

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 817 008**

51 Int. Cl.:

B64G 1/10 (2006.01)

B64G 1/64 (2006.01)

B64G 1/66 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **27.04.2016** **PCT/US2016/029509**

87 Fecha y número de publicación internacional: **03.11.2016** **WO16176298**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.04.2016** **E 16787044 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **24.06.2020** **EP 3288831**

54 Título: **Satélites apilables y método de apilamiento de los mismos**

30 Prioridad:

30.04.2015 US 201514700466

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

06.04.2021

73 Titular/es:

WORLDVU SATELLITES LIMITED (100.0%)
1785 Greensboro Station Place Tower 3, Suite
500
McLean, Virginia 22102, US

72 Inventor/es:

FIELD, DANIEL, W.;
ASKIJIAN, ARMEN;
GROSSMAN, JAMES y
SMITH, ALEXANDER, D.

74 Agente/Representante:

SUGRAÑES MOLINÉ, Pedro

ES 2 817 008 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

Satélites apilables y método de apilamiento de los mismos

5 Campo técnico

La presente invención se refiere a satélites y, en particular, al diseño de una estructura de satélite para maximizar una carga útil en un vehículo de lanzamiento.

10 Antecedentes de la invención

Un sistema de soporte del satélite típicamente conecta satélites a un vehículo de lanzamiento a través de un plano de interfaz específico y un patrón de pernos. Los satélites individuales pueden conectarse directamente a dicha interfaz. Para lanzar múltiples satélites, tal como un grupo de satélites de órbita terrestre media (MEO) o de órbita terrestre baja (LEO), el sistema de soporte típicamente usa un dispensador que tiene un cilindro primario que está en voladizo fuera del plano de interfaz. Los satélites individuales se pueden unir radialmente alrededor del perímetro del cilindro primario.

Un inconveniente de dicho sistema de soporte de satélites es que el dispensador ocupa un gran volumen y masa para cumplir con los requisitos estructurales de lanzamiento. Típicamente, el 10-20 % de la masa de carga útil total va al dispensador y las interfaces mecánicas y eléctricas asociadas, pero no proporciona ningún beneficio después del lanzamiento y de la separación.

Para abordar el problema de peso, se intentó apilar verticalmente múltiples satélites que tenían las mismas dimensiones sin un dispensador central. Un problema importante de ese enfoque fue que el satélite inferior llevaba todo el peso de los satélites por encima del mismo. Como todos los satélites son idénticos, cada satélite tuvo que ser diseñado para soportar el número máximo de satélites apilados encima. Como ejemplo, si se apilan diez satélites, cada satélite tendría que estar diseñado para soportar la carga vertical de nueve satélites independientemente de dónde se encuentre el satélite dentro de la pila. No hace falta decir que la pila resultante de satélites era mucho más pesada de lo necesario.

Por lo tanto, sería deseable proporcionar un sistema de soporte de lanzamiento de satélites que reduzca o incluso elimine la masa del dispensador sin comprometer la rigidez estructural y la resistencia requeridas durante el lanzamiento.

El documento EP 2662287 se refiere a un sistema de lanzamiento de múltiples vehículos espaciales.

El documento EP 1008516 se refiere a un dispositivo dispensador de satélites.

El documento US 5522569 se refiere a un satélite que tiene una configuración apilable.

Breve resumen de la divulgación

De acuerdo con un aspecto de la presente invención, se proporciona un satélite apilable que comprende un marco y al menos un pilar vertical unido al marco. El pilar vertical tiene un extremo superior y un extremo inferior. El extremo superior está acoplado al extremo inferior del pilar vertical del satélite de encima y el extremo inferior está acoplado al extremo superior del pilar vertical del satélite de debajo. El pilar vertical recibe sustancialmente toda la carga vertical del satélite apilable conectado y cualquier satélite superior apilable. El uso de tales pilares verticales elimina la necesidad de un dispensador o aligera sustancialmente la masa del dispensador para permitir que se transporten sustancialmente más satélites en una carga útil.

De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, se proporciona un método para preparar una carga útil que contiene una pluralidad de satélites apilables. El método incluye colocar verticalmente los satélites apilables sobre una base. Cada satélite apilable tiene un marco y al menos un pilar vertical unido al marco. Los satélites se apilan de tal manera que el extremo inferior del pilar vertical está acoplado a un extremo superior del pilar vertical en el satélite de debajo y el extremo superior está acoplado al extremo inferior del pilar vertical del satélite de encima. Cuando se apila de esta manera, el pilar vertical del satélite recibe sustancialmente toda la carga vertical del satélite al que está conectado y los satélites apilados encima. El método incluye además sujetar los satélites apilados a la base del vehículo de lanzamiento aplicando presión hacia abajo a través de los pilares verticales de los satélites apilables.

Breve descripción de los dibujos

La figura 1 muestra una vista en perspectiva de un satélite apilable de acuerdo con un aspecto de la presente invención.

La figura 2 muestra una vista en perspectiva de una unión que conecta un pilar vertical a un marco del satélite

apilable de la figura 1.

Las figuras 3A y 3B son vistas en sección transversal de los extremos superior e inferior de un pilar vertical del satélite apilable de la figura 1 de acuerdo con dos realizaciones diferentes de la presente invención.

