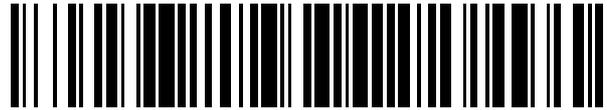


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 697 905**

51 Int. Cl.:

B64G 1/10

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **11.12.2015 PCT/IB2015/059556**

87 Fecha y número de publicación internacional: **23.06.2016 WO16097955**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.12.2015 E 15818056 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **17.10.2018 EP 3233637**

54 Título: **Arquitectura modular optimizada para fabricar microsátélites**

30 Prioridad:

15.12.2014 IT TO20141042

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

29.01.2019

73 Titular/es:

**THALES ALENIA SPACE ITALIA S.P.A. CON
UNICO SOCIO (100.0%)**

**Via Saccomuro, 24
00131 Roma, IT**

72 Inventor/es:

**LUMACA, FRANCESCO y
ORONZO, GIUSEPPE**

74 Agente/Representante:

ARIAS SANZ, Juan

ES 2 697 905 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

Arquitectura modular optimizada para fabricar microsátélites

5 Campo técnico de la invención

La presente invención se refiere, en general, a arquitectura modular optimizada para fabricar microsátélites y, en particular, a un método y un sistema para fabricar microsátélites basados en dicha arquitectura modular.

10 Estado de la técnica

Como se sabe, el tiempo medio necesario para construir un satélite hoy en día, incluso usando tecnologías consolidadas, es aún de al menos 24-30 meses. Estas escalas de tiempo se consideran adecuadas para misiones espaciales estratégicas, pero evidentemente son demasiado largas para misiones que no pueden planificarse con mucha antelación, tal como por ejemplo misiones espaciales destinadas a operaciones militares tácticas o para requisitos de supervisión a corto plazo.

De hecho, en general, cada satélite normalmente se diseña expresamente para la misión específica a la que está destinado, representando de esta manera una solución óptima para esa misión, pero al mismo tiempo una solución estrictamente relacionada con esa misión.

En particular, en este momento, para cada nueva misión es necesario repetir casi enteramente el diseño, desarrollo y ensayo del satélite o satélites destinados a esa misión, así como los sistemas electrónicos, mecánicos y otros instalados a bordo del satélite o satélites, puesto que las soluciones preexistentes son difíciles de reutilizar e, incluso cuando pueden reutilizarse, aún requieren modificaciones y, en consecuencia, también nuevos ensayos.

Todo esto supone costes extremadamente elevados y escalas de tiempo muy largas para alcanzar al final del proceso, en concreto el lanzamiento de los satélites.

En los últimos años, los desarrollos tecnológicos han posibilitado fabricar satélites cada vez más pequeños, en términos de masa y tamaño, capaces de realizar un número cada vez mayor de funciones. En general, un satélite de masa y tamaño pequeños proporciona una serie de ventajas con respecto a los satélites "más grandes" tradicionales, que suponen, en particular, básicamente menores costes y tiempos de fabricación. Por lo tanto, los satélites de masa y tamaño pequeños, tal como los denominados microsátélites por ejemplo, se usan cada vez más para misiones espaciales que tienen un presupuesto limitado para la misión y/o que no pueden planificarse con mucha antelación (por ejemplo, porque deben responder a una necesidad repentina que no podía preverse).

Desafortunadamente, sin embargo, actualmente incluso estos satélites de masa y tamaño pequeños, tal como los denominados microsátélites, por ejemplo, continúan fabricándose con el enfoque tradicional mencionado anteriormente de diseño, desarrollo y ensayo usado para satélites "más grandes" tradicionales. Como es fácil de adivinar, este enfoque no permite reducir los tiempos y costes de fabricación más allá de un cierto límite, limitando por tanto eficazmente el uso de este tipo de satélite.

Por tanto, actualmente en la industria espacial/de satélites hay una necesidad cada vez mayor de reducir adicionalmente los tiempos y costes de fabricación de satélites de masa y tamaño pequeños, en particular de microsátélites, para responder a las demandas cada vez más apremiantes del mercado de referencia.

Una solución potencial a esta necesidad se proporciona en el documento US 2007/0029446 A1, que describe un método para implementar una plataforma modular para la construcción de satélites y otras plataformas espaciales.

En particular, el método descrito en el documento US 2007/0029446 A1 comprende:

- identificar una pluralidad de elementos funcionales y sus rutinas funcionales asociadas potencialmente utilizables a bordo de un satélite;
- asociar las rutinas funcionales entre sí de una manera estratégica;
- dividir las rutinas funcionales para definir una pluralidad de subsistemas; y
- derivar una pluralidad de módulos desde la pluralidad de subsistemas, estando configurado cada uno de los módulos para hacer de interfaz operativa con al menos otro módulo para construir un satélite de trabajo capaz de llevar a cabo un número predeterminado de dichas rutinas funcionales.

En otras palabras, para proporcionar una solución a la necesidad mencionada anteriormente de reducir los tiempos y costes de fabricación de un satélite, el documento US 2007/0029446 A1 propone el uso de una arquitectura modular. Desafortunadamente, sin embargo, la solución mencionada anteriormente descrita en el documento US 2007/0029446 A1 es tan genérica y abstracta que, a todos los efectos, no puede ser aplicada y usada realmente por un operario de la industria espacial/de satélites, tal como el solicitante, para reducir eficazmente los tiempos y costes de fabricación de un satélite, en particular un microsátélite.

Objeto y sumario de la invención

5 Como se sabe, el término "microsatélite" generalmente se usa para hacer referencia a un satélite artificial con una masa de 10 a 100 kg. Sin embargo, esta no es una convención oficial y, en ocasiones, el término microsatélite se usa también para hacer referencia a satélites con una masa menor de 10 kg o mayor de 100 kg. Por lo tanto, por cuestiones de claridad, se desea especificar aquí que en la siguiente descripción y definición de la invención que forman el objeto de la presente solicitud de patente, el término microsatélite se usará para hacer referencia a un satélite artificial con una masa de menos de o, como máximo igual, a 150 kg.

10 El solicitante ha realizado investigación en profundidad para desarrollar con éxito una solución para la necesidad mencionada anteriormente para reducir los tiempos y costes de fabricación de los microsatélites. Gracias a esta investigación en profundidad, el solicitante ha desarrollado la presente invención, que se refiere a una arquitectura modular optimizada para fabricar microsatélites que, a diferencia de la solución genérica y abstracta descrita en el documento US 2007/0029446 A1, es ciertamente aplicable y utilizable, y posibilita una reducción eficaz de los tiempos y costes de fabricación de un microsatélite.

Por lo tanto, el objeto de la presente invención es proporcionar una solución a la necesidad mencionada anteriormente para reducir los costes y tiempos de fabricación de microsatélites.

20 Este y otros objetos de la presente invención se consiguen por el método de acuerdo con la reivindicación 1, el sistema modular para fabricar un microsatélite de acuerdo con la reivindicación 12 y un microsatélite fabricado llevando a cabo el método reivindicado en cualquiera de las reivindicaciones 1-11.

En particular, el método para fabricar un microsatélite de acuerdo con la presente invención comprende proporcionar:

- 25
- módulos de un primer tipo configurados para alojar placas electrónicas de un microsatélite;
 - módulos de un segundo tipo configurados para alojar dispositivos y sistemas de un microsatélite; y
 - módulos de un tercer tipo, que
 - 30 - comprenden un primer medio de interfaz configurado para acoplarse a un vehículo de lanzamiento,
 - comprenden un segundo medio de interfaz configurado para acoplarse a los accesorios externos de un microsatélite, y
 - están diseñados para provocar que el cuerpo de un microsatélite tenga una altura predefinida;

35 en donde todos los módulos del primer, segundo y tercer tipos están configurados para apilarse, independientemente del tipo.

Dicho método comprende además fabricar un cuerpo de un microsatélite apilando módulos de diferentes tipos, en donde los módulos apilados incluyen al menos un módulo del segundo tipo y al menos un módulo del tercer tipo.

40 Preferentemente, dichos módulos apilados incluyen también, al menos, un módulo del primer tipo.

Convenientemente, fabricar un cuerpo de un microsatélite comprende realizar las siguientes operaciones:

- 45
- proporcionar placas electrónicas, dispositivos y sistemas diseñados para ser instalados a bordo de un microsatélite y, cuando están instalados a bordo de un microsatélite, provocar que este último quede configurado para llevar a cabo una misión predefinida;
 - alojar dichas placas electrónicas en uno o más de dichos módulos del primer tipo, obteniendo de esta manera uno o más primeros módulos correspondientes, que se usarán para fabricar el cuerpo del microsatélite;
 - alojar dichos dispositivos y dichos sistemas en uno o más de dichos módulos del segundo tipo, obteniendo de esta manera uno o más segundos módulos correspondientes que se van a usar para fabricar el cuerpo del microsatélite;
 - 50 • proporcionar un orden de apilamiento de dicho primer y segundo módulos, insertando en dicho orden de apilamiento también uno o más de dichos módulos del tercer tipo, obteniendo de esta manera uno o más terceros módulos correspondientes que se van a usar para fabricar el cuerpo del microsatélite, en donde cada tercer módulo se inserta en dicho orden de apilamiento para llevar a cabo al menos una de las siguientes funciones:
 - 55 - hacer que el cuerpo del microsatélite tenga una altura predefinida,
 - separar dos módulos destinados, de acuerdo con dicho orden de apilamiento, a ser apilados inmediatamente por encima y por debajo de dicho tercer módulo,
 - aumentar un volumen de alojamiento de un segundo módulo destinado, de acuerdo con dicho orden de apilamiento, a ser apilado inmediatamente por debajo de dicho tercer módulo,
 - 60 - aumentar la evacuación de calor interno de un primer o segundo módulo destinado, de acuerdo con dicho orden de apilamiento, a ser apilado inmediatamente por debajo de dicho tercer módulo,
 - proporcionar puntos de interfaz para acoplar el cuerpo del microsatélite a los accesorios externos y/o a un vehículo de lanzamiento; y
- 65
- fabricar el cuerpo del microsatélite apilando dicho primero, segundo y tercer módulos de acuerdo con dicho orden

de apilamiento.

