(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 981 219**

(51) Int. Cl.:

B64G 1/64 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(86) Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **17.12.2020 PCT/FR2020/052491**

(87) Fecha y número de publicación internacional: **24.06.2021 WO21123632**

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.12.2020 E 20848992 (2)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea: **08.05.2024 EP 3962816**

(54) Título: **Dispositivo de amarre amortiguador a un satélite**

(30) Prioridad:

20.12.2019 FR 1915179

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
07.10.2024

(73) Titular/es:

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

(72) Inventor/es:

TAJAN, FLORENT y
BLAIS, THIERRY

(74) Agente/Representante:

VEIGA SERRANO, Mikel

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Dispositivo de amarre amortiguador a un satélite

Sector de la técnica

La presente solicitud se refiere a un dispositivo de amarre de una nave espacial a un satélite, comprendiendo un satélite que no comprende un equipo específico dedicado a este fin. Igualmente se refiere a un procedimiento de amarre y desamarre implementado con un dispositivo de este tipo.

Estado de la Técnica

Para poder repostar con combustible un satélite en funcionamiento, o para poder desplazar un satélite de una órbita a otra, es necesario poder acoplar una nave espacial de remolque o de reabastecimiento al satélite, de una manera que no interfiera con la misión del satélite, es decir, que no modifique la posición y la orientación del satélite. Esto es particularmente crítico, por ejemplo, para los satélites de telecomunicaciones en órbita geoestacionaria, que no deben sufrir movimientos alrededor de su actitud de funcionamiento.

Esto implica que el contacto entre la nave espacial y el satélite debe realizarse a la velocidad relativa más baja posible, idealmente a cero, y con los esfuerzos de contacto más bajos posibles sobre el satélite, idealmente cero.

Ahora bien, los satélites actualmente en funcionamiento no comprenden ningún equipo dedicado específicamente al amarre a una nave espacial de remolque o de reabastecimiento.

Se conoce por el documento RU 2 657 623 un dispositivo de amarre a un satélite que comprende una plataforma móvil sostenida por seis brazos independientes, comprendiendo cada brazo una conexión de tuerca de bola que convierte un movimiento de traslación de un brazo en un movimiento de rotación, siendo este movimiento de rotación transmitido a un resorte de torsión coaxial de un mecanismo de trinquete y de un embrague de fricción electromagnético que permite autorizar o impedir selectivamente el despliegue de los brazos.

El documento RU 2 131 829 describe un dispositivo de amarre andrógino para un satélite equipado con un dispositivo equivalente.

El documento EP 3 012 194 describe un sistema de manipulación de un objeto espacial que comprende una estructura articulada provista de un accionador único para controlar el despliegue de la estructura, el agarre del objeto y el repliegue de la estructura.

Objeto de la invención

La invención tiene como objetivo proponer un dispositivo de amarre de una nave espacial de remolque o de reabastecimiento a un satélite que no disponga de ningún equipo a tal efecto, y que no altere la actitud del satélite durante el amarre.

A este respecto, la invención propone un dispositivo según la reivindicación 1.

En la invención, cada brazo de conexión está articulado, y el conjunto de amortiguadores magnéticos comprende, para cada brazo de conexión, un amortiguador magnético giratorio.

Cada brazo articulado puede comprender dos varillas, una primera varilla comprendiendo un primer extremo conectado a la plataforma de recepción mediante una primera conexión esférica, y un segundo extremo conectado a la segunda varilla mediante una segunda conexión esférica, y estando la segunda varilla móvil en rotación con respecto a la nave espacial alrededor de un eje.

Cada amortiguador magnético puede comprender un estator montado fijo con respecto a la nave espacial y un rotor giratorio con respecto al estator, y la segunda varilla de cada brazo es adecuada para girar el rotor del amortiguador magnético del brazo.

La segunda varilla puede girar el rotor del amortiguador magnético a través de un reductor adecuado para multiplicar la velocidad de rotación de la segunda varilla con respecto al estator del amortiguador magnético por un factor superior a 10.

En un modo de realización, el dispositivo de amarre comprende además, para cada brazo articulado, un sensor de posición angular de la segunda porción del brazo.

