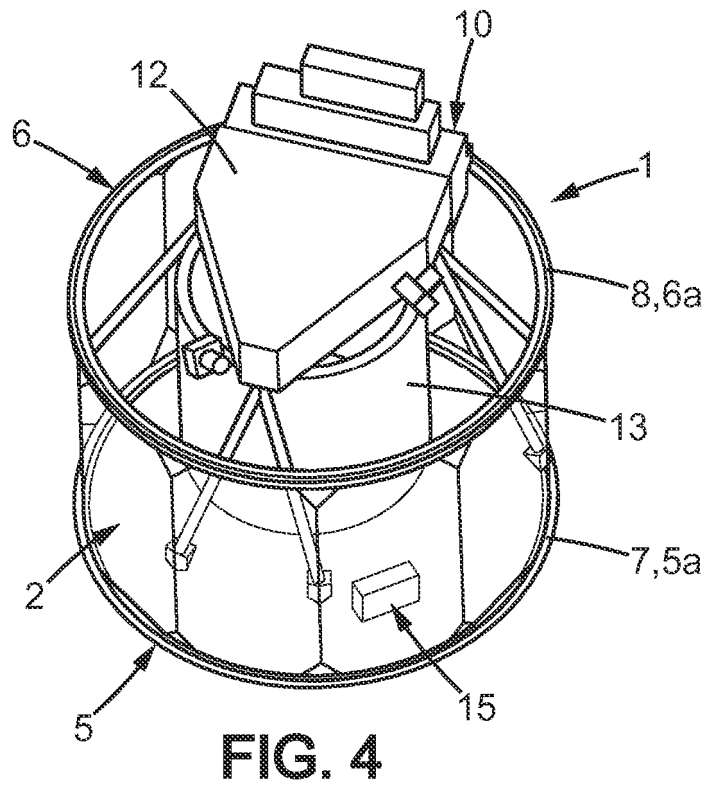
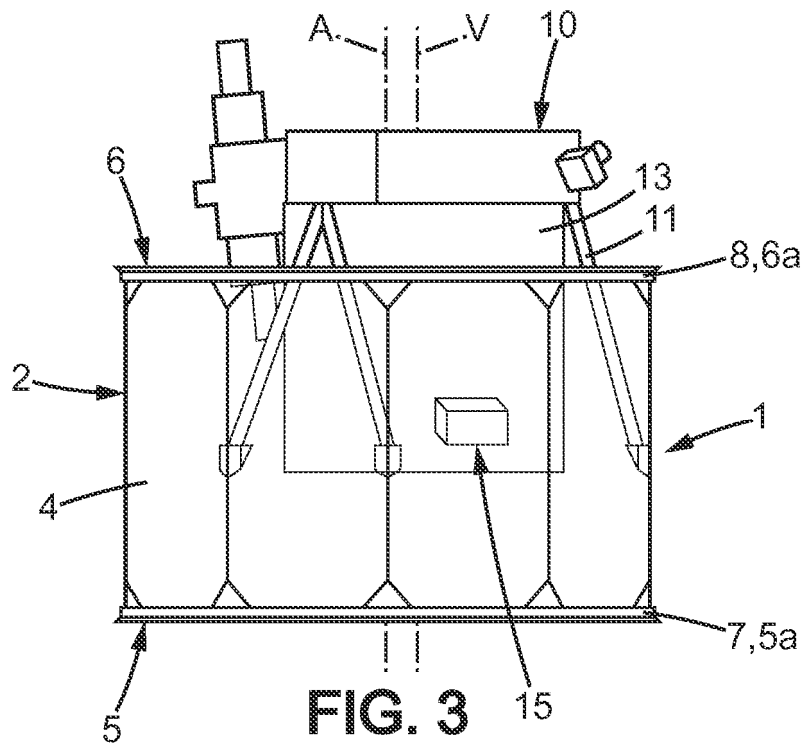
25 La disposición de columnas hace posible, por ejemplo, realizar secuencias de largado en el espacio por columna 23, los satélites 1 de una columna 23 se llevan a una ubicación específica desde la cual se pueden entonces separar entre sí. De este modo, solo se puede colocar un dispositivo de control de trayectoria por columna 23.