La figura 4 es una vista lateral en sección transversal de una pluralidad de satélites apilados que utilizan el satélite apilable de la figura 1 de acuerdo con un aspecto de la presente invención.

La figura 5 representa una vista en perspectiva de una pluralidad de satélites apilados utilizando el satélite apilable de la figura 1 de acuerdo con otro aspecto de la presente invención.

Descripción detallada de la invención

Brevemente, la descripción descrita en el presente documento es un novedoso diseño de satélite y un método en el que se apilan múltiples satélites en un vehículo de lanzamiento sin utilizar un dispensador pesado común. Los satélites se apilan directamente uno sobre el otro a través de pilares verticales que soportan sustancialmente todas las cargas del vehículo de lanzamiento. Los pilares verticales están diseñados para soportar las principales cargas estáticas y dinámicas de los satélites de encima. La geometría del pilar está específicamente diseñada para que estas cargas pasen por alto el resto de la estructura del satélite y se transmitan directamente desde un pilar a otro hasta que el pilar inferior lleve la carga al vehículo de lanzamiento. De esta manera, solo los pilares verticales están diseñados para una resistencia y rigidez muy altas sin requerir los mismos criterios de rendimiento del resto de la estructura del satélite, tal como el marco. Además, estas trayectorias de carga se pueden hacer más efectivas al precargarlas en compresión al comprimir la pila de satélites. La precarga resiste las cargas de tracción en la dirección opuesta, de modo que las cargas no son reversibles y las respuestas de separación no lineales se reducen o eliminan.

El uso de tales pilares verticales elimina la necesidad de un dispensador o aligera sustancialmente la masa del dispensador. Una vez que la carga útil alcanza la órbita, cada satélite en la pila se separaría del vehículo de lanzamiento individualmente.

La figura 1 muestra una vista en perspectiva de un satélite apilable de acuerdo con un aspecto de la presente invención. Un satélite apilable 50 incluye un marco 52, pilares verticales 54 que tienen un extremo inferior 56 y un extremo superior 58 y una pluralidad de paneles 60 que soportan diversos componentes satelitales tales como antenas 90, tanque de combustible 92, sistemas de propulsión, paneles solares y similares. Los pilares verticales 54 y los paneles 60 están típicamente unidos al marco 52 del satélite con pernos. Como se muestra, hay cuatro pilares verticales 54 ubicados en cada esquina del marco 52 y la altura del marco del satélite 52 es uniforme en todas partes, lo que promueve la eficiencia en el apilamiento.

Aunque el satélite apilable 50 se muestra con cuatro pilares verticales 54, los principios descritos en el presente documento pueden aplicarse a cualquier satélite con uno o más pilares, aunque son preferibles tres o más pilares.

La figura 2 representa una vista en perspectiva de una unión 66 que une un pilar vertical 54 a un marco 52 del satélite apilable 50 de la figura 1. La unión 66, tal como una unión de cizalladura (shear tie), conecta los pilares verticales 54 a una sección de marco superior 52a y a una sección de marco inferior 52b del marco 52 del satélite. La unión de cizalladura 66 envuelve el pilar vertical 54 para distribuir uniformemente la carga vertical del satélite 50 a los cuatro pilares.

El tirante 66 se puede sujetar a los marcos 52a, 52b a través de un sujetador mecánico permanente, tal como remaches 82 o pernos. Como se muestra, cuatro sujetadores superiores 82 sujetan los pilares verticales 54 a la sección del marco superior 52a y cuatro sujetadores inferiores sujetan los pilares verticales 54 a la sección del marco inferior 52b. Como se muestra, cuatro remaches 82 se usan como sujetadores superiores y cuatro remaches adicionales 82 se usan como sujetadores inferiores. La porción del pilar 54 que contacta con la unión de cizalladura 66 puede tener un ligero rebaje circunferencial para recibir la unión de cizalladura para evitar cualquier deslizamiento vertical del satélite 50 desde los pilares 54.

Los pilares verticales están unidos permanentemente al respectivo satélite 50 y está diseñado para ser una parte permanente incluso cuando el satélite se separa en su órbita única.

Los pilares verticales 54 necesitan soportar el peso del satélite 50 al que están unidos y cualquier otro satélite por encima. En consecuencia, deben estar hechos de material de muy alta resistencia. Por ejemplo, se pueden usar aleaciones o materiales compuestos tales como superaleaciones a base de austenita níquel-cromo (por ejemplo, Inconel disponible de Special Metals Corporation de New Hartford, NY).

Aunque los pilares verticales 54 reciben sustancialmente toda la carga vertical de los satélites 50, el marco del satélite 52 y la unión de cizalladura 66 solo necesitan soportar la propia masa del satélite. En consecuencia, pueden estar hechos de materiales relativamente baratos, tal como aluminio, acero, fibra sintética, fibra de vidrio, material de fibra de carbono y similares. Preferiblemente, el marco 52 incluye material de fibra de carbono, que es relativamente fuerte,

rígido y ligero en comparación con metal tal como aluminio.