Convenientemente, dicho método comprende además acoplar el cuerpo del microsatélite a los accesorios externos acoplando estos últimos al segundo medio de interfaz de al menos un módulo apilado del tercer tipo. Más convenientemente, dichos accesorios externos acoplados al cuerpo del microsatélite comprenden al menos uno de los siguientes elementos: uno o más paneles solares, uno o más sensores, una o más antenas y uno o más sistemas de detección remota.

Preferentemente, el cuerpo del microsatélite incluye al menos dos módulos del tercer tipo dispuestos en posiciones predefinidas y dicho método comprende, además, acoplar el primer medio de interfaz de dichos al menos dos módulos del tercer tipo dispuestos en dichas posiciones predefinidas a un medio de interfaz adicional diseñado para acoplar dicho microsatélite a un vehículo de lanzamiento que funciona en modo dispensador. Como alternativa, el cuerpo del microsatélite termina en la parte inferior con un módulo del tercer tipo, que está acoplado por su parte inferior a una estructura de interfaz, que está configurada para acoplarse a un adaptador con forma de anillo para un vehículo de lanzamiento.

Convenientemente, todos los módulos del primer, segundo y tercer tipos tienen todos el mismo tamaño de base, todos la misma forma de base y los mismos puntos de acoplamiento mecánico, estando configurados de esta manera para apilarse independientemente del tipo.

Preferentemente, todos los módulos del primer tipo tienen la misma primera altura, todos los módulos del segundo tipo tienen la misma segunda altura y todos los módulos del tercer tipo tienen la misma tercera altura; y en donde la primera altura es mayor que la tercera altura y la segunda altura es mayor que la primera altura. Convenientemente, dicha primera altura es tal que garantiza que la temperatura interna de los módulos del primer tipo no supera una temperatura máxima predefinida.

Breve descripción de los dibujos

Para una mejor comprensión de la presente invención, algunas realizaciones preferidas, proporcionadas a modo de ejemplo no limitativo, se describirán ahora con referencia a los dibujos adjuntos (que no están a escala), en los que:

- las Figuras 1, 2 y 3 muestran, respectivamente, módulos de un primer, segundo y tercer tipos de acuerdo con una realización preferida de la presente invención;
- la Figura 4 muestra un cuerpo de un microsatélite de acuerdo con una realización de la presente invención;
- las Figuras 5, 6 y 7 muestran, respectivamente, un microsatélite para detección remota SAR, un microsatélite para detección remota óptica y un microsatélite para telecomunicaciones, de acuerdo con las tres realizaciones de la presente invención;
- las Figuras 8 y 9 muestran un mismo microsatélite configurado para acoplarse a un vehículo de lanzamiento, respectivamente, mediante un adaptador para vehículo de lanzamiento con forma de anillo y una interfaz de distribución, de acuerdo con dos realizaciones de la presente invención; y
- las Figuras 10 y 11 muestran el cuerpo de un mismo microsatélite de acuerdo con una realización de la presente invención.

Descripción detallada de las realizaciones preferidas de la invención

Se proporciona la siguiente descripción para posibilitar a un experto en el campo encarnar y usar la invención. Las diversas modificaciones a las realizaciones mostradas serán inmediatamente obvias para los expertos y los principios genéricos descritos en el presente documento podrían aplicarse a otras realizaciones y aplicaciones sin alejarse del alcance de protección de la presente invención como se define en las reivindicaciones adjuntas.

Por tanto, la presente invención no pretende limitarse a las realizaciones expuestas en el presente documento, sino que está de acuerdo con el alcance más amplio consistente con los principios y características divulgadas en el presente documento y definidos en las reivindicaciones adjuntas.

La presente invención se refiere a una arquitectura modular optimizada para fabricar microsatélites. En particular, la arquitectura modular de acuerdo con la presente invención posibilita la fabricación del cuerpo de un microsatélite por apilado de módulos convencionales que pueden pertenecer a tres tipos diferentes, de acuerdo con la función específica que realizan, en concreto:

- un primer tipo de módulos, que el solicitante denomina bandejas funcionales electrónicas (EFT), que están configuradas para alojar elementos electrónicos que son altamente disipativos (es decir, que generan grandes cantidades de calor) y que son sustancialmente bidimensionales (2D), en concreto, placas electrónicas en general, y placas de circuitos impresos (PCB) en particular;
- un segundo tipo de módulos, que el solicitante denomina bandejas funcionales volumétricas (VFT) y que están configuradas para alojar dispositivos tridimensionales (3D) y sistemas de diversas formas y tamaños que tienen que instalarse a bordo de un microsatélite, tales como por ejemplo accionadores aviónicos (ruedas de reacción, giroscopios

de control de altitud, etc.), elementos de propulsión (tanques, tuberías, válvulas etc.), baterías, etc.; y
 • un tercer tipo de módulos, que el solicitante denomina bandejas funcionales geométricas (GFT) y que están diseñadas para realizar una o más de las siguientes funciones:

- 5 - hacer que el cuerpo del microsatélite tenga una altura predefinida, y/o
- separar dos módulos del primer y/o segundo tipo apilados inmediatamente por encima y por debajo, y/o
- aumentar el volumen de alojamiento de un módulo del segundo tipo apilado inmediatamente por encima y/o
- aumentar las superficies radiantes de un módulo del primero o segundo tipo, apilado inmediatamente por
- 10 debajo, para aumentar la disipación externa o evacuación del calor generado por los elementos dispuestos
- dentro de dicho módulo del primer o segundo tipo, y/o
- proporcionar puntos de interfaz para acoplar el cuerpo del microsatélite a un vehículo de lanzamiento (o
- lanzadera) y/o a los accesorios externos (tal como paneles solares, por ejemplo) y/o elementos de carga útil
- (tales como antenas/dispositivos/sistemas de radar de apertura sintética (SAR), antenas/dispositivos/sistemas
- de telecomunicaciones, antenas/dispositivos/sistemas de detección remota óptica, sensores, etc.).

15 En detalle, todos los módulos de los tres tipos son internamente huecos, tienen una forma de prisma recto y tienen la misma forma básica y el mismo tamaño básico, lo que permite que los módulos se apilen independientemente del tipo.

20 Convenientemente, los módulos del primer y segundo tipo pueden proporcionarse con o sin una pared superior de acuerdo con los requisitos. De hecho, en ciertos casos, podría ser obligatorio usar módulos del primer y segundo tipo sin la pared superior y, en estos casos, tales módulos de tipo "contenedor" quedan cerrados por la parte superior por la pared de base del módulo apilado inmediatamente por encima. En lugar de ello, en otros casos podría ser obligatorio usar módulos del primer y segundo tipo equipados con una pared superior, por ejemplo para aumentar el aislamiento térmico y/o electromagnético entre los diversos módulos de tipo "contenedor" apilados o aumentar la protección frente

25 a la radiación cósmica para ciertos volúmenes internos.

Además, y de nuevo convenientemente, los módulos del tercer tipo podrían estar provistos o no de una pared superior de acuerdo con los requisitos y podrían estar provistos o no de una pared de base de acuerdo con los requisitos.

30 Convenientemente, todos los módulos de los tres tipos tienen los mismos puntos de acoplamiento mecánico en la parte superior e inferior para permitir el acoplamiento de módulos apilados independientemente del tipo.

Convenientemente, los módulos de cada tipo están dimensionados en altura para adaptarse a los requisitos respectivos con relación a las funciones respectivas realizadas, en concreto:

- 35 • todos los módulos del primer tipo tienen la misma primera altura definida, de modo que garantizan que, para una disipación interna global máxima de 80 W, la temperatura interna de estos módulos no supera una temperatura máxima tolerada por las placas electrónicas alojadas en estos módulos (dadas las condiciones límite impuestas por las posibles órbitas y altitudes);
- 40 • todos los módulos del segundo tipo tienen la misma segunda altura calculada mediante ejercicios de configuración para disponer y alojar unidades a bordo, llevados a cabo en base a matrices de hardware, a su vez dependientes de los requisitos de la misión; y
- 45 • todos los módulos del tercer tipo tienen la misma tercera altura que representa un compromiso entre los tamaños para gestionar las cargas concentradas que se originan de los puntos de interfaz y la minimización del espesor de estos módulos (de hecho, como se ha mencionado previamente, módulos del tercer tipo pueden usarse para aumentar ligeramente el volumen interno y/o la altura del cuerpo del microsatélite y/o acoplar el cuerpo del microsatélite a una lanzadera y/o a un accesorio externo y/o a elementos de carga útil y/o aumentar las superficies radiantes).

50 Convenientemente, la segunda altura es mayor que ambas primera y tercera alturas, y la primera altura es mayor que la tercera altura.

Una vez que los módulos se han dimensionado adecuadamente con respecto a los requisitos de nivelado del sistema dictados por la configuración global del "peor caso" (en particular en términos de masa, centro de gravedad y potencia térmica), su utilización se convierte principalmente en una cuestión de configuración. De esta manera, la arquitectura modular de acuerdo con la presente invención posibilita reducir el esfuerzo de diseño al definir el planteamiento termomecánico de un microsatélite.

60 En otras palabras, debido al uso de la arquitectura modular de acuerdo con la presente invención, el diseño de la configuración de un microsatélite (en particular la definición de la altura del cuerpo del microsatélite y el planteamiento de los elementos internos, los accesorios externos y los elementos de carga útil) se convierte en un ejercicio sencillo ordenando el apilamiento de los módulos basado en los requisitos de la misión y las matrices de hardware asociadas.

65 En particular, usando la arquitectura modular de acuerdo con la presente invención, fabricar el cuerpo de un microsatélite implica la selección y apilamiento de módulos convencionales de acuerdo con los requisitos de la misión para la que está destinada el microsatélite, en particular basado en los requisitos de la misión expresados en términos de:

- opciones respecto a la funcionalidad de la plataforma del satélite (por ejemplo, la posibilidad de insertar o no insertar un módulo que contiene los subsistemas de propulsión, o un módulo con accionadores de agilidad, etc.);
- matrices de unidades de carga útil;
- accesorios externos;
- 5 • masa global y potencia del microsátélite;
- altitud y órbita de vuelo; y
- modo de lanzamiento

Además, las interconexiones eléctricas para intercambiar señales de datos y/o señales de potencia (es decir, la potencia de suministro) entre los diversos módulos apilados se implementan convenientemente mediante un cableado convencional instalado externamente a los módulos y conectado a los conectores, estos también convencionales, situados en los módulos. En particular, en los módulos apilados que forman el cuerpo de un microsátélite, todos los conectores pueden disponerse a lo largo de una o más líneas verticales, o en lugar de ello una o más estructuras básicas, de modo que puedan desconectarse fácilmente y retirarse para operaciones de mantenimiento/ensayo (como se describirá con mayor detalle más adelante en el presente documento). Por ejemplo, todos los conectores configurados para permitir el paso de señales de datos podrían colocarse ventajosamente a lo largo de una misma estructura básica en un lado lateral del cuerpo de un microsátélite formado por diversos módulos apilados, mientras que todos los conectores configurados para permitir el paso de señales de potencia (es decir, la potencia de suministro) podrían ponerse ventajosamente a lo largo de una misma estructura básica dispuesta en otro lado lateral del cuerpo de dicho microsátélite.