30 La disposición en columnas también permite realizar secuencias de largado en el espacio por tramo. Los satélites del mismo tramo se largan al mismo tiempo. El siguiente tramo se puede largar en una órbita diferente si el lanzador tiene la posibilidad de volver a encender su propulsión.

REIVINDICACIONES

1. Satélite (1) que comprende un cuerpo (2) principal, de forma cilíndrica, presentando el cuerpo principal (2) una pared (3) interior que delimita un espacio (9) interior y una pared (4) exterior y se extiende según un eje (A) principal entre una superficie (5) de extremo inferior y una superficie (6) del extremo superior, comprendiendo la superficie (5) de extremo inferior un mecanismo (7) de interfaz destinado cooperar con un mecanismo (20) de interfaz complementario de un lanzador, comprendiendo el satélite (1), además, al menos un equipo (10) interior, fijado a la pared (3) interior del cuerpo (2) principal y extendiéndose al menos parcialmente por dentro del espacio (9) interior, en el que la pared exterior (4) del cuerpo (2) principal comprende al menos una porción (19) de superficie plana, formando una faceta, y en el que el equipo (10) interior comprende un instrumento óptico de toma de vistas, y la electrónica asociada al instrumento (13) óptico, comprendiendo el instrumento (13) óptico un eje (V) de visión orientado en paralelo al eje (A) principal del cuerpo (2) principal, **caracterizado por que** el satélite (1) comprende al menos un equipo externo (15) fijado a la pared (4) exterior del cuerpo principal, extendiéndose el equipo (15) exterior en proyección transversal en la pared (4) exterior con respecto al eje (A) principal, siendo el al menos un equipo (15) exterior bien un tanque de propelente o bien un accionador inercial, tal como un accionador giroscópico o una rueda de reacción, y por que el equipo (15) externo está fijado en la al menos una porción (19) de superficie plana, formando una faceta.
2. Satélite según la reivindicación 1, en el que el cuerpo (2) principal comprende un cilindro que presenta un diámetro (C_M) promedio de diámetro correspondiente a un diámetro estándar en el ámbito espacial, elegido entre los siguientes valores: 937 mm, 1194 mm y 1666 mm.
3. Satélite según una cualquiera de las reivindicaciones 1 y 2, en el que la superficie (6) de extremo superior comprende un mecanismo (8) de interfaz destinado a cooperar con un mecanismo (7) de interfaz complementario de la superficie (5) de extremo inferior de otro satélite.
4. Satélite (1) según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el cuerpo principal (2) está realizado con de piezas de aluminio monolítico.
5. Satélite (1) según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el equipo (10) interior comprende una placa (12) de montaje fijada a la pared (3) interior del cuerpo (2) principal y que se extiende al menos parcialmente por fuera del espacio (9) interior, más allá de la superficie (6) de extremo superior del cuerpo (2) principal, y en el que el instrumento (13) óptico está fijado rígidamente a la placa (12) de montaje.
6. Satélite (1) según la reivindicación 5, en el que el eje (V) de visión del instrumento óptico (13) está orientado hacia la superficie (5) de extremo inferior del cuerpo principal.
7. Satélite (1) según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el mecanismo (7, 8) de interfaz es lineal.
8. Satélite (1) según la reivindicación anterior, en el que el mecanismo (7, 8) de interfaz comprende un sistema de amarre.
9. Apilamiento de satélites (1) que comprende un primer satélite (1) según la reivindicación 3 o una cualquiera de las reivindicaciones 4 a 8 en la medida en la que depende de la reivindicación 3, y al menos un segundo satélite según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, siendo los ejes principales (A) de los cuerpos principales (2) de los dos satélites (1) paralelos, estando el mecanismo (8) de interfaz de la superficie (6) de extremo superior del primer satélite (1) en contacto según los ejes (A) principales con el mecanismo (7) de interfaz de la superficie (5) de extremo inferior del cuerpo (2) del segundo satélite (1), cooperando los mecanismos de interfaz (7, 8) entre sí para solidarizar los dos satélites (1).
10. Apilamiento de satélites (1) según la reivindicación 9, en el que el equipo (10) interior del primer satélite (1) se extiende parcialmente por dentro del espacio (9) interior del segundo satélite (1).
11. Conjunto de lanzamiento que comprende un lanzador y al menos un satélite (1) según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, comprendiendo el lanzador una ojiva que define un alojamiento para al menos un satélite (1) y un anillo (20) de interfaz, comprendiendo la superficie (5) de extremo inferior del cuerpo (2) principal del satélite (1) un mecanismo (7) de interfaz para solidarizarse con el anillo (20) de interfaz del lanzador.