Aunque los pilares verticales 54 son relativamente caros debido a su requisito de integridad estructural de soportar el peso de múltiples satélites, los pilares comprenden solo una porción muy pequeña de la carga útil. Por el contrario, el costo del marco 52 del satélite es relativamente económico y liviano porque no necesitan soportar el peso de ningún satélite 50 por encima de su propio marco. En consecuencia, se pueden lograr ahorros sustanciales de costos y peso con respecto a los métodos convencionales.

La figura 3A es una vista en sección transversal de un extremo superior 56 del pilar vertical 54 de un satélite 50 que soporta un extremo inferior 56 del pilar vertical de un satélite inmediatamente encima del mismo. Como se muestra, el extremo superior 58 tiene un rebaje cónico que recibe y soporta una forma curva ligeramente convexa (porción sobresaliente) tal como una protuberancia esférica del extremo inferior 56. El rebaje cónico del extremo superior 58 proporciona soporte vertical y lateral del satélite 50 por encima del mismo.

La figura 3B es una realización alternativa de los extremos superior e inferior 56, 58 del pilar vertical 54. El extremo superior 58 tiene una forma troncocónica (porción sobresaliente) que soporta y se acopla con un rebaje troncocónico complementario del extremo inferior 56 para proporcionar aún más soporte lateral que los de la figura 3A.

La figura 4 es una vista lateral en sección transversal de una pluralidad de satélites apilados que utilizan el satélite apilable de la figura 1. En la realización mostrada, todos los satélites 50 y los pilares verticales 54 son idénticos entre sí. Como se muestra en la figura 4, los satélites 50 se apilan uno encima del otro de manera que el único contacto entre los satélites apilados verticalmente es a través de los pilares verticales 54. Específicamente, los extremos superiores 58 de un pilar vertical 48 de cada satélite apilable 50 se acoplan y soportan respectivos extremos inferiores 56 de los pilares verticales del satélite inmediatamente por encima del mismo. Dado que el único contacto vertical entre los satélites 50 es a través de los pilares verticales, los pilares reciben sustancialmente toda la carga vertical del satélite al que están unidos, así como todos los satélites apilables por encima del mismo. En otras palabras, el marco 52 de satélite no recibe sustancialmente ninguna de la carga vertical de ningún satélite apilado encima del mismo.

Como se muestra, un sujetador de satélite 61 incluye una tapa superior 62, una tapa inferior 64, un árbol 68 de tensión, una abrazadera 72 del árbol de tensión y un perno de árbol superior 76. El árbol 68 de tensión se coloca a lo largo del eje central del vehículo de lanzamiento para comprimir verticalmente la pila de satélites 50. El árbol 68 de tensión tiene un extremo inferior que está unido a la tapa inferior 64 y un extremo superior unido a la tapa superior 62.

Una pluralidad de abrazaderas 72 del árbol de tensión unidas a la tapa inferior 64 soportan lateralmente el árbol 68 de tensión. La tapa inferior 64 se puede montar directamente en una etapa superior del vehículo de lanzamiento o indirectamente a través de un adaptador de carga útil (PAF) 65. Si es así, los cables de tensión 70 se fijan unidos a la tapa inferior 64 en un extremo y al PAF 65 en el otro extremo fija la tapa inferior al vehículo de lanzamiento.

La tapa superior 62 tiene una abertura central a través de la cual se rosca el perno 76. El perno 76 une la tapa 62 al árbol 68 de tensión. De manera similar, la tapa inferior 64 tiene una abertura central a través de la cual un perno (no mostrado) une la tapa al árbol 68 de tensión. Las tapas superior e inferior 62,64 tienen una pluralidad de puntales 78.

A diferencia del dispensador convencional que necesita soportar el peso de todos los satélites montados en el mismo, el árbol 68 de tensión no necesita soportar dicho peso. En consecuencia, el árbol 68 de tensión podría hacerse sustancialmente más liviano y más delgado de lo que era necesario anteriormente.

Los extremos distales de los puntales 78 para la tapa superior 62 están conformados para coincidir con los respectivos extremos superiores 58 de los pilares 54 de los satélites superiores 50 para aplicar presión hacia abajo a través de respectivos pilares externos y pilares internos para reducir o eliminar la probabilidad de un movimiento lateral del satélite durante el lanzamiento. En otras palabras, los extremos distales de los puntales 78 para la tapa superior 62 son idénticos al extremo inferior 56 de los pilares verticales 54.

De manera similar, los extremos distales de los puntales 78 para la tapa inferior 64 están conformados para acoplarse con los respectivos extremos inferiores 56 de los pilares 54 de los satélites 50 más inferiores. Específicamente, los extremos distales de los puntales 78 para la tapa inferior 64 son idénticos al extremo superior 58 de los pilares verticales 54. La tapa superior 62 y el perno 76 están diseñados para separarse en órbita a través de métodos conocidos para permitir que los satélites 50 se separen del vehículo de lanzamiento.

La figura 5 es una vista en perspectiva de una pluralidad de satélites apilados utilizando el satélite apilable de la figura 1 de acuerdo con otro aspecto de la presente invención. Para mayor claridad, algunas partes del sujetador de satélite 61 no se muestran en esta figura. Como se muestra, ocho satélites apilables 50 están horizontalmente dispuestos alrededor de un eje vertical central y nueve satélites se apilan verticalmente para cada columna de satélites para un total de 72 satélites que se pueden lanzar en una sola carga útil.