En un modo de realización, los amortiguadores magnéticos giratorios están distribuidos en una disposición circular, los ejes de rotación de los amortiguadores se extienden radialmente.

En un modo de realización, el dispositivo de amarre comprende además un circuito electrónico de control de los amortiguadores magnéticos, adecuado para controlar los amortiguadores magnéticos en tres modos que comprenden:

- un modo amortiguador, en el que un movimiento del brazo de conexión se amortigua mediante disipación de energía cinética por corrientes de Foucault,
- un modo accionador, que permite controlar un movimiento del brazo de conexión, y
- un modo libre, en el que un movimiento del brazo de conexión no provoca ninguna amortiguación.

En un modo de realización, el dispositivo de amortiguación y de posicionamiento de la plataforma de recepción comprende además una plataforma de conexión a la nave espacial, adecuada para ser ensamblada a dicha nave, y el conjunto de brazos articulados conecta la plataforma de recepción a la plataforma de conexión.

En un modo de realización, el dispositivo de captura comprende un conjunto de varillas de retención montadas en la plataforma de recepción, y que comprende al menos seis puntos de apoyo en un elemento saliente de satélite, y un accionador adecuado para hacer que los puntos de apoyo del conjunto de varillas de retención se apoyen contra el elemento saliente del satélite.

En un modo de realización, el conjunto de varillas de retención comprende seis varillas distribuidas circularmente por la periferia de la plataforma de recepción, estando cada varilla de retención montada de forma giratoria alrededor de un eje tangencial, y el accionador comprende un sistema de accionamiento con poleas y correas adecuado para permitir una rotación simultánea de las varillas hacia el centro de la plataforma de recepción.

La presente se refiere igualmente a un procedimiento de amarre de una nave espacial de remolque o de reabastecimiento que comprende un dispositivo de amarre según la descripción anterior a un satélite que comprende un elemento saliente del tipo de tobera de motor de apogeo o anillo de interfaz de lanzador, comprendiendo el procedimiento las etapas de:

- acercamiento de la nave espacial de remolque o de reabastecimiento hacia el satélite de modo que la plataforma de recepción quede sustancialmente opuesta al elemento saliente,
- una vez establecido el contacto entre el elemento saliente del satélite y la plataforma de recepción, amortiguación de la energía cinética de contacto por el dispositivo de amortiguación y de posicionamiento de la plataforma de recepción,
- durante la amortiguación, captura del elemento saliente del satélite,
- una vez completada la amortiguación, ajuste del posicionamiento relativo del satélite y de la nave espacial de remolque o de reabastecimiento, y
- bloqueo de la conexión entre el satélite y la nave espacial de remolque o de reabastecimiento.

La presente igualmente se refiere a un procedimiento de desamarre de una nave espacial de remolque o de reabastecimiento de amarrada a un satélite mediante la implementación del procedimiento según la descripción anterior, que comprende:

- el desbloqueo de la conexión entre el satélite y la nave espacial de remolque o de reabastecimiento,
- el desplazamiento de la plataforma de recepción mediante el dispositivo de amortiguación y de posicionamiento para alejar la plataforma de recepción de la plataforma de conexión,
- el accionamiento del dispositivo de captura para liberar el satélite, y
- la retracción de la plataforma de recepción por el dispositivo de amortiguación y de posicionamiento para acercar la plataforma de recepción a la plataforma de conexión.

El presente igualmente tiene como objeto un procedimiento de control de una nave espacial de remolque o de reabastecimiento desde una estación terrestre, para la implementación de un procedimiento de amarre o desamarre en órbita según la descripción anterior.

La invención propuesta permite amarrar una nave espacial de remolque o de reabastecimiento a un satélite, capturando el anillo de interfaz de lanzador o una tobera de motor de apogeo del satélite. Como una gran mayoría de los satélites cuentan con este tipo de equipo, el dispositivo de amarre permite realizar un amarre a la mayoría de los satélites incluso si no disponen de un equipo dedicado al amarre a una nave de remolque o de reabastecimiento.

Adicionalmente, el diseño del dispositivo de amarre, que comprende dos plataformas conectadas entre sí por brazos articulados equipados de amortiguadores magnéticos, dejando los brazos articulados seis grados de libertad a la plataforma de recepción del satélite, permite garantizar un primer contacto con unos esfuerzos inferiores a algunos Newtons sobre el satélite, y una amortiguación viscosa de la energía de contacto que permite obtener al final de la amortiguación una velocidad relativa nula entre el satélite y la nave espacial.

El miembro de captura del dispositivo de amarre permite impedir, durante la fase de disipación, una posible distancia o rebote del satélite con respecto al dispositivo de amarre, mientras se realiza una alineación del satélite con respecto

al dispositivo de amarre, permitiendo entonces que el satélite quede bloqueado en una conexión rígida con el dispositivo de amarre.

El dispositivo de amarre igualmente permite liberar el satélite alejando del mismo la nave de remolque o de reabastecimiento, lo que permite evitar cualquier contacto o esfuerzo no deseado sobre el satélite en el momento de la liberación.

Descripción de las figuras

Otras características, detalles y ventajas se pondrán de manifiesto con la lectura de la descripción detallada a continuación y con el análisis de los dibujos adjuntos, en los que:

Fig. 1
[Fig. 1] representa un ejemplo de dispositivo de amarre según un modo de realización.

Fig. 2
[Fig. 2] representa un dispositivo de amortiguación y de posicionamiento de un dispositivo de amarre

Fig. 3a
[Fig. 3a] representa un ejemplo de dispositivo de captura de un dispositivo de amarre

Fig. 3b
[Fig. 3b] es una vista de un detalle de un dispositivo de captura

Fig. 4
[Fig. 4] representa esquemáticamente un ejemplo de dispositivo de bloqueo de un dispositivo de amarre.

Fig. 5a
[Fig. 5a] representa esquemáticamente una fase de contacto de un procedimiento de amarre según un modo de realización.

Fig. 5b
[Fig. 5b] representa esquemáticamente una fase de amortiguación y de captura de un procedimiento de amarre.

Fig. 5c
[Fig. 5c] representa esquemáticamente una fase de ajuste de la posición del satélite capturado.

Fig. 5d
[Fig. 5d] representa esquemáticamente una fase de bloqueo del satélite capturado.

Fig. 6a
[Fig. 6a] representa esquemáticamente una fase de distanciamiento durante un procedimiento de desamarre de un satélite.

Fig. 6b
[Fig. 6b] representa esquemáticamente una fase de separación durante un procedimiento de desamarre de un satélite.

Fig. 6c
[Fig. 6c] representa esquemáticamente una fase de retracción de la plataforma de recepción del satélite.

Fig. 7
[Fig. 7] representa esquemáticamente las principales etapas de un procedimiento de amarre y de desamarre de una nave espacial de remolque o de reabastecimiento a un satélite.

Descripción detallada de la invención

A continuación se hace referencia a la figura 1, que representa un ejemplo de un dispositivo 1 de amarre en fase de aproximación de un satélite 2. El dispositivo 1 de amarre es adecuado para acoplarse a un satélite que no dispone opcionalmente de un equipo proporcionado específicamente para este fin, pero que comprende un elemento saliente S, tal como una tobera de motor de apogeo (igualmente designada convencionalmente por el acrónimo LAE para *Liquid Apogee Engine*), o un anillo de interfaz de lanzador (igualmente designado convencionalmente por el acrónimo LIR para *Launch Interface Ring*). El elemento saliente S presenta una forma sustancialmente circular o anular. En las figuras, los ejemplos representados muestran el caso en el que el elemento saliente S es una tobera de motor de apogeo.

El dispositivo 1 de amarre está, a su vez, montado en una nave 3 espacial de remolque o de reabastecimiento, que se representa esquemáticamente en las figuras 5a a 5d y 6a a 6c. Por ejemplo, el dispositivo 1 de amarre puede estar montado en una pared externa de una nave de este tipo.

Con referencia a la figura 1, el dispositivo 1 de amarre comprende una plataforma 10 móvil de recepción de un satélite, adecuada para recibir y apoyarse contra el elemento saliente del satélite. Para hacer esto, la plataforma 10 de recepción es plana y presenta una forma sustancialmente circular o poligonal. La plataforma de recepción comprende una zona 11 de recepción de forma circular o anular, cuyo diámetro es estrictamente superior al diámetro externo del elemento saliente contra el que debe apoyarse. Ventajosamente, el radio de la zona 11 de recepción es igual al radio del elemento saliente, más un margen que permite adaptar las desviaciones de posicionamiento, estando ventajosamente este margen comprendido entre 50 mm y 200 mm, por ejemplo, igual a 100 mm.

La plataforma 10 de recepción de satélite es móvil con respecto a la nave 3 espacial en la que está montado el dispositivo de amarre. De hecho, durante la aproximación de la nave hacia el satélite, pueden existir desalineaciones entre la posición de la plataforma 10 de recepción y la sección de extremo del elemento saliente que debe entrar en contacto con la plataforma. Estas desalineaciones pueden producirse en traslación y en rotación. Por consiguiente, la plataforma de recepción debe ser móvil en al menos cinco grados de libertad con respecto a la nave 3 espacial, es decir, tres grados de libertad en traslación y dos grados en rotación, la única rotación que no afecta a la posición relativa entre la plataforma y el satélite es una rotación alrededor de un eje en el que está centrada la plataforma. En un modo de realización, la plataforma de recepción es móvil en seis grados de libertad, de los cuales tres en rotación, que permiten amortiguar una posible velocidad de torsión relativa entre el satélite y la nave 3 espacial, que se transmitiría por fricción entre el satélite y la plataforma de recepción en el momento del contacto.

Estos grados de libertad permiten igualmente, como se detalla, a continuación, amortiguar el contacto entre el satélite y la plataforma 10 de recepción.

Para conseguir la movilidad de la plataforma 10 y la amortiguación del contacto entre el satélite y la plataforma, el dispositivo 1 de amarre comprende un dispositivo 20 de amortiguación y de posicionamiento de la plataforma 10 de recepción, este dispositivo 20 siendo igualmente representado en la figura 2.

Este dispositivo 20 comprende un conjunto 21 de brazos 210 de conexión, conectados por un extremo a la plataforma 10 de recepción, y por el otro extremo a un elemento fijo con respecto a la nave espacial. Este elemento fijo puede ser una pared de la nave 3 espacial. Como variante, y como se representa en la figura 2, el dispositivo 20 de amortiguación y de posicionamiento comprende además una plataforma 22 de conexión con la nave 3 espacial, adecuada para ser conectada a una pared de la nave espacial, y que constituye el elemento fijo al que se conectan los brazos 210 articulados. Esta plataforma es plana y presenta una forma circular o poligonal, con dimensiones preferentemente superiores o iguales a las de la plataforma 10 de recepción del satélite.

Para permitir los movimientos de la plataforma 10 de recepción, el conjunto 21 comprende preferentemente seis brazos 210 de conexión, a fin de simplificar el control de la posición de la plataforma. Cada brazo de conexión comprende un primer extremo conectado a la plataforma 10 de recepción de satélite mediante una conexión 230 esférica, ventajosamente realizada por una junta de cardán.

Adicionalmente, para autorizar una variación de distancia entre la plataforma 10 de recepción y la plataforma 22 de conexión sin utilizar una conexión por deslizamiento, que podría causar fricciones y un desgaste prematuro de las piezas en el espacio, cada brazo 210 está articulado. A este respecto, comprende una primera varilla 23 y una segunda varilla 24, siendo las varillas rectas y rígidas. La primera varilla 23 está conectada a la plataforma 10 de recepción mediante la conexión 230 esférica, y a la segunda varilla 24 mediante una segunda conexión 231 esférica. La segunda varilla 24 está, a su vez, montada de forma giratoria con respecto al elemento fijo, por ejemplo a la plataforma 22 de conexión, alrededor de un solo eje.

Ventajosamente, los brazos 210 están distribuidos en una disposición circular, es decir, que los extremos de los brazos del lado de la plataforma de recepción del satélite están distribuidos regularmente en una disposición circular, estando este círculo cerca del borde de la plataforma de recepción para formar un brazo de palanca más grande. De igual manera, los extremos de los brazos del lado de la plataforma de conexión están distribuidos regularmente en un dispositivo circular de diámetro superior o igual al formado por los extremos de los brazos ubicados en el lado de la plataforma de recepción.

Como se observa en las figuras 1 y 2, la plataforma 22 de conexión está ventajosamente montada en la nave 3 espacial de remolque o de reabastecimiento a una distancia distinta de cero de la misma. Por otra parte, los ejes de rotación de la segunda varilla 24 de cada brazo 210 y la forma de la plataforma 22 de conexión son ventajosamente adecuados para permitir que cada brazo 210 adopte una posición en la que la conexión 231 entre las dos varillas se encuentra a una distancia inferior con respecto a la nave 3 espacial que la plataforma de conexión. Por ejemplo, los ejes de rotación de la segunda varilla de cada brazo están ventajosamente dispuestos radialmente, con un punto de pivote ubicado en el borde de la plataforma de conexión, para que la segunda varilla pueda pivotar alrededor de su eje sin ser bloqueada por la plataforma, lo que permite disponer de un mayor recorrido para la amortiguación y el posicionamiento.

Como variante, la plataforma 22 de conexión puede presentar para cada brazo 210 una muesca pasante que permite que al final del recorrido de una parte del brazo quede alojada allí.

Según otra variante más, los ejes de rotación de las segundas varillas de cada brazo pueden ser tangentes al borde de la plataforma 22 de conexión.

El dispositivo de amortiguación y de posicionamiento comprende además un conjunto de amortiguadores 25 magnéticos que permiten una amortiguación equivalente viscosa del contacto entre el satélite y la plataforma 20 de recepción, es decir, proporcional a la velocidad relativa entre el satélite y la plataforma 20 de recepción en el momento del contacto.

A este respecto, el conjunto de amortiguadores magnéticos comprende un amortiguador 25 magnético giratorio para cada brazo 210 articulado. Cada amortiguador magnético está ventajosamente situado en la base de cada brazo 210, al estar conectado a la segunda varilla 24 de cada brazo, para amortiguar el movimiento de rotación de la segunda varilla con respecto a la plataforma 22 de conexión. A este respecto, cada amortiguador 25 comprende un rotor y un estator (no representados). El estator está montado fijo con respecto a la nave 3 espacial de remolque o de reabastecimiento, por ejemplo estando montado en la plataforma 22 de conexión. El rotor está montado de manera giratoria con respecto al estator según el mismo eje de rotación que el de la segunda varilla 24 del brazo considerado, y ventajosamente la segunda varilla de cada brazo es adecuada para girar el rotor del amortiguador correspondiente.

En un modo de realización, cada amortiguador comprende además un reductor (no representado) adecuado para multiplicar la velocidad de rotación del rotor, inducida por la de la segunda varilla del brazo correspondiente, por un factor superior o igual a 10, por ejemplo igual a 20.

Por lo tanto, cada amortiguador puede realizar una disipación viscosa, por corrientes Foucault, de la rotación de la segunda varilla del brazo correspondiente, siendo esta misma rotación inducida por el movimiento de la plataforma 20 de recepción.

El dispositivo 20 de amortiguación y de posicionamiento de la plataforma 10 de recepción permite igualmente controlar la posición de esta plataforma 10. Para hacer esto, ventajosamente comprende un sensor 26 de posición (representado esquemáticamente en la figura 5a) de cada brazo de conexión. El sensor puede ser un sensor de posición angular de la segunda varilla de cada brazo.

Además, cada amortiguador 25 magnético puede ser ventajosamente controlado en varios modos, que comprenden al menos:

- Un modo amortiguador, en el que un movimiento del brazo de conexión (en el modo de realización en el que los brazos de conexión son brazos articulados, el desplazamiento es una rotación de la segunda varilla alrededor de su eje) provoca una disipación por circulación de corrientes de Foucault, y

- Un modo accionador, en el que el amortiguador es controlado para controlar un movimiento del brazo de conexión (en el modo de realización en el que los brazos de conexión están articulados, el movimiento controlado es una rotación de la segunda varilla alrededor de su eje).

En un modo de realización, cada amortiguador 25 magnético puede controlarse además en un modo adicional denominado modo libre, donde el brazo de conexión está en movimiento libre sin generar amortiguación por parte del amortiguador.

En un modo de realización, el control del modo está habilitado por la electrónica 30 de control que permite selectivamente:

- Colocar cada amortiguador en cortocircuito para ponerlo en el modo amortiguador,

- Suministrar tensión a cada amortiguador para controlarlo en modo accionador, y

- Colocar cada amortiguador en circuito abierto para ponerlo en modo libre.

Con referencia a las figuras 1 y 3a, el dispositivo de amarre comprende además un dispositivo 40 de captura del elemento saliente del satélite, siendo el dispositivo 40 de captura adecuado para sujetar el satélite de manera apoyada contra la plataforma 10 de recepción de satélite, en concreto para evitar un rebote del satélite y del dispositivo de amarre.

El dispositivo 40 de captura comprende un conjunto de varillas 41 de retención, montadas en la plataforma 10 de recepción y móviles con respecto a la misma, estando las varillas 41 de retención conformadas para permitir un apoyo sobre el elemento saliente del satélite en seis puntos de apoyo, a fin de evitar un movimiento relativo del elemento

saliente del satélite con respecto a la plataforma 10 de recepción en seis grados de libertad.

A este respecto, según un primer modo de realización, el dispositivo 40 de captura puede comprender tres varillas de retención dispuestas regularmente en la circunferencia de la plataforma 10 de recepción, donde cada varilla de retención incluye un extremo formado por un arco de círculo con dos puntos de apoyo. Como variante, y como se representa en las figuras, el dispositivo de captura puede comprender seis varillas 41 de retención distribuidas regularmente en una disposición circular, en el exterior de la zona 11 de recepción del elemento saliente, por lo tanto cerca del borde de la plataforma 10 de recepción.

Las varillas de retención presentan una longitud adecuada para apoyarse contra el elemento saliente, teniendo en cuenta el tamaño de la zona 11 de recepción de la plataforma y posibles diferencias de tamaño de los elementos salientes S de los satélites para los que está diseñado el dispositivo 40 de captura.

Cada varilla 41 es móvil en rotación alrededor de un eje que permite inclinar las varillas hacia el centro de la plataforma de conexión, siendo por tanto este eje tangencial al círculo sobre el cual están dispuestas las varillas. Adicionalmente, el dispositivo 40 de captura comprende un accionador 42 de las varillas. Con referencia a la figura 3b; en un modo de realización, el accionador 42 es único, y cada varilla gira mediante una polea 420 doble conectada a las dos varillas 41 adyacentes mediante correas 421. Por este hecho, un único accionador 42 permite una transmisión de movimiento simultánea al conjunto de varillas para plegarlas hacia el centro de la plataforma de recepción o alejarlas de ella.

Con referencia a la figura 4, el dispositivo 1 de amarre también puede comprender un dispositivo 50 de bloqueo, adecuado para establecer y mantener una conexión rígida entre el dispositivo de amarre y el elemento saliente del satélite, y por tanto entre la nave espacial de remolque o de reabastecimiento y el satélite. Este dispositivo 50 de bloqueo comprende ventajosamente dos grados de movilidad para poder bloquear diferentes tamaños de elementos salientes S de satélites, comprendiendo un grado de movilidad en traslación radial, en un plano paralelo al plano de la plataforma de conexión, permitiendo que los miembros de agarre se adapten a diferentes diámetros de un elemento saliente S y entren en contacto con el mismo, y un grado de movilidad en traslación axial a lo largo de un eje perpendicular al plano de la plataforma de conexión, para aplicar un esfuerzo al elemento saliente para mantenerlo apoyado contra la plataforma de recepción.

En el ejemplo de realización representado en la figura 4, estos grados de movilidad se realizan mediante miembros 51 de retención en ángulo adecuados para apoyarse contra el elemento saliente del satélite una vez colocado sobre la plataforma de recepción, y ejercer luego sobre un borde periférico de este elemento una fuerza dirigida hacia la plataforma de conexión para mantener el elemento saliente S del satélite en apoyo sobre la plataforma 10 de recepción.

En el ejemplo de la figura 4, cuatro miembros 51 de retención están distribuidos regularmente alrededor de un eje central de la plataforma de conexión, y pueden girarse hacia este eje central mediante uno o más accionadores 52. El esfuerzo dirigido hacia la plataforma de conexión puede implementarse mediante otro accionador 53, por ejemplo usando otras poleas 54. En este caso, la plataforma 10 de recepción del satélite comprende ventajosamente uno o más orificios previstos para permitir el paso de los miembros de retención.

Como variante, el dispositivo de bloqueo puede ser portado por la nave espacial de remolque o de reabastecimiento, independientemente del dispositivo de amarre.

Por último, el dispositivo 1 de amarre igualmente comprende al menos un ordenador adecuado para controlar los diferentes componentes del dispositivo de amarre, a saber: el dispositivo de amortiguación y de posicionamiento de la plataforma 10 de recepción del satélite, el dispositivo de captura y, si corresponde, el dispositivo de bloqueo. El ordenador puede confundirse con el control 30 electrónico de los amortiguadores mencionados anteriormente.

Más específicamente, el ordenador 30 (véase también la figura 5a) es adecuado para controlar estos componentes para implementar un procedimiento de amarre y un procedimiento de desamarre descritos a continuación. El procedimiento de amarre se describe con referencia a las figuras 5a a 5d y 7.

Comprende una primera etapa 100 de aproximación al satélite mediante la nave espacial de remolque o de reabastecimiento. Esta aproximación se lleva a cabo ventajosamente a una velocidad relativa baja, comprendida por ejemplo entre 5 y 20 mm/s. Con referencia a la figura 5a, esta aproximación continúa hasta el primer contacto del elemento saliente del satélite sobre la plataforma 10 de recepción del dispositivo de amarre. Durante esta aproximación, la plataforma de recepción de satélite puede situarse a una distancia predeterminada de la plataforma de conexión, con el fin de anticipar un acercamiento de las plataformas se aproximen como resultado del contacto de la plataforma de recepción con el satélite.

Con referencia a la figura 5b, el procedimiento comprende entonces una etapa 200 de amortiguación del impacto por disipación viscosa. Durante esta etapa, los amortiguadores 25 magnéticos se controlan en modo amortiguador. La plataforma 10 de recepción se adapta entonces a los errores de posición y de orientación entre el satélite y la nave 3 espacial. La estructura del dispositivo 20 de amortiguación y la naturaleza de la amortiguación viscosa permitida por

los amortiguadores permiten resistir una rigidez mecánica muy baja al satélite para evitar un fenómeno de rebote, e inducir esfuerzos de contacto muy bajos sobre el satélite, es decir, inferiores a unos pocos Newtons. La velocidad relativa entre el satélite y la plataforma se pone a cero al final de la etapa 200 de amortiguación, que dura unas pocas decenas de segundos.

Durante la fase 200 de amortiguación, también tiene lugar una etapa 300 de captura del elemento saliente S del satélite, llevada a cabo accionando el dispositivo 40 de captura, para plegar las varillas 41 de retención contra el elemento saliente del satélite. Esto también contribuye a prevenir un posible rebote del satélite. El esfuerzo ejercido por las varillas de retención contra el elemento saliente del satélite es también aquí inferior a unos pocos Newtons e incluso inferior a un Newton, lo que permite no alterar la posición ni la orientación del satélite. En un modo de realización, al final de la amortización y de la captura, el control de los amortiguadores puede conmutarse a un modo libre a fin de minimizar los efectos en el satélite.

Con referencia a la figura 5c, el procedimiento comprende entonces, una vez completadas la amortiguación y la captura, una etapa 400 de ajuste del posicionamiento relativo del satélite con respecto al dispositivo de amarre, sin alterar la actitud del satélite. Durante esta etapa, los amortiguadores se controlan en modo accionador, para controlar los brazos de conexión para orientar la plataforma de recepción y el satélite montado en la misma, según una posición deseada. Esta etapa permite concretamente llevar el satélite a una posición de referencia donde el eje del elemento saliente (LAE o anillo de interfaz de lanzador) es paralelo, incluso coincide, con el eje sobre el que está centrada la plataforma 10 de recepción y el eje sobre el que está centrada la plataforma de conexión.

En un modo de realización, la etapa 400 se descompone en varios movimientos sucesivos que comprenden un