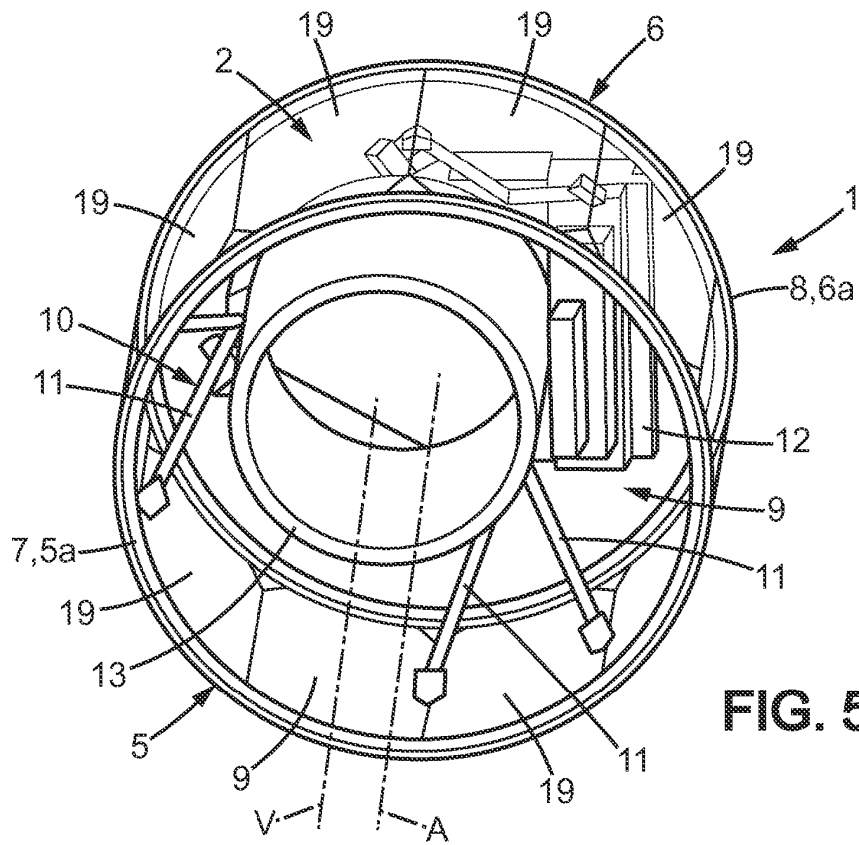


FIG. 5