Se ha descrito un uso novedoso de pilares verticales en el diseño del satélite. Los pilares verticales están diseñados para evitar las principales cargas estáticas y dinámicas de los satélites anteriores. De esta manera, solo los pilares

verticales están diseñados para una resistencia y rigidez muy altas sin requerir los mismos criterios de rendimiento del resto de la estructura del satélite. El uso de tales pilares verticales elimina la necesidad de un dispensador o aligera sustancialmente la masa del dispensador para permitir transportar sustancialmente más satélites en una carga útil como se ilustra en la figura 5, por ejemplo.

- 5 Debe entenderse que la divulgación describe algunas realizaciones y que los expertos en la técnica pueden idear fácilmente muchas variaciones de la invención después de leer esta divulgación. Por ejemplo, si bien los conceptos inventivos descritos en el presente documento son particularmente adecuados para satélites LEO y MEO, también pueden aplicarse a otros satélites. Por lo tanto, el ámbito de la presente invención se debe determinar mediante las
- 10 reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema de satélites apilables que comprende:

5 al menos dos satélites apilables (50), en el que cada satélite apilable (50) comprende:

un marco (52) para soportar una pluralidad de componentes de satélite (90, 92), y
 al menos un pilar vertical (54) unido al marco (52) y que tiene un extremo superior (58) con un rebaje formado
 sobre el mismo y un extremo inferior (56) con una porción sobresaliente, en el que el rebaje del extremo superior
 (58) está adaptado para recibir y soportar una porción sobresaliente de un extremo inferior (56) de un respectivo
 pilar vertical (54) de un satélite superior apilable y la porción sobresaliente del extremo inferior (56) está
 adaptada para acoplarse con un rebaje formado en un extremo superior (58) de un respectivo pilar vertical (54)
 de un satélite apilable inferior, en el que los únicos puntos de contacto entre satélites verticalmente adyacentes
 son a través de los extremos inferior y superior acoplados (56, 58) del al menos un pilar vertical (54), y en el
 que el al menos un pilar vertical (54) recibe sustancialmente toda una carga vertical del satélite apilable y el
 satélite apilable superior a través de los extremos inferior y superior (56, 58) acoplados de los pilares verticales;
 y
 un sujetador de satélites (61) adaptado para sujetar los al menos dos satélites apilables (50) a un vehículo de
 lanzamiento.

2. El sistema de satélites apilables de la reivindicación 1, en el que cada satélite apilable (50) comprende al menos
 tres de los pilares verticales (54) unidos al marco (52), en el que los únicos puntos de contacto entre los satélites
 adyacentes verticalmente son a través del acoplamiento de los extremos inferior y superior (56, 58) de los al menos
 tres pilares verticales (54), que reciben sustancialmente toda una carga vertical del satélite apilable y el satélite apilable
 superior a través de los extremos inferior y superior (56, 58) acoplados de los pilares verticales.

3. El sistema de satélites apilables de la reivindicación 1, en el que el marco (52) de cada satélite apilable (50)
 comprende al menos cuatro esquinas y en el que cada satélite apilable (50) comprende al menos cuatro de los pilares
 verticales (54) unidos al marco (52), en el que los únicos puntos de contacto entre satélites verticalmente adyacentes
 son a través de los extremos inferior y superior acoplados (56, 58) de los al menos cuatro pilares verticales (54), y en
 el que los al menos cuatro pilares verticales (54) reciben sustancialmente toda una carga vertical del satélite apilable
 y el satélite apilable superior a través de los extremos inferior y superior (56, 58) acoplados de los pilares verticales.

4. El sistema de satélites apilables de la reivindicación 1, que comprende además al menos una unión de cizalladura
 (66) que une el al menos un pilar vertical (54) al marco (52).

5. El sistema de satélites apilables de la reivindicación 4, en el que:

el marco (52) de cada satélite apilable (50) incluye una sección superior (52a) y una sección inferior (52b); y
 cada una de las uniones de cizalladura (66) incluye un sujetador superior (82) que sujeta el pilar vertical (54) a la
 sección superior (52a) del marco (52) y un sujetador inferior (82) que sujeta el pilar vertical (54) a la sección
 inferior (52b) del marco (52).

6. El sistema de satélites apilables de la reivindicación 1, en el que el sujetador (61) incluye una tapa (62) colocada
 por encima del satélite apilable superior (50) y aplica presión hacia abajo al extremo superior (58) de los pilares
 verticales (54) del satélite superior (50).

7. El sistema de satélites apilables de la reivindicación 6, en el que el sujetador (61) incluye además un árbol (68) que
 tiene un extremo inferior unido al vehículo de lanzamiento y un extremo superior unido a la tapa (62).

8. El sistema de satélites apilables de la reivindicación 6, en el que hay V niveles verticales de los satélites apilables
 (50) que son apilables uno encima del otro y H número de satélites apilables dispuestos horizontalmente para
 proporcionar un número V por H de satélites en una carga útil, en el que H es al menos dos.