Con respecto a la accesibilidad de los módulos apilados individuales que forman el cuerpo de un microsátélite, debe observarse que cada apilamiento de módulos puede abrirse fácilmente a cada nivel para un acceso fácil a todos los elementos internos.

Para una mejor comprensión de la presente invención, se describirán en detalle aspectos específicos y características específicas de una o más realizaciones preferidas de la presente invención, a continuación en el presente documento.

Para ello, las Figuras 1, 2 y 3 muestran, respectivamente, un módulo del primer tipo (indicado en su conjunto por el número de referencia 1), un módulo del segundo tipo (indicado en su conjunto por el número de referencia 2) y un módulo del tercer tipo (indicado en su conjunto por el número de referencia 3) de acuerdo con una realización preferida de la presente invención).

En particular, como se muestra en la Figura 1, el módulo del primer tipo 1 tiene una forma similar a un prisma recto sin la pared superior (pero, como se ha mencionado anteriormente, podría estar provisto también ventajosamente de una), que tiene un interior hueco y que tiene una base octagonal no regular que tiene dos pares de lados opuestos que tienen una primera longitud externa predefinida L_1 y dos pares de lados opuestos que tienen una segunda longitud externa predefinida L_2 , mucho más pequeña que la primera longitud predefinida L_1 . En otras palabras, el módulo del primer tipo 1 puede verse ventajosamente también como una clase de estructura de "cajones" con esquinas "redondeadas" y una base sustancialmente cuadrada (pero podría ser también ventajosamente rectangular) con vértices "biselados".

Además, el módulo del primer tipo 1 tiene una primera altura predefinida H_1 de modo que garantiza que, para una disipación global máxima de 80 W de las placas electrónicas alojadas dentro de dicho módulo del primer tipo 1, la temperatura dentro de dicho módulo del primer tipo 1 no supera una temperatura máxima tolerada por las placas electrónicas alojadas en su interior.

El módulo del primer tipo 1 está configurado para alojar hasta ocho placas electrónicas, en particular ocho PCB, divididas en dos conjuntos planos de cuatro placas, un conjunto encima del otro, e interconectados por un placa madre transversal para reducir drásticamente el número de cables. Con respecto a esto, la Figura 1 muestra muy esquemáticamente cuatro placas electrónicas (indicadas respectivamente por los números de referencia 11, 12, 13 y 14) conectadas a una placa madre 15 dispuesta a lo largo de una mediana de la base del módulo del primer tipo 1.

Además, dicho módulo del primer tipo 1 comprende también conectores 16 y 17 dispuestos en áreas centrales de dos paredes laterales opuestas que tienen la primera longitud prefijada L_1 mencionada anteriormente.

Por tanto, la presente invención preferentemente contempla abandonar la configuración tradicional de "cajas" para las unidades electrónicas usadas actualmente para satélites y, en su lugar, usa placas electrónicas altamente integradas con un formato convencional. Para ello, los módulos del primer tipo, tal como los mostrados en la Figura 1, se configuran para alojar un cierto número de placas electrónicas de formato convencional, en particular PCB de formato convencional, independientemente de las funciones realizadas por estas últimas.

En cualquier caso, debería dirigirse la atención al hecho de que, en ciertos casos, podría aún ser necesario usar componentes/dispositivos/sistemas electrónicos no fabricados en forma PCB de formato convencional y, por lo tanto, alojar estos componentes/dispositivos/sistemas electrónicos en uno o más módulos del segundo tipo. Por ejemplo, en el caso de que una misión específica requiera necesariamente el uso de una unidad electrónica "disponible

inmediatamente", el rediseño y fabricación de la cual en términos de PCB no es nada apropiado, entonces en este caso dicha unidad electrónica "disponible inmediatamente" podría alojarse ventajosamente en un módulo del segundo tipo.

5 Más en general, debe dirigirse la atención al hecho de que, en ciertos casos, los módulos del primer tipo podrían ni siquiera usarse. Por ejemplo, en el caso de que una misión específica requiera exclusivamente el uso de unidades electrónicas "disponibles inmediatamente", el rediseño y fabricación de las cuales en términos de PCB no es nada apropiado, entonces en esta situación el cuerpo del microsatélite podría fabricarse ventajosamente apilando solo módulos del segundo y tercer tipos (por lo tanto, sin usar ningún módulo del primer tipo) e insertando dichas unidades electrónicas "disponibles inmediatamente" en uno o más módulos del segundo tipo.

15 Haciendo referencia a la Figura 2, el módulo del segundo tipo 2 tiene una forma similar a un prisma recto sin la pared superior (pero como se ha mencionado anteriormente, podría estar provisto ventajosamente también de una), es internamente hueco y tiene una base octagonal no regular que tiene dos pares de lados opuestos que tienen la primera longitud predefinida L_1 externa mencionada anteriormente y los otros dos pares de lados opuestos que tienen la segunda longitud predefinida externa mencionada anteriormente L_2 . En otras palabras, el módulo del segundo tipo 2 puede verse también ventajosamente como una clase de estructura de "cajones" con esquinas "redondeadas" y una base sustancialmente cuadrada (pero podría ser ventajosamente también rectangular) con vértices "biselados".

20 Adicionalmente, el módulo del segundo tipo 2 tiene una segunda altura predefinida H_2 que es mayor que la primera altura predefinida H_1 del módulo del primer tipo 1 y, por tanto:

- permite el alojamiento, dentro del módulo del segundo tipo 2, de aquellos dispositivos y sistemas de diversas formas y tamaños, no adaptables y a menudo "disponibles inmediatamente", que tienen que instalarse a bordo de un microsatélite tales como, por ejemplo, accionadores aviónicos (ruedas de reacción, giroscopios de control de altitud, etc.), elementos de propulsión (tanques, tuberías, válvulas, etc.), baterías, etc.; y
- permite que el módulo del segundo tipo 2 soporte la carga térmica generada por los dispositivos y sistemas alojados en su interior.

30 En otras palabras, el diseño de módulos del segundo tipo, como el mostrado en la Figura 2, en particular con respecto a la altura, representa un balance entre la capacidad de alojamiento, en términos de voluminosidad de los dispositivos y sistemas que se van a alojar, y la capacidad de soporte de carga térmica generada por estos dispositivos y sistemas.

35 El módulo del segundo tipo 2 está configurado para alojar los dispositivos y sistemas del tipo mencionado anteriormente de acuerdo con dos modos, que pueden usarse entonces de forma alternativa o conjunta, en concreto:

- sujetando los dispositivos y sistemas a las paredes laterales y/o a la pared de base de dicho módulo del segundo tipo 2; y/o
- sujetando los dispositivos y sistemas sobre estructuras de aluminio que están dispuestas dentro de dicho módulo del segundo tipo 2 y que pueden modificarse según los requisitos.

45 Con respecto a esto, la Figura 2 muestra muy esquemáticamente dos dispositivos/sistemas (indicados respectivamente por los números de referencia 21 y 22) sujetados a las paredes laterales del módulo del segundo tipo 2 y dos dispositivos/sistemas (indicados respectivamente por los números de referencia 23 y 24) sujetados a la pared de base de dicho módulo del segundo tipo 2.

50 Más en general, en el proceso de fabricación de un microsatélite, podría ser apropiado alojar todos los dispositivos y sistemas que realizan una función igual o similar (por ejemplo propulsión, control de actitud, potencia eléctrica, etc.) en un único módulo del segundo tipo.

55 Incluso si los dispositivos y sistemas que están alojados en los módulos del segundo tipo tienen menos demandas en términos de disipación térmica con respecto a las placas electrónicas alojadas en los módulos del primer tipo, los módulos del segundo tipo deben soportar mayores cargas mecánicas locales debido a la mayor masa presente dentro de los mismos.

Finalmente, como se muestra en la Figura 2, el módulo del segundo tipo 2 comprende también conectores 25 y 26 dispuestos en áreas centrales de dos paredes laterales opuestas que tienen la primera longitud predefinida L_1 mencionada anteriormente.

60 Haciendo referencia a la Figura 3, el módulo del tercer tipo 3 tiene una forma similar a un prisma recto sin la pared superior (pero, como se ha mencionado anteriormente, podría estar provisto también ventajosamente de una), es internamente hueco y tiene una base octagonal no regular que tiene:

- dos pares de lados opuestos que tienen una primera longitud predefinida externa anteriormente L_1 mencionada;
- dos lados que tienen la segunda longitud predefinida externa L_2 mencionada anteriormente;
- y en donde, en los dos lados opuestos a aquellos que tienen la segunda longitud predefinida externa L_2 mencionada

anteriormente, se disponen porciones de interfaz 31 y 32 que sobresalen hacia fuera, es decir, hacia el exterior, y que están configuradas para posibilitar el acoplamiento del cuerpo de un microsatélite a una lanzadera (como se describirá con mayor detalle posteriormente en el presente documento).

5 Además, el módulo del tercer tipo 3 comprende una pluralidad de puntos de interfaz 33 (implementados, por ejemplo en forma de orificios de tamaño predefinido) que están dispuestos a lo largo de las paredes laterales de dicho módulo del tercer tipo 3 y están configurados para acoplarse a los accesorios externos de un microsatélite, tales como por ejemplo paneles solares, sensores, antenas, dispositivos/sistemas de detección remota, etc.

10 Adicionalmente, el módulo del tercer tipo 3 tiene una tercera altura predefinida H_3 que es menor que la primera altura predefinida H_1 del módulo del primer tipo 1 y la segunda altura predefinida H_2 del módulo del segundo tipo 2. En particular, dicha tercera altura predefinida H_3 representa un compromiso óptimo entre la necesidad de reducir la altura global del cuerpo del microsatélite y las necesidades de manipular las cargas mecánicas concentradas derivadas de los puntos de interfaz 33 y los medios de interfaz 31 y 32, a través de los cuales puede acoplarse el cuerpo de un
15 microsatélite, durante el uso a los accesorios externos y a una lanzadera, respectivamente.