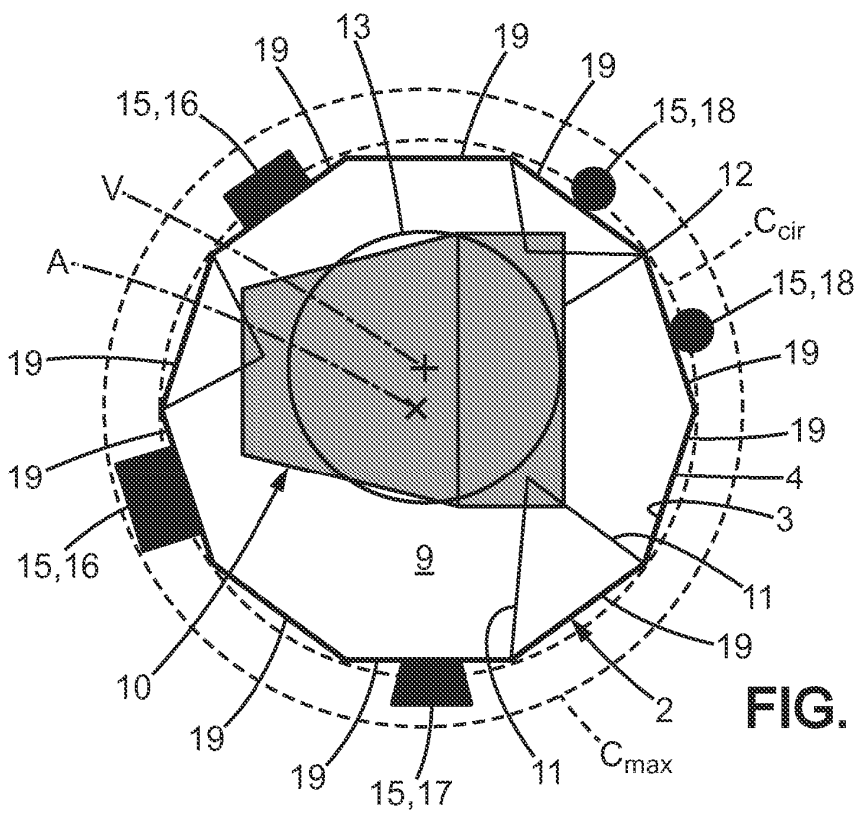


FIG. 6

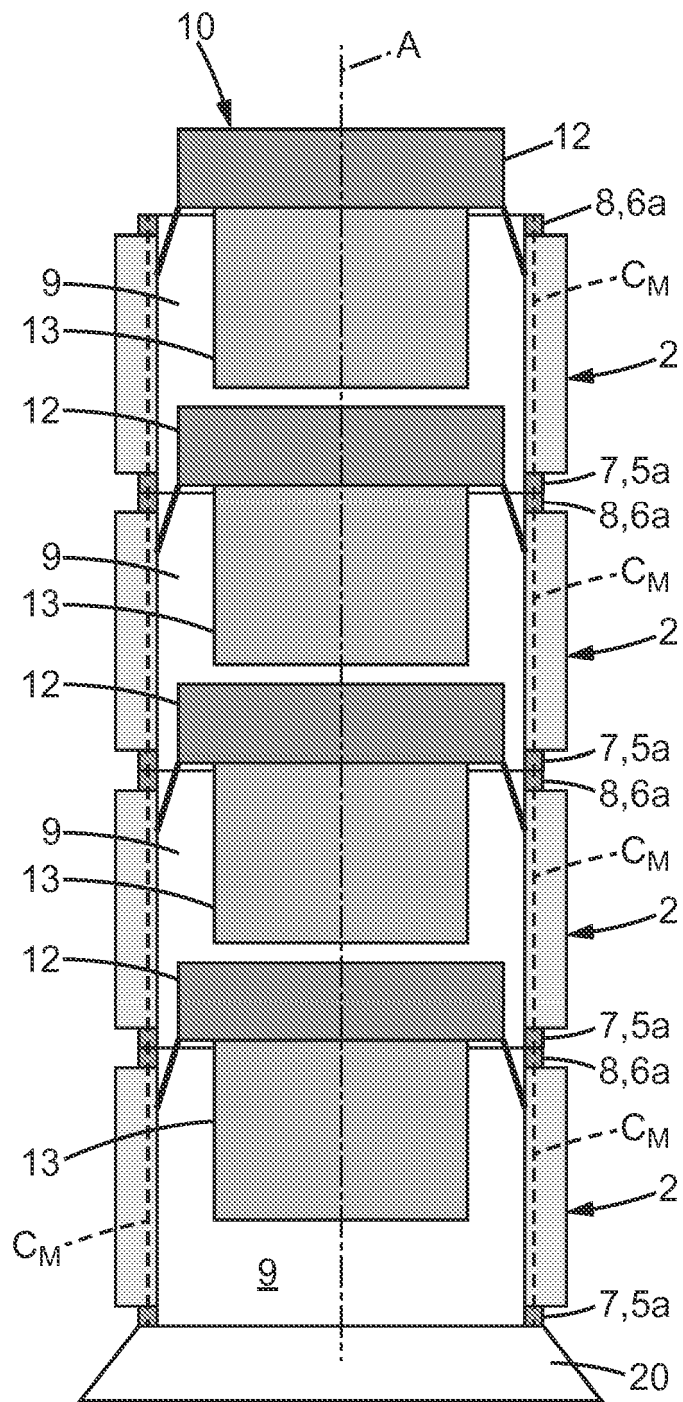