9. El sistema de satélites apilables de la reivindicación 8, en el que la tapa (62) incluye una pluralidad de puntales (78)
 cada uno con un extremo distal adaptado para acoplarse a un respectivo extremo superior (58) del pilar vertical (54)
 del satélite superior (50) para aplicar presión hacia abajo al mismo.

10. Un método para preparar una carga útil que contiene una pluralidad de satélites apilables (50) que comprende:

apilar verticalmente una pluralidad de satélites apilables (50), teniendo cada satélite apilable un marco (52);

al menos un pilar vertical (54) unido al marco (52), y que tiene un extremo superior (58) con un rebaje formado
 sobre el mismo y un extremo inferior (56) con una porción sobresaliente, y en el que el rebaje del extremo
 superior (58) está adaptado para recibir y soportar una porción sobresaliente de un extremo inferior (56) de un

respectivo pilar vertical (54) de un satélite superior apilable y la porción sobresaliente del extremo inferior (56) está adaptada para acoplarse con un rebaje formado en un extremo superior (58) de un respectivo pilar vertical (54) de un satélite inferior apilable;

- 5 en el que el extremo inferior (56) del pilar vertical (54) de cada satélite está acoplado a un extremo superior (58) del pilar vertical (54) de un satélite apilable (50) debajo de cada satélite y el extremo superior (58) del pilar vertical (54) de cada satélite está acoplado al extremo inferior (56) del pilar vertical (54) de un satélite apilable sobre cada satélite, de tal manera que los únicos puntos de contacto entre satélites verticalmente adyacentes son los extremos inferior y superior (56, 58) acoplados del pilar vertical (54) de cada satélite, recibiendo el pilar vertical de cada satélite sustancialmente toda la carga vertical de cada satélite y cualquier otro satélite apilable
10 apilado sobre cada satélite; y

sujetar los satélites apilados a un vehículo de lanzamiento para aplicar presión hacia abajo a través de los pilares verticales de los satélites apilados.

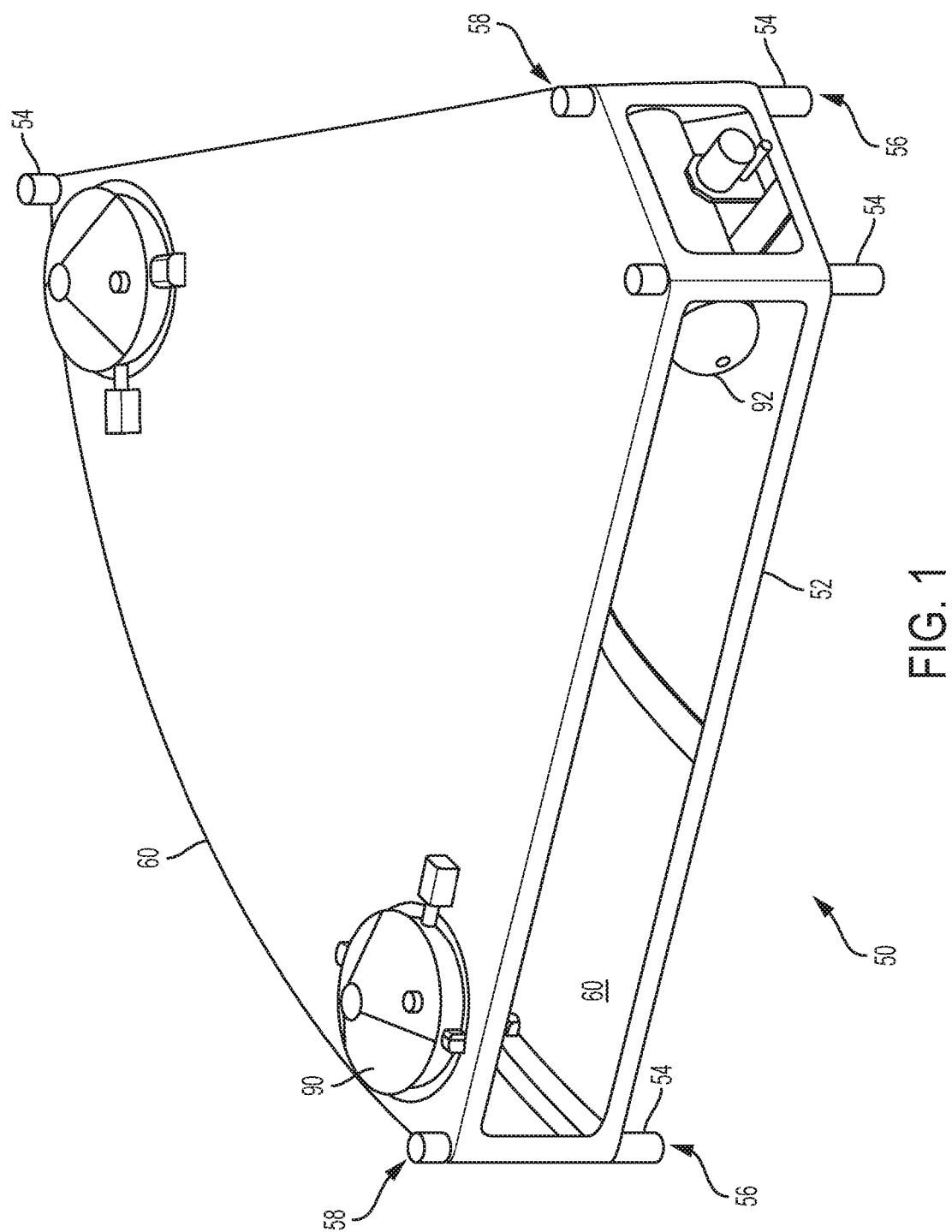
- 15 11. El método de la reivindicación 10, en el que la etapa de sujeción comprende:

colocar una tapa (62) encima de un satélite superior de los satélites apilables (50); y
aplicar presión hacia abajo en el extremo superior (58) del pilar vertical (54) del satélite superior.