Como se ha descrito anteriormente, el módulo del tercer tipo 3 está diseñado para llevar a cabo una serie de funciones, en concreto:

- 20 • funciones geométrico-estructurales, en particular para los fines de
 - definir oportunamente la altura del cuerpo del microsatélite, y/o
 - separar módulos apilados, y/o
 - aumentar el volumen de alojamiento de módulos especialmente ocupados del segundo tipo, y/o
 - 25 - definir, en las posiciones oportunas, los puntos de interfaz con la lanzadera y/o los accesorios externos (por ejemplo, paneles solares) y/o elementos de carga útil (tales como antenas/dispositivos/sistemas SAR, antenas/dispositivos/sistemas de detección remota óptica, antenas/dispositivos/sistemas de telecomunicaciones, etc.); y
- 30 • funciones de soporte térmico, en particular con el fin de proporcionar superficies radiantes adicionales para elementos particularmente disipativos colocados dentro de un módulo dado del primer o segundo tipo.

Adicionalmente, la Figura 4 muestra un cuerpo de un microsatélite (indicado en su conjunto por el número de referencia 4) de acuerdo con una realización de la presente invención. En particular, como se muestra en la Figura 4, el cuerpo
35 del microsatélite 4 incluye una pluralidad de módulos del primer, segundo y tercer tipo apilados unos encima de otros. En detalle, dichos módulos apilados que forman el cuerpo del microsatélite 4 incluyen, de abajo a arriba:

- un primer módulo del tercer tipo 41;
- un primer módulo del segundo tipo 42 dispuesto sobre el primer módulo del tercer tipo 41;
- 40 • un segundo módulo del segundo tipo 43 dispuesto sobre el primer módulo del segundo tipo 42;
- un primer módulo del primer tipo 44 dispuesto sobre el segundo módulo del segundo tipo 43;
- un segundo módulo del tercer tipo 45 dispuesto sobre el primer módulo del primer tipo 44;
- un tercer módulo del segundo tipo 46 dispuesto sobre el segundo módulo del tercer tipo 45; y
- un segundo módulo del primer tipo 47 dispuesto sobre el tercer módulo del segundo tipo 46.

45 Además, las Figuras 5, 6 y 7 muestran tres microsatélites, indicados por los números de referencia 5, 6 y 7 respectivamente, de acuerdo con las realizaciones de la presente invención.

En particular, el microsatélite 5 mostrado en la Figura 5 es un microsatélite para aplicaciones de detección remota de tipo SAR, cuyo cuerpo incluye una pluralidad de módulos del primer, segundo y tercer tipo apilados unos encima de
50 otros.

En detalle, dichos módulos apilados que forman el cuerpo del microsatélite 5 incluyen, de abajo a arriba:

- 55 • un primer módulo del tercer tipo 51;
- un primer módulo del segundo tipo 52 dispuesto sobre el primer módulo del tercer tipo 51;
- un segundo módulo del segundo tipo 53 dispuesto sobre el primer módulo del segundo tipo 52;
- un segundo módulo del tercer tipo 54 dispuesto sobre el segundo módulo del segundo tipo 53;
- un tercer módulo del segundo tipo 55 dispuesto sobre el segundo módulo del tercer tipo 54;
- 60 • un módulo del primer tipo 56 dispuesto sobre el tercer módulo del segundo tipo 55;
- un tercer módulo del tercer tipo 57 dispuesto sobre el módulo del primer tipo 56;
- un cuarto módulo del segundo tipo 58 dispuesto sobre el tercer módulo del tercer tipo 57; y
- un cuarto módulo del tercer tipo 59 dispuesto sobre el cuarto módulo del segundo tipo 58.

65 Además, el microsatélite 5 también incluye dos grupos de paneles solares 501 y 502 acoplados al primer módulo del tercer tipo 51 y un sistema SAR 503 instalado en el cuarto módulo del tercer tipo 59.

Haciendo referencia a la Figura 6, el microsatélite 6 es un microsatélite para aplicaciones de detección remota óptica, cuyo cuerpo incluye una pluralidad de módulos del primer, segundo y tercer tipo apilados unos encima de los otros.

En detalle, dichos módulos apilados que forman el cuerpo del microsatélite 6 incluyen, de abajo a arriba:

- un primer módulo del tercer tipo 61;
- un primer módulo del segundo tipo 62 dispuesto sobre el primer módulo del tercer tipo 61;
- un segundo módulo del segundo tipo 63 dispuesto sobre el primer módulo del segundo tipo 62;
- un tercer módulo del segundo tipo 64 dispuesto sobre el segundo módulo del segundo tipo 63;
- un módulo del primer tipo 65 dispuesto sobre el tercer módulo del segundo tipo 64;
- un cuarto módulo del segundo tipo 66 dispuesto sobre el módulo del primer tipo 65; y
- un segundo módulo del tercer tipo 67 dispuesto sobre el cuarto módulo del segundo tipo 66.

Además, el microsatélite 6 incluye también dos paneles solares 601 y 602 acoplados al primer módulo del tercer tipo 61 y al segundo módulo del tercer tipo 67, y un sistema de detección remota óptica 603 instalado en el segundo módulo del tercer tipo 67.

Haciendo referencia a la Figura 7, el microsatélite 7 es de un microsatélite para telecomunicaciones, cuyo cuerpo incluye una pluralidad de módulos del primer, segundo y tercer tipo apilados unos encima de otros.

En detalle, dichos módulos apilados que forman el cuerpo del microsatélite 7 incluyen, de abajo a arriba:

- un primer módulo del tercer tipo 71;
- un primer módulo del segundo tipo 72 dispuesto sobre el primer módulo del tercer tipo 71;
- un segundo módulo del segundo tipo 73 dispuesto sobre el primer módulo del segundo tipo 72;
- un tercer módulo del segundo tipo 74 dispuesto sobre el segundo módulo del segundo tipo 73;
- un primer módulo del primer tipo 75 dispuesto sobre el tercer módulo del segundo tipo 74;
- un segundo módulo del tercer tipo 76 dispuesto sobre el primer módulo del primer tipo 75;
- un segundo módulo del primer tipo 77 dispuesto sobre el segundo módulo del tercer tipo 76; y
- un tercer módulo del tercer tipo 78 dispuesto sobre el segundo módulo del primer tipo 77.

Además, el microsatélite 7 también incluye dos grupos de paneles solares 701 y 702 acoplados al primer módulo del tercer tipo 71 y al segundo módulo del tercer tipo 76, y un sistema de telecomunicaciones 703 instalado en el tercer módulo del tercer tipo 78.

La arquitectura modular de acuerdo con la presente invención asegura una doble capacidad de lanzamiento para los microsatélites construidos; en particular, posibilita la fabricación de microsatélites que pueden ponerse en órbita mediante ambos métodos de lanzamiento principales, en concreto los modos denominados "dispensador" y "remolcado". En particular, gracias a la oportuna disposición de uno o más módulos del tercer tipo un microsatélite puede configurarse oportunamente para acoplarse a una lanzadera mediante:

- un adaptador típico para el vehículo de lanzamiento con forma de anillo (LVA) (en este caso, se pone un módulo del tercer tipo en la posición más baja del cuerpo del microsatélite y se acopla al LVA con forma de anillo mediante una estructura de conexión terminal específica); o
- una interfaz del distribuidor (en este caso, las interfaces con el distribuidor están dispuestas en posiciones oportunas del cuerpo del microsatélite colocando oportunamente dos o más módulos del tercer tipo en la secuencia de apilamiento).

Con respecto a esto, las Figuras 8 y 9 muestran un mismo microsatélite (indicado en su conjunto por el número de referencia 8) configurado para acoplarse a una lanzadera mediante un LVA con forma de anillo y una interfaz del distribuidor, respectivamente, de acuerdo con dos realizaciones de la presente invención.

En particular, como se muestra en ambas Figuras 8 y 9, el cuerpo del microsatélite 8 incluye, de abajo a arriba:

- un primer módulo del tercer tipo 81;
- un primer módulo del segundo tipo 82 dispuesto en el primer módulo del tercer tipo 81;
- un segundo módulo del segundo tipo 83 dispuesto en el primer módulo del segundo tipo 82;
- un primer módulo del primer tipo 84 dispuesto en el segundo módulo del segundo tipo 83;
- un segundo módulo del tercer tipo 85 dispuesto en el primer módulo del primer tipo 84;
- un segundo módulo del primer tipo 86 dispuesto en el segundo módulo del tercer tipo 85; y
- un tercer módulo del primer tipo 87 dispuesto en el segundo módulo del primer tipo 86.

Además, el microsatélite 8 incluye también dos paneles solares 801 y 802 acoplados al primer módulo del tercer tipo 81 y plegados a lo largo del cuerpo de dicho microsatélite 8 (es decir, en la configuración típica adoptada para lanzar un satélite).

En el ejemplo mostrado en la Figura 8, el microsatélite 8 incluye una estructura de interfaz 803 que está dispuesta por debajo del primer módulo del tercer tipo 81 y que está configurada para acoplarse a un anillo LVA (no mostrado en la Figura 8), mientras que en el ejemplo en la Figura 9 el primer módulo del tercer tipo 81 y el segundo módulo del tercer tipo 85 comprenden cada uno un par respectivo de porciones de interfaz que se proyectan lateralmente (indicadas por los números de referencia 811 y 812 y los números de referencia 851 y 852, respectivamente) y configuradas para acoplarse a medios de interfaz del distribuidor proporcionados especialmente.

La doble capacidad de interfaz mencionada anteriormente y, por lo tanto, de lanzamiento de los microsatélites contruidos en base a la arquitectura modular de acuerdo con la presente invención, asegura una amplia flexibilidad de lanzamiento. De hecho, un microsatélite construido en base a la arquitectura modular de acuerdo con la presente invención puede lanzarse:

- como carga útil primaria (usando un LVA con forma de anillo);
- como carga útil secundaria (en modo remolcado y/o usando un LVA con forma de anillo); y también
- como parte de un lanzamiento múltiple por vía de dispensador.