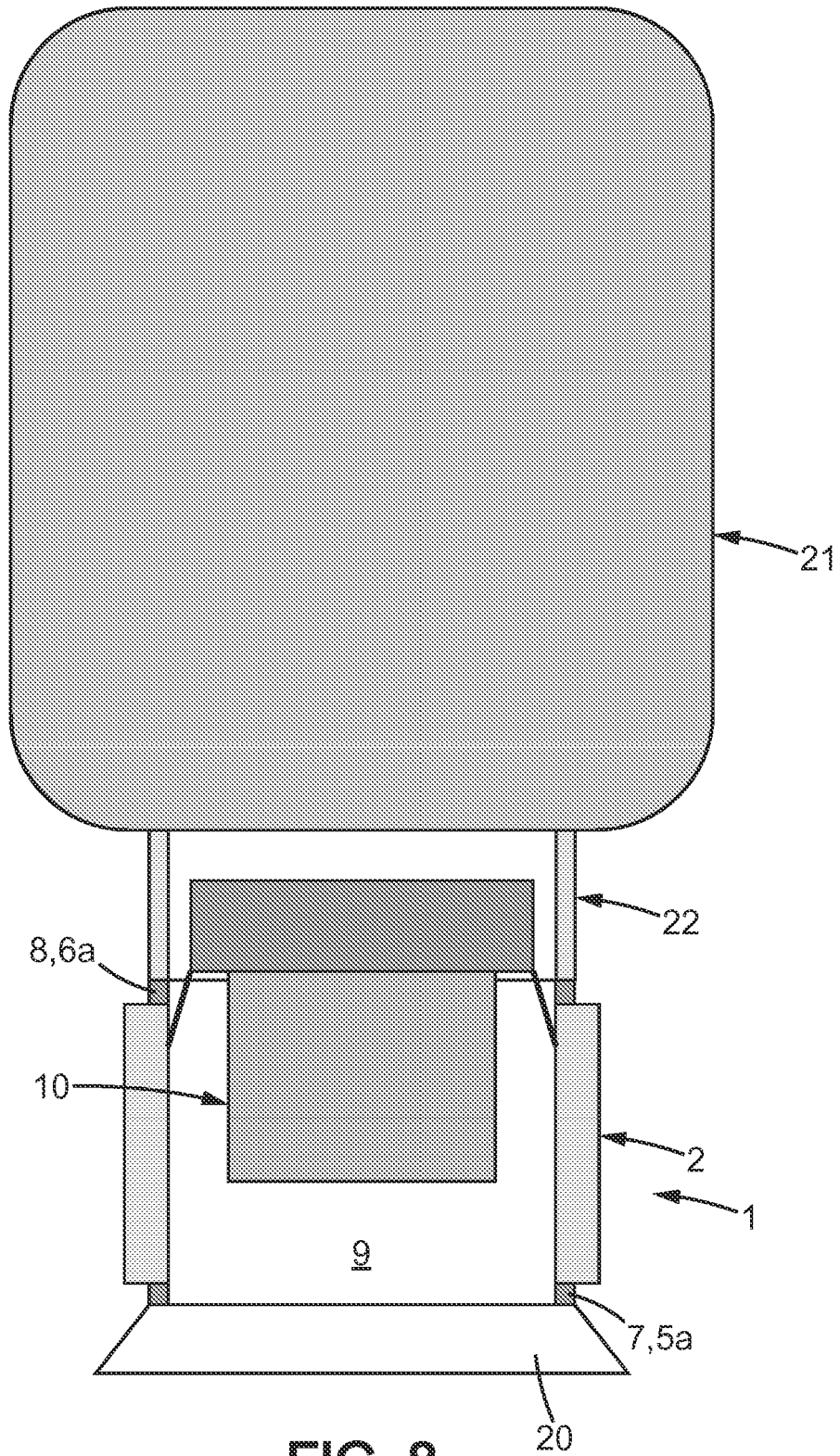