- 20 12. El método de la reivindicación 11, en el que la etapa de sujeción incluye además unir un extremo inferior de un árbol (68) al vehículo de lanzamiento y unir un extremo superior del árbol a la tapa (62).

13. El método de la reivindicación 11, en el que hay V niveles verticales de los satélites apilables (50) que se apilan uno encima del otro, comprendiendo además el método: posicionar horizontalmente un número H de satélites apilables
25 para cada nivel vertical para proporcionar un número V por H de satélites en la carga útil, en el que H es al menos dos.

14. El método de la reivindicación 13, en el que cada satélite (50) tiene al menos tres pilares verticales (54), comprendiendo además el método colocar una tapa (62) sobre los satélites superiores dispuestos horizontalmente, teniendo la tapa una pluralidad de puntales (78), cada uno con un extremo distal adaptado para acoplarse a un
30 respectivo extremo superior (58) de los pilares verticales de los satélites superiores dispuestos horizontalmente para aplicar presión hacia abajo a los mismos.



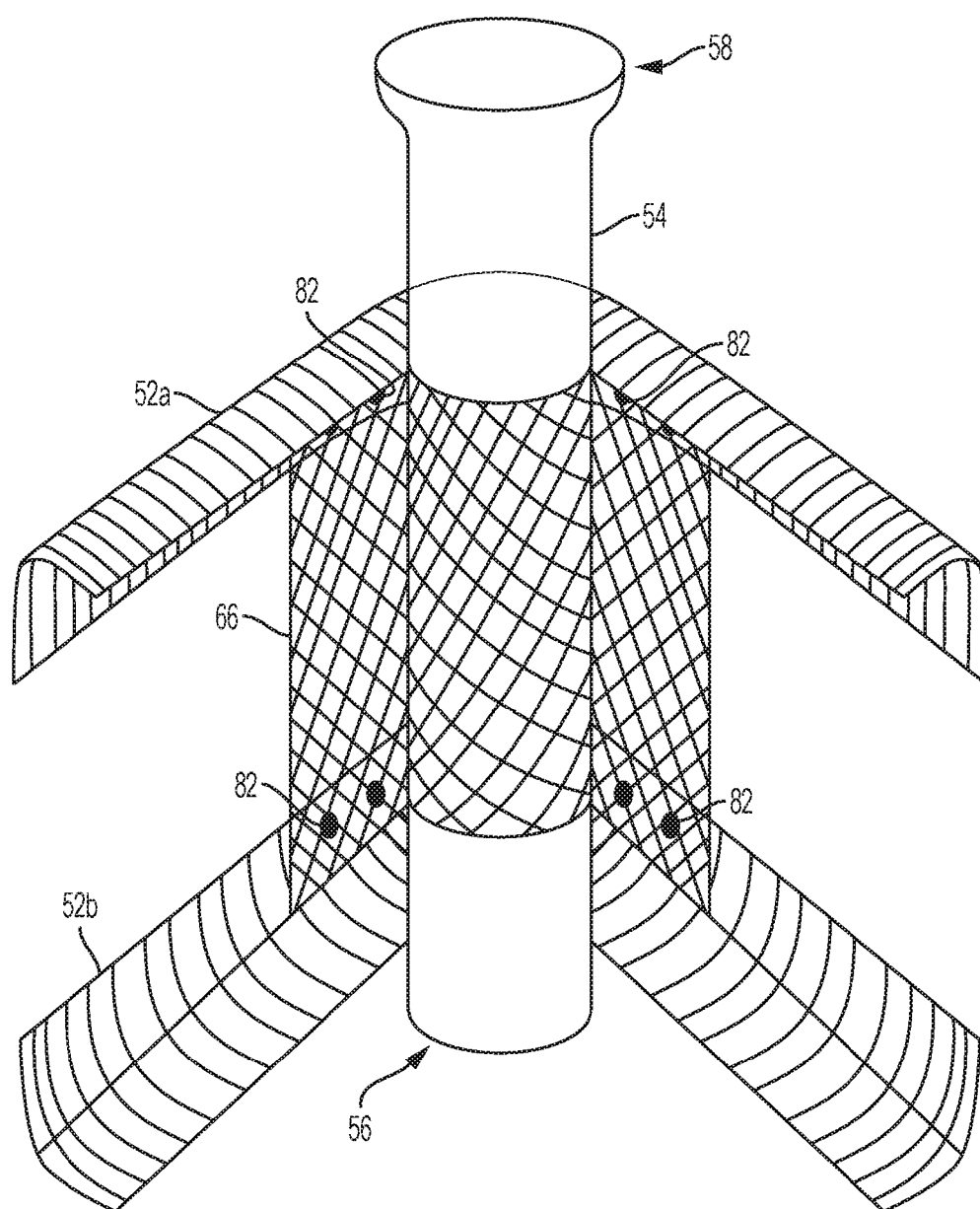


FIG. 2

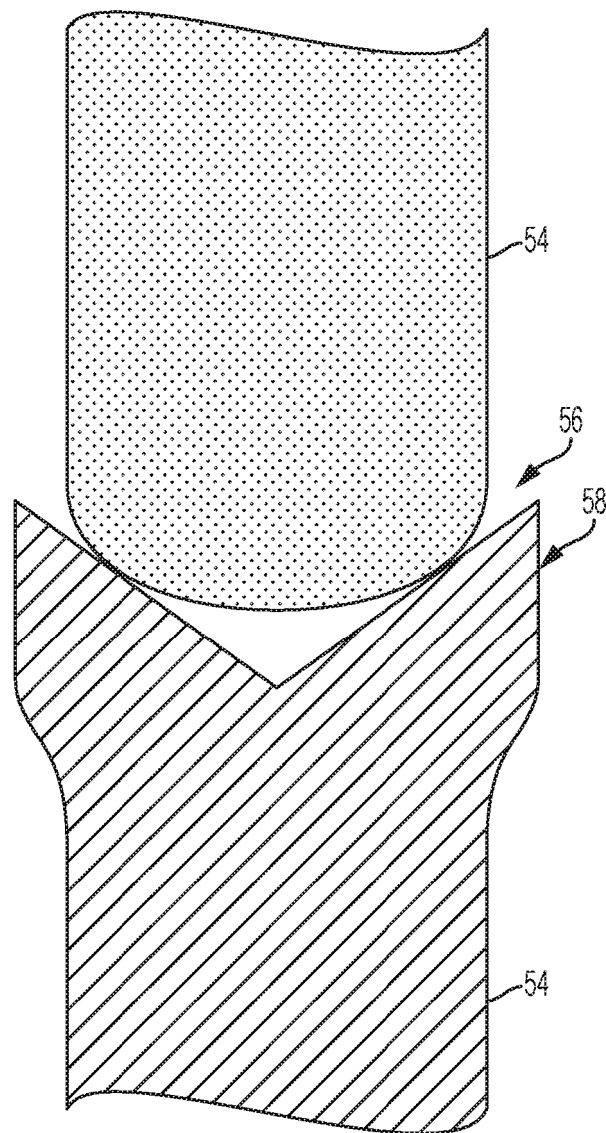


FIG. 3A

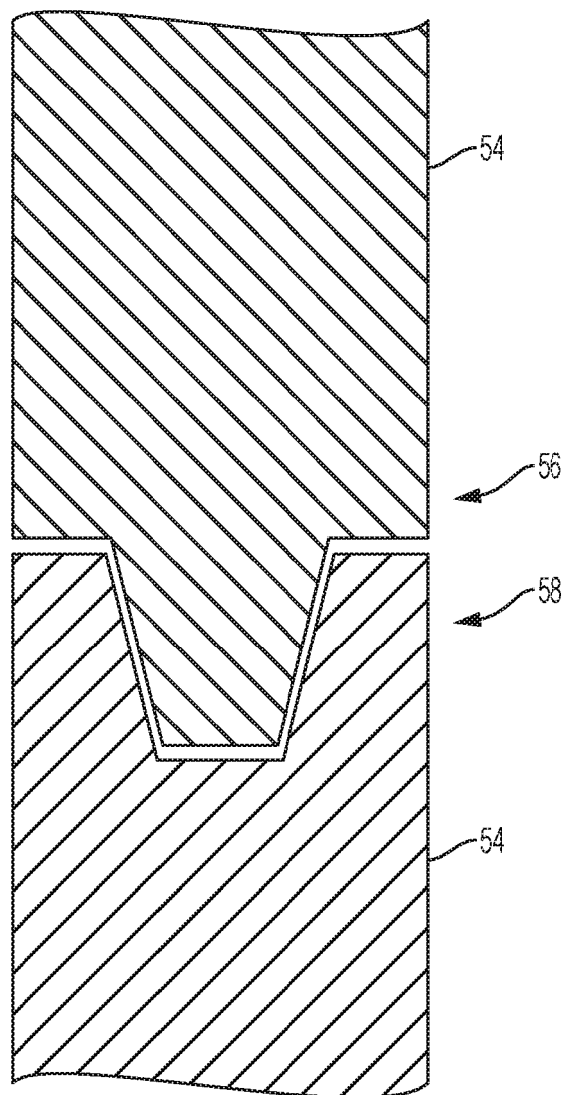


FIG. 3B

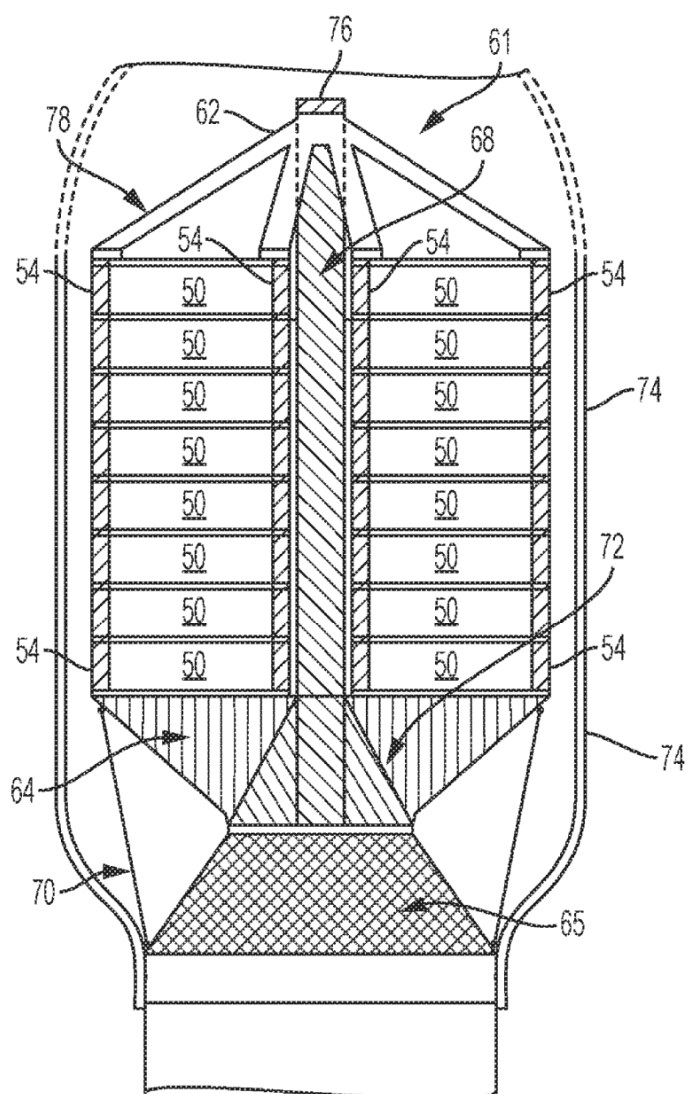


FIG. 4

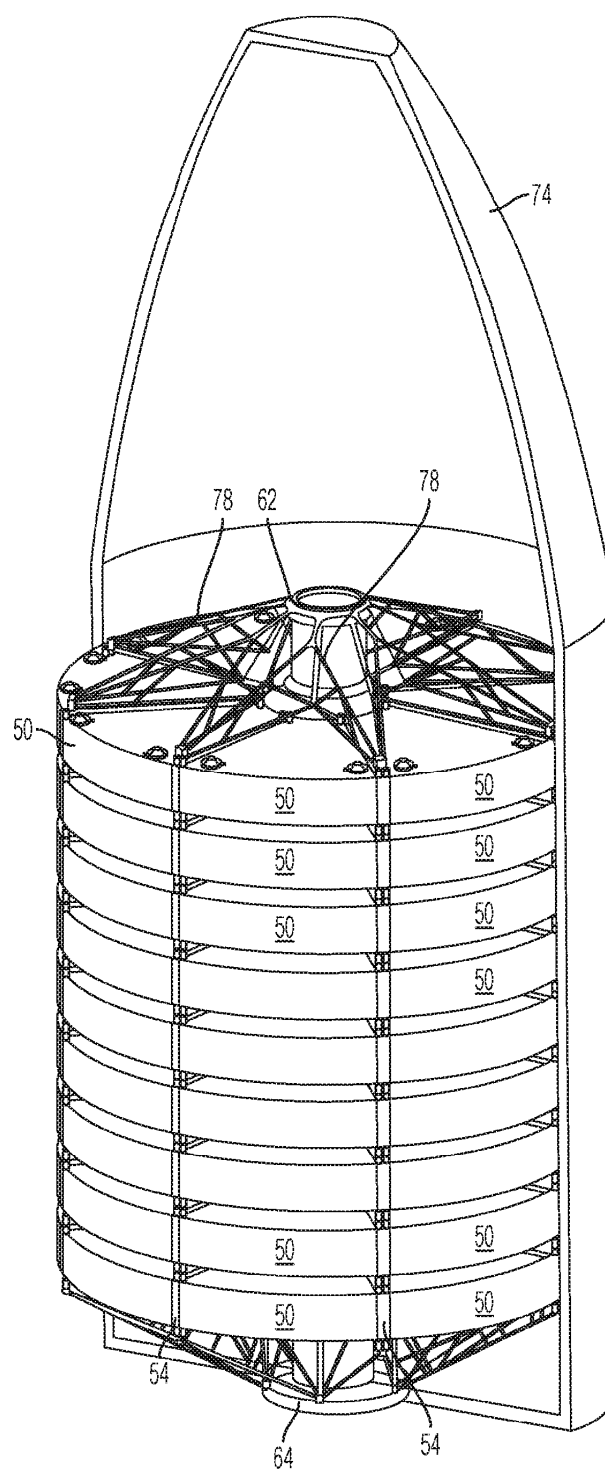


FIG. 5