Por tanto, debido a esta flexibilidad, la presente invención posibilita:

- en casos urgentes, buscar y después usar la primera solución de lanzamiento disponible; y
- evaluar un amplio intervalo de soluciones de lanzamiento para seleccionar la solución de menor coste y/o que se comporte del modo más adecuado para la misión particular.

Además, gracias a la presente invención, es posible realizar un lanzamiento múltiple de una pluralidad de microsatélites (por ejemplo, en el caso de una constelación) en una sola acción.

Un aspecto adicional de la presente invención se refiere al cableado de los diversos módulos apilados. Con respecto a esto, las Figuras 10 y 11 muestran el cuerpo de un mismo microsatélite 9 de acuerdo con una realización de la presente invención, incluyendo el cuerpo de dicho microsatélite 9, de abajo a arriba:

- un primer módulo del tercer tipo 91;
- un primer módulo del segundo tipo 92 dispuesto sobre el primer módulo del tercer tipo 91 y que comprende conectores 921 dispuestos en un área central de una pared lateral respectiva;
- un segundo módulo del segundo tipo 93 dispuesto sobre el primer módulo del segundo tipo 92 y que comprende conectores 931 dispuestos en un área central de una pared lateral respectiva;
- un tercer módulo del segundo tipo 94 dispuesto sobre el segundo módulo del segundo tipo 93 y que comprende conectores 941 dispuestos en un área central de una pared lateral respectiva;
- un módulo del primer tipo 95 dispuesto sobre el tercer módulo del segundo tipo 94 y que comprende conectores 951 dispuestos en un área central de una pared lateral respectiva;
- un cuarto módulo del segundo tipo 96 dispuesto sobre el módulo del primer tipo 95 y que comprende conectores 961 dispuestos en un área central de una pared lateral respectiva; y
- un segundo módulo del tercer tipo 97 dispuesto sobre el cuarto módulo del segundo tipo 96.

Como se muestra en la Figura 10, debido a la disposición normalizada de los conectores 921, 931, 941, 951 y 961 en los módulos respectivos 91, 93, 94, 95 y 96 (es decir, en la misma área central predefinida de una pared lateral respectiva de estos módulos) y debido al oportuno apilamiento de estos módulos, dichos conectores 921, 931, 941, 951 y 961 quedan todos dispuestos a lo largo de una misma línea vertical, o estructura básica que entonces, como se muestra en la Figura 11, se cubre debidamente mediante una placa de aluminio 98 especializada.

De esta manera, los cableados dentro de cada módulo circulan hacia los conectores respectivos de ese módulo, después de lo cual las señales de datos y las señales de potencia pueden desplazarse de un módulo a otro a lo largo de la estructura básica mencionada anteriormente externa a los módulos.

Gracias a esta característica, la flexibilidad de apilamiento y la adaptabilidad quedan garantizadas para facilitar, si fuera necesario, la reorganización del orden de apilamiento.

Las innumerables ventajas técnicas de la presente invención son inmediatamente evidentes a partir de la descripción anterior.

En primer lugar, es importante subrayar que, debido a la utilización de un número limitado de tipos de módulo, que además también son convencionales, la arquitectura modular de acuerdo con la presente invención posibilita:

- reducir el diseño, fabricación, integración y esfuerzos de ensayo para un microsatélite y, en consecuencia, los tiempos y costes de construcción asociados;
- conseguir altos niveles de normalización a nivel de conjunto; y
- usar un número limitado de herramientas y procesos de producción, y normalizar y optimizar estas herramientas y procesos, obteniendo de esta manera soluciones basadas en la arquitectura modular de acuerdo con la presente

invención, extremadamente baratas y rápidas de implementar.

5 Además, gracias a la presente invención, es posible realizar preliminarmente ensayos experimentales y ensayos medioambientales sobre módulos individuales y sobre conjuntos, incluso parciales, de módulos que contienen los dispositivos, sistemas y placas electrónicas necesarios para una misión dada, reduciendo de esta manera el número de ensayos que hay que llevar a cabo al nivel del sistema, una vez que el microsatélite se ha integrado. Naturalmente, todo esto da como resultado una reducción adicional de los tiempos de implementación para un microsatélite. En otras palabras, gracias a la presente invención, las operaciones de integración y ensayo pueden realizarse en paralelo sobre 10 módulos individuales y sobre conjuntos de módulos, incluso parciales, para proporcionar una validación previa de estos módulos y estos conjuntos de módulos, obteniendo de esta manera módulos "disponibles inmediatamente" y conjuntos de módulos que realizan la integración al nivel del sistema y operaciones de ensayo mucho más rápidas.

Además, la arquitectura modular de acuerdo con la presente invención es altamente flexible y adaptable, posibilitando:

- 15
- fabricar microsatélites utilizables para una amplia diversidad de misiones; y
 - usar diferentes modos de lanzamiento.

Resumiendo, la arquitectura modular de acuerdo con la presente invención posibilita finalmente conseguir un número extremadamente grande de ventajas en la construcción de microsatélites, en términos de:

- 20
- reducción en los tiempos y costes de fabricación;
 - flexibilidad de la misión; y
 - flexibilidad de lanzamiento.

25 En conclusión, queda claro que pueden aplicarse diversas modificaciones a la presente invención sin alejarse del alcance de la invención como se define en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un método para fabricar un microsatélite, que comprende proporcionar:

- 5 • módulos de un primer tipo (1) configurados para alojar placas electrónicas (11, 12, 13, 14) del microsatélite (5, 6, 7, 8);
- módulos de un segundo tipo (2) configurados para alojar dispositivos y sistemas (21, 22, 23, 24) del microsatélite (5, 6, 7, 8); y
- 10 • módulos de un tercer tipo (3), que
 - comprenden primeros medios de interfaz (31, 32) configurados para acoplarse a un vehículo de lanzamiento, y
 - están diseñados para provocar que un cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8) tenga una altura predefinida;

15 en donde todos los módulos del primer, segundo y tercer tipos (1, 2, 3) están configurados para apilarse independientemente del tipo;

comprendiendo el método además fabricar un cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8) apilando módulos de diferentes tipos, en donde los módulos apilados incluyen al menos un módulo del segundo tipo (2) y al menos un módulo del tercer tipo (3); caracterizado por que los módulos del tercer tipo (3) comprenden un segundo medio de interfaz (33) configurado para acoplarse a los accesorios externos del microsatélite (5, 6, 7, 8).

2. El método de la reivindicación 1, en donde dichos módulos apilados incluyen también al menos un módulo del primer tipo (1).

25 3. El método de la reivindicación 2, en donde fabricar un cuerpo (4, 9) de un microsatélite (5, 6, 7, 8), comprende realizar las siguientes operaciones:

- 30 • proporcionar placas electrónicas (11, 12, 13, 14), dispositivos y sistemas (21, 22, 23, 24) diseñados para ser instalados a bordo de un microsatélite y, cuando están instalados a bordo del microsatélite, provocar que este último quede configurado para llevar a cabo una misión predefinida;
- alojar dichas placas electrónicas (11, 12, 13, 14) en uno o más de dichos módulos del primer tipo (1), obteniendo de esta manera uno o más primeros módulos correspondientes que se usarán para fabricar el cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8);
- 35 • alojar dichos dispositivos y dichos sistemas (21, 22, 23, 24) en uno o más de dichos módulos del segundo tipo (2), obteniendo de esta manera uno o más segundos módulos correspondientes que se usarán para fabricar el cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8);
- proporcionar un orden de apilamiento de dicho primer y segundo módulos, insertando en dicho orden de apilamiento también uno o más de dichos módulos del tercer tipo (3), obteniendo de esta manera uno o más terceros módulos correspondientes que se van a usar para fabricar el cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8), en donde cada tercer módulo está insertado en dicho orden de apilamiento para llevar a cabo al menos una de las siguientes funciones:

- hacer que el cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8) tenga una altura predefinida,
- 45 - separar dos módulos destinados, de acuerdo con dicho orden de apilamiento, a apilarlos inmediatamente por encima y por debajo de dicho tercer módulo,
- aumentar un volumen de alojamiento de un segundo módulo destinado, de acuerdo con dicho orden de apilamiento, a apilarlo inmediatamente por debajo de dicho tercer módulo,
- aumentar la evacuación del calor interno de un primer o segundo módulos destinados, de acuerdo con dicho orden de apilamiento, a apilarlos inmediatamente por debajo de dicho tercer módulo,
- 50 - proporcionar puntos de interfaz para acoplar el cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8) a los accesorios externos y/o a un vehículo de lanzamiento; y

• fabricar el cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8) apilando dicho primer, segundo y tercer módulos de acuerdo con dicho orden de apilamiento.

55 4. El método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1-3, que comprende además acoplar el cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8) a los accesorios externos acoplando estos últimos al segundo medio de interfaz (33) de al menos un módulo apilado del tercer tipo (3).

60 5. El método de la reivindicación 4, en donde dichos accesorios externos acoplados al cuerpo (4,9) del microsatélite (5, 6, 7, 8) comprenden al menos uno de los siguientes elementos: uno o más paneles solares (501, 502, 601, 602, 701, 702, 801, 802), uno o más sensores, una o más antenas y uno o más sistemas de detección remota (503, 603).

65 6. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde el cuerpo del microsatélite (8) incluye al menos dos módulos del tercer tipo (81, 85) dispuestos en posiciones predefinidas; comprendiendo además dicho método acoplar los primeros medios de interfaz (811, 812, 851, 852) de dichos al menos

dos módulos del tercer tipo (81, 85) dispuestos en dichas posiciones predefinidas a medios de interfaz adicionales diseñados para acoplar dicho microsatélite (8) a un vehículo de lanzamiento que opera en modo dispensador.

5 7. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-5, en donde el cuerpo del microsatélite (8) termina en la parte inferior con un módulo del tercer tipo (81), que está acoplado por su parte inferior a una estructura de interfaz (803), que está configurada para acoplarse a un adaptador con forma de anillo para un vehículo de lanzamiento.

10 8. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende además instalar en el cuerpo del microsatélite (5, 6, 7) un sistema de radar de apertura sintética (503) y/o un sistema de detección remota óptica (603) y/o un sistema de telecomunicaciones (703).

15 9. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde todos los módulos del primer, segundo y tercer tipos (1, 2, 3) tienen todos el mismo tamaño de base, todos la misma forma de base y los mismos puntos de acoplamiento, estando configurados de esta manera para apilarse independientemente del tipo.