FIG. 7



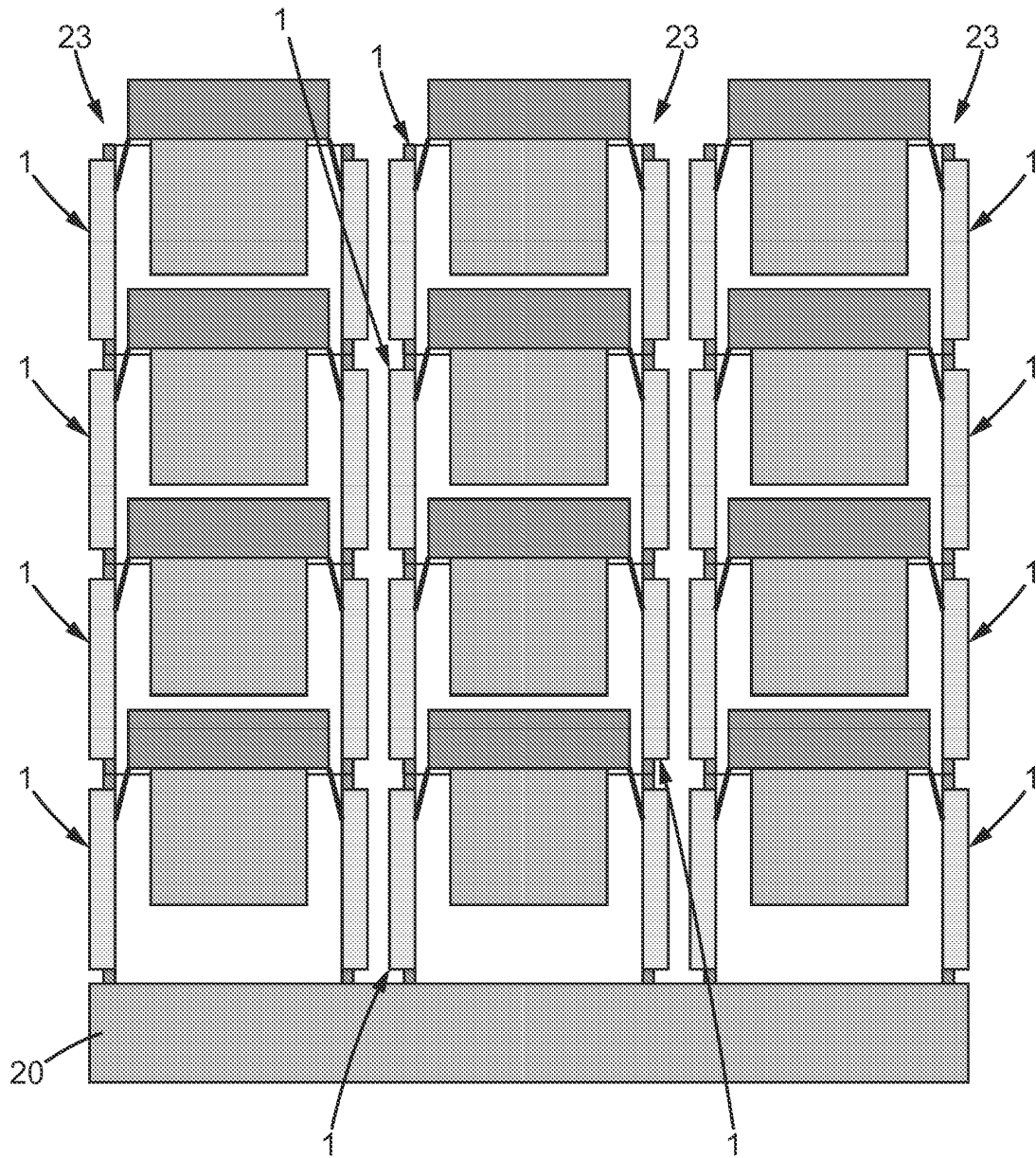