20 10. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde todos los módulos del primer tipo (1) tienen la misma primera altura (H_1), todos los módulos del segundo tipo (2) tienen la misma segunda altura (H_2) y todos los módulos del tercer tipo (3) tienen la misma tercera altura (H_3); y en donde la primera altura (H_1) es mayor que la tercera altura (H_3) y la segunda altura (H_2) es mayor que la primera altura (H_1).

11. El método de la reivindicación 10, en donde dicha primera altura (H_1) es tal que garantiza que la temperatura interna de los módulos del primer tipo (1) no supera una temperatura máxima predefinida.

25 12. Un sistema modular para fabricar un microsatélite, que comprende:

- módulos de un primer tipo (1) configurados para alojar placas electrónicas (11, 12, 13, 14) del microsatélite (5, 6, 7, 8);
- módulos de un segundo tipo (2) configurados para alojar dispositivos y sistemas (21, 22, 23, 24) del microsatélite (5, 6, 7, 8); y
- módulos de un tercer tipo (3) que
 - comprenden primeros medios de interfaz (31, 32) configurados para acoplarse a un vehículo de lanzamiento, y
 - están diseñados para provocar que un cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8) tenga una altura predefinida;

35 en donde todos los módulos del primer, segundo y tercer tipos (1, 2, 3) están configurados para apilarse, independientemente del tipo, para fabricar un cuerpo (4, 9) del microsatélite (5, 6, 7, 8); caracterizado por que los módulos del tercer tipo comprenden un segundo medio de interfaz (33) configurado para acoplarse a los accesorios externos del microsatélite.

40 13. El sistema de la reivindicación 12, en donde cada módulo del tercer tipo (3) está diseñado para llevar a cabo al menos una de las siguientes funciones:

- provocar que un cuerpo (4,9) del microsatélite (5, 6, 7, 8) tenga una altura predefinida;
- separar dos módulos apilados inmediatamente por encima y por debajo de dicho módulo del tercer tipo (3);
- aumentar un volumen de alojamiento de un módulo del segundo tipo (2) alojado inmediatamente por debajo de dicho módulo del tercer tipo (3);
- aumentar la evacuación del calor interno de un módulo del primer (1) o segundo tipo (2) apilado inmediatamente por debajo de dicho módulo del tercer tipo (3);
- proporcionar puntos de interfaz para acoplar un cuerpo (4, 9) de un microsatélite (5, 6, 7, 8) a los accesorios externos y/o a un vehículo de lanzamiento.

55 14. El sistema de acuerdo con la reivindicación 12 o 13, en donde dichos segundos medios de interfaz (33) están configurados para acoplarse a al menos uno de los siguientes elementos: uno o más paneles solares (501, 502, 601, 602, 701, 702, 801, 802), uno o más sensores, una o más antenas, y uno o más sistemas de detección remota (503, 603).

60 15. El sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 12-14, en donde dichos primeros medios de interfaz (31, 32) están configurados para acoplarse a medios de interfaz adicionales diseñados para acoplar el microsatélite (8) a un vehículo de lanzamiento que opera en modo dispensador.

65 16. El sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 12-15, en donde cada módulo del tercer tipo (81) está configurado para acoplarse a la parte inferior de una estructura de interfaz (803), que está configurada para acoplarse a un adaptador con forma de anillo para un vehículo de lanzamiento.

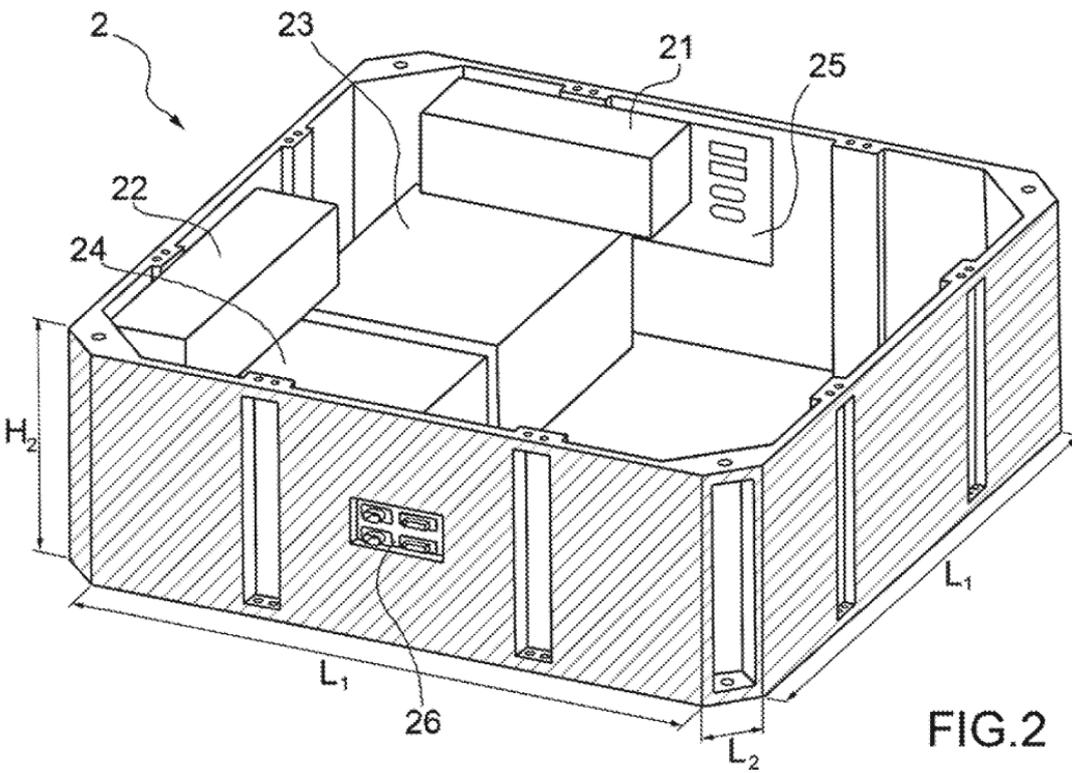
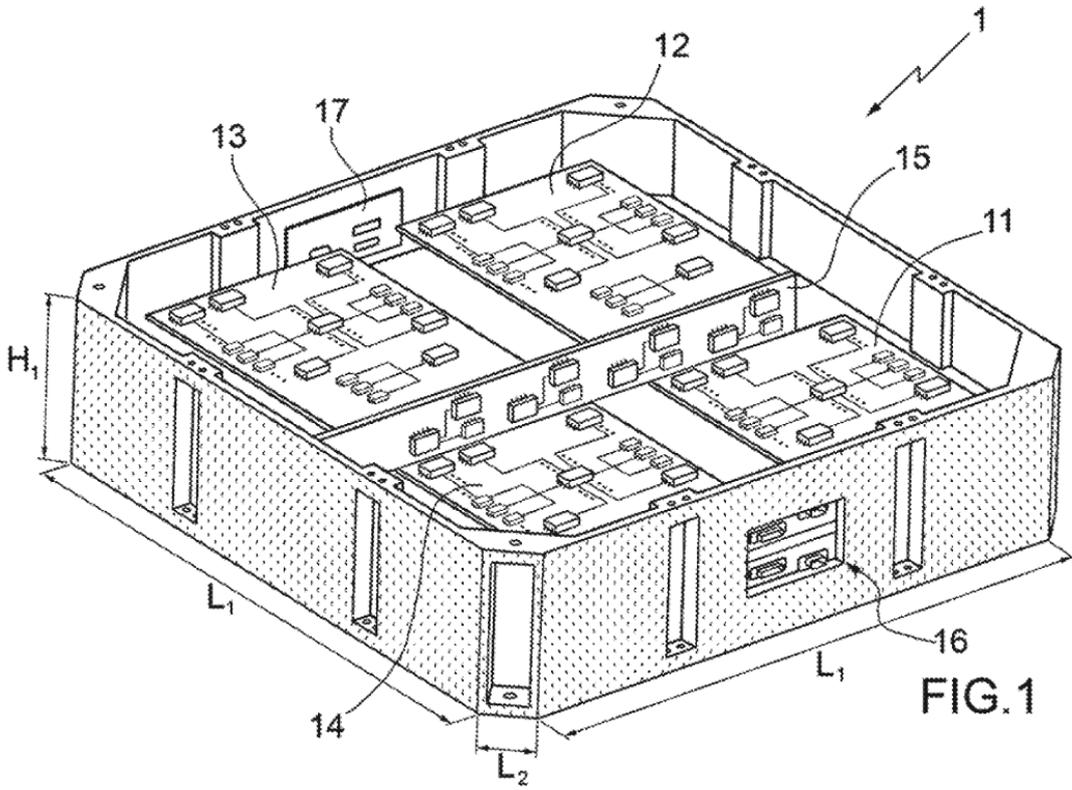
17. El sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 12-16, en donde todos los módulos del primer,

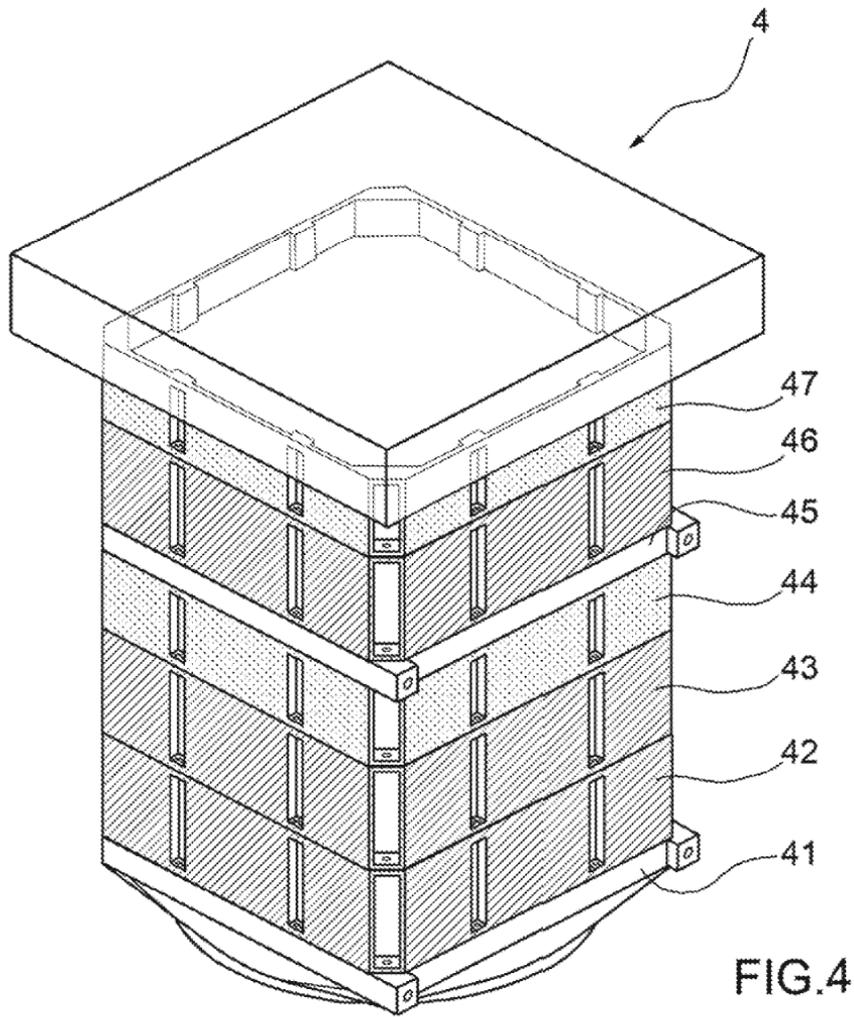
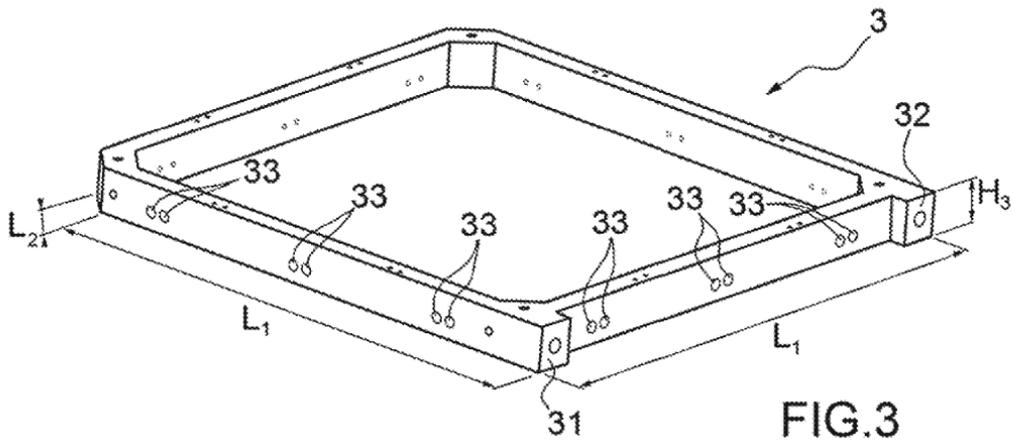
segundo y tercer tipos (1, 2, 3) tienen todos el mismo tamaño de base, todos la misma forma de base y los mismos puntos de acoplamiento mecánico, estando configurados de esta manera para apilarse independientemente del tipo.

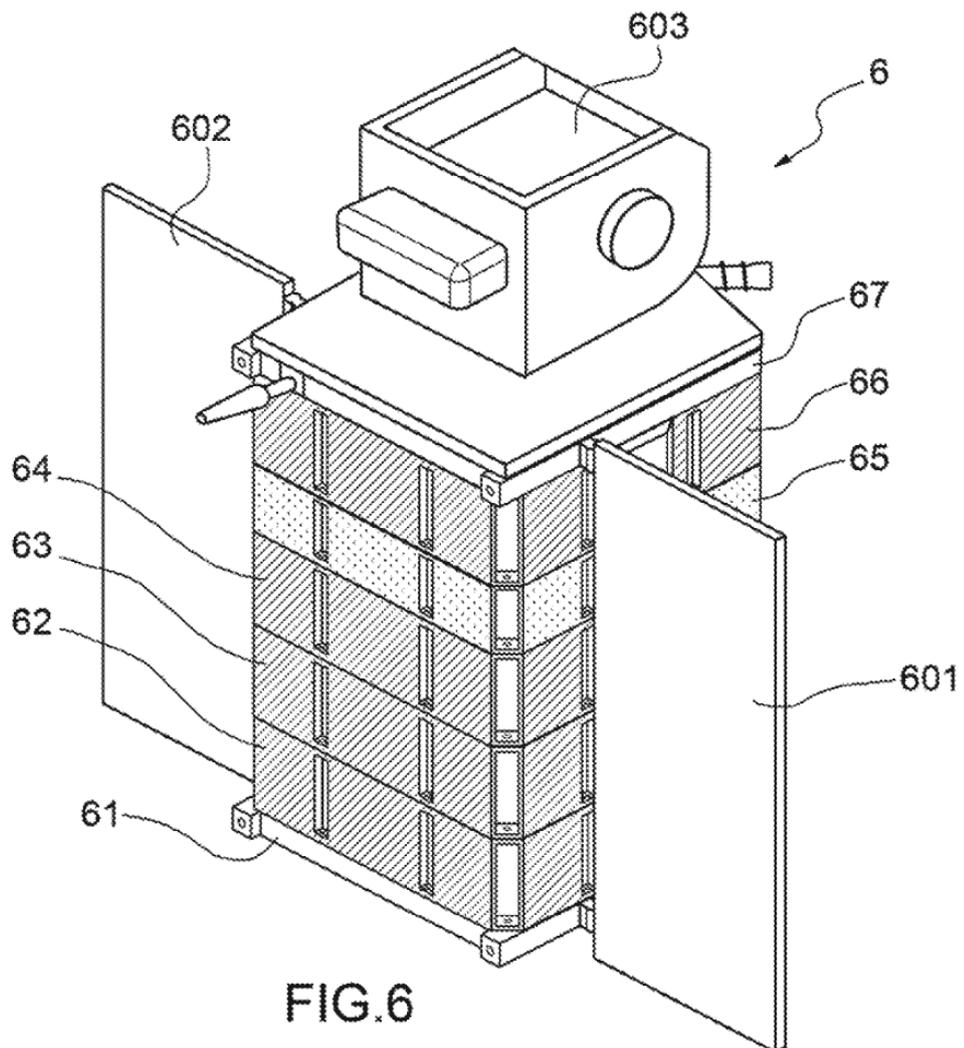
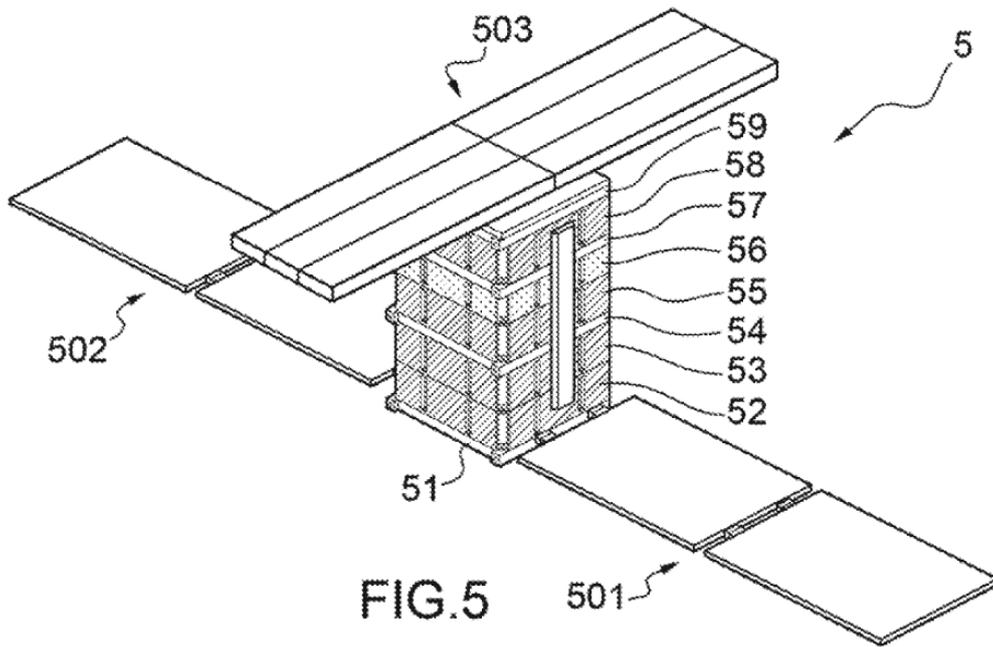
5 18. El sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 12-17, en donde todos los módulos del primer tipo (1) tienen la misma primera altura (H_1), todos los módulos del segundo tipo (2) tienen la misma segunda altura (H_2) y todos los módulos del tercer tipo (3) tienen la misma tercera altura (H_3); y en donde la primera altura (H_1) es mayor que la tercera altura (H_3) y la segunda altura (H_2) es mayor que la primera altura (H_1).

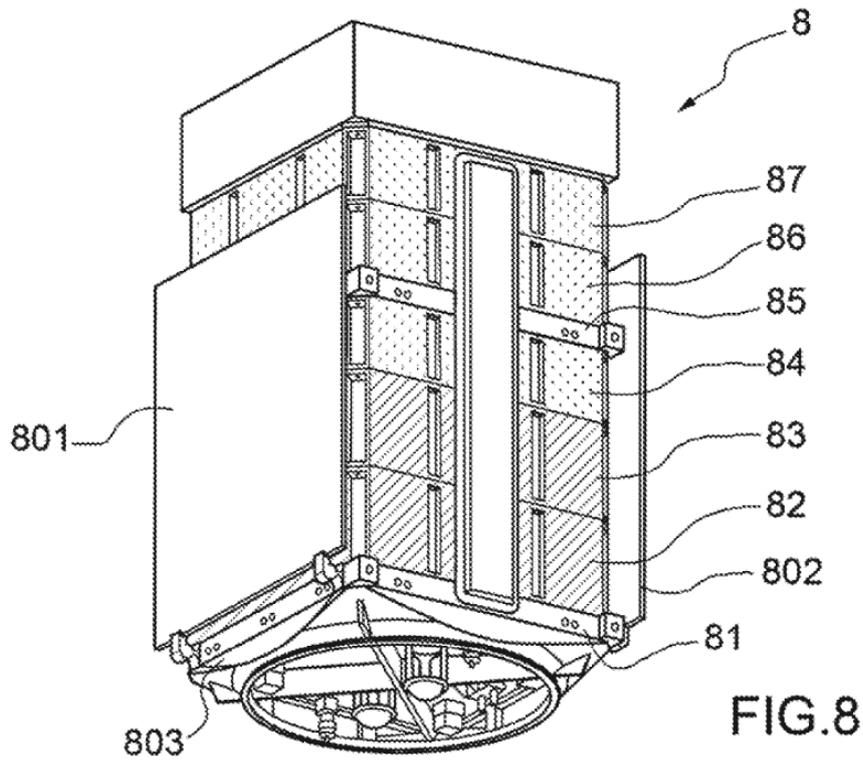
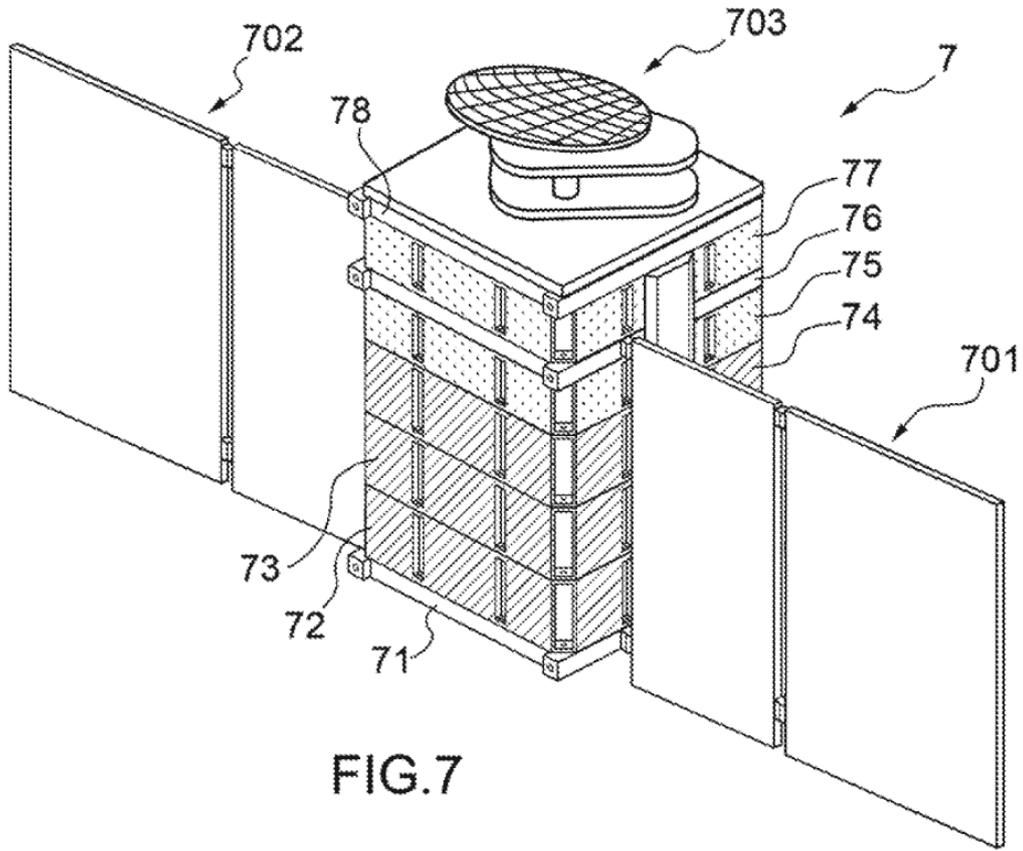
10 19. El sistema de la reivindicación 18, en donde dicha primera altura (H_1) es tal que garantiza que la temperatura interna de los módulos del primer tipo (1) no supera una temperatura máxima predefinida.

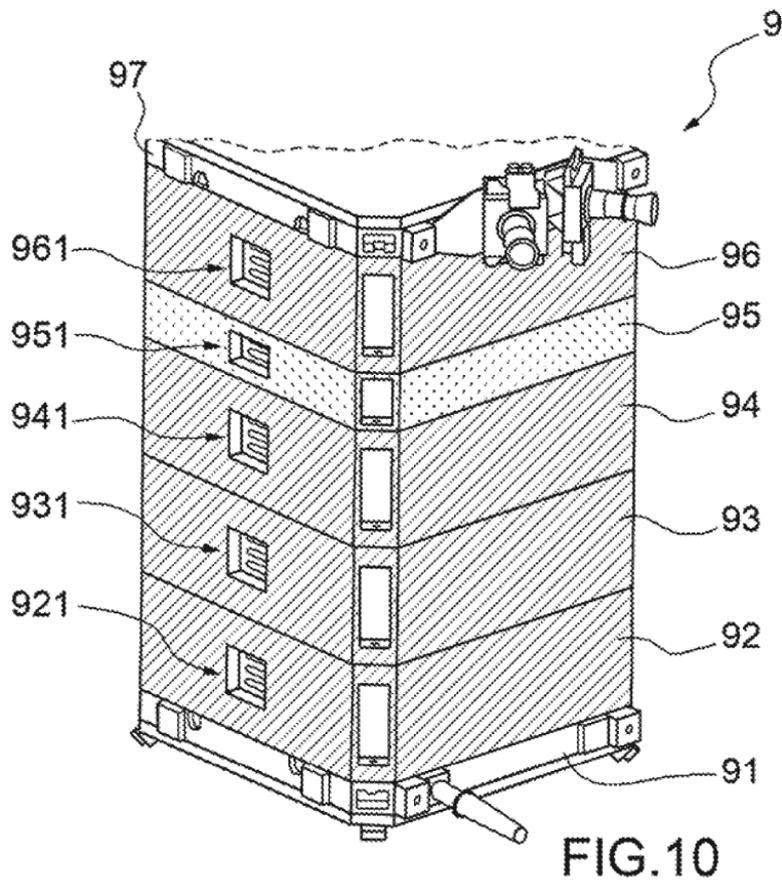
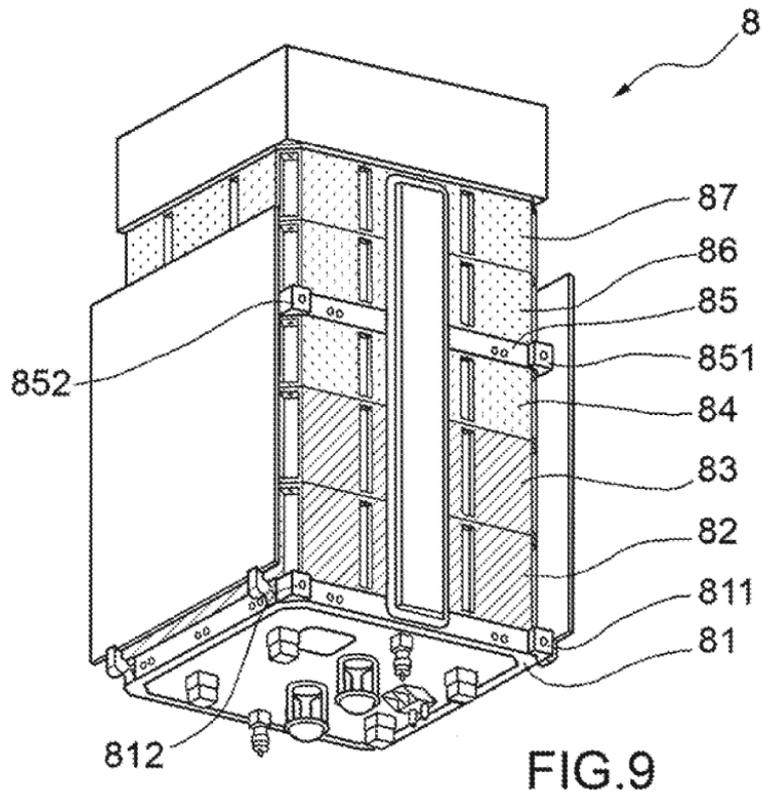
20. Un microsatélite fabricado llevando a cabo el método reivindicado en cualquiera de las reivindicaciones 1-11.











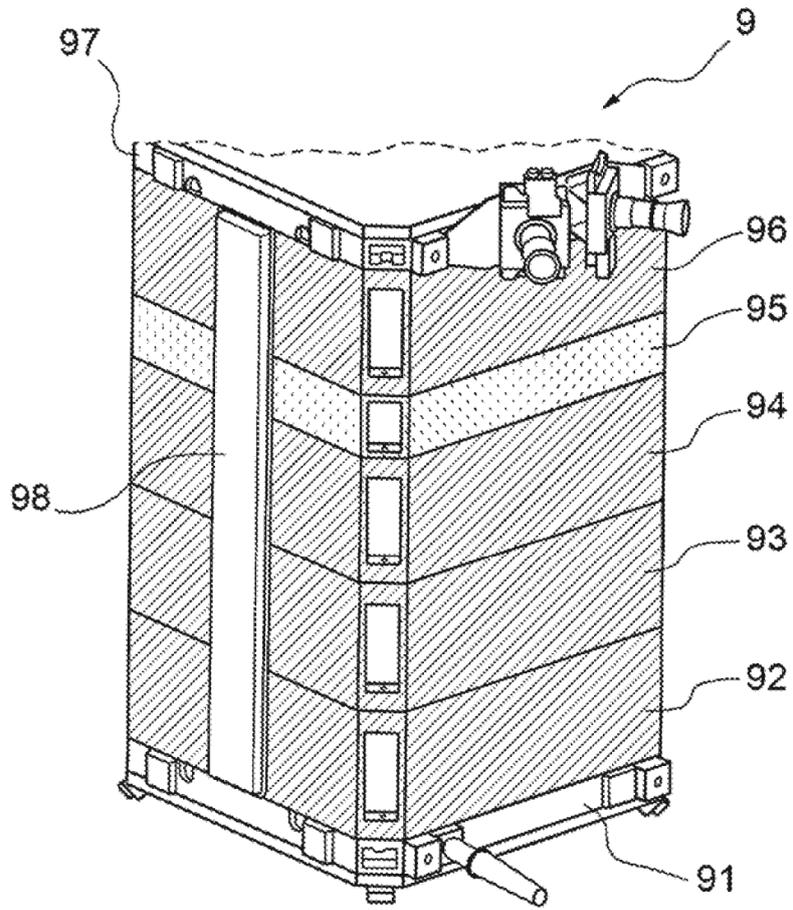


FIG.11