FIG. 9

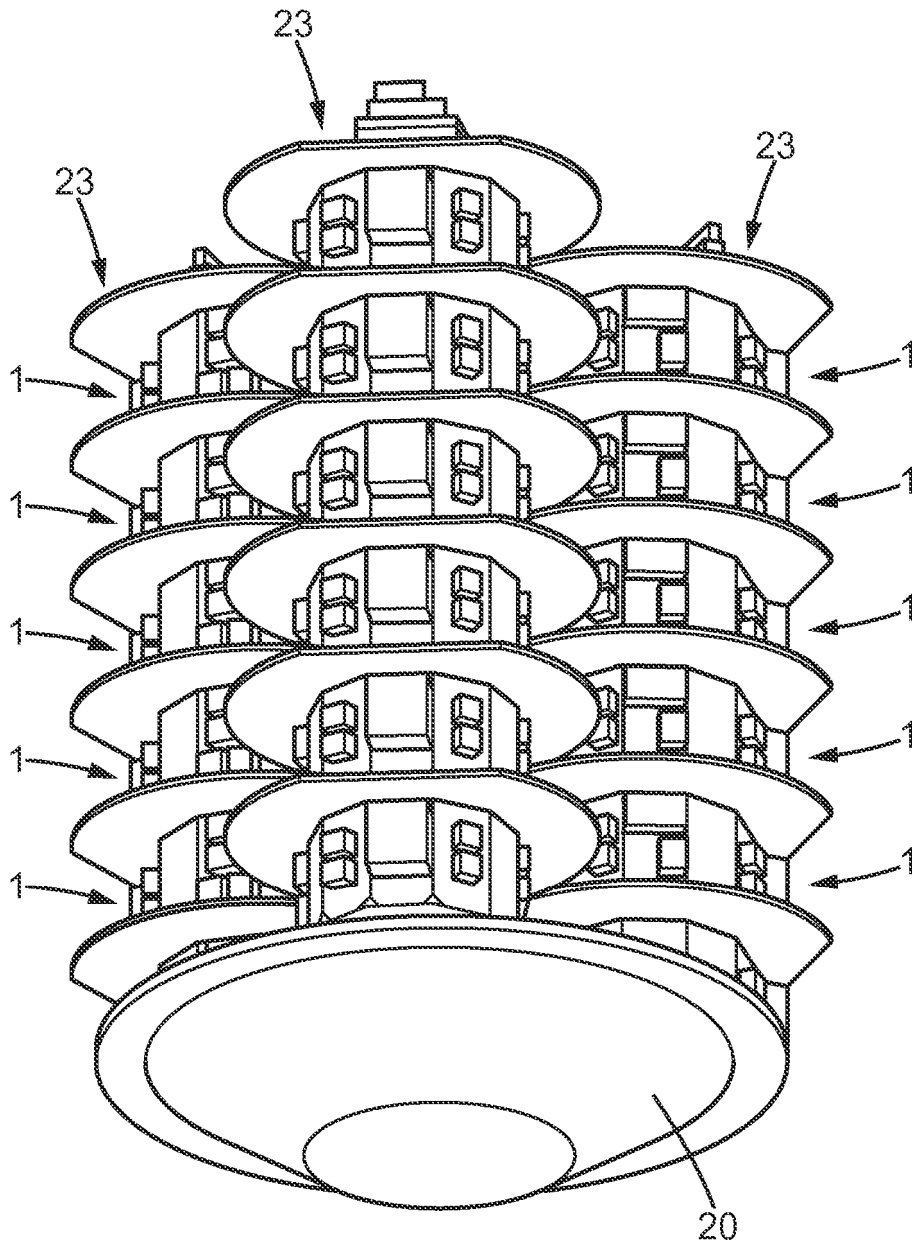


FIG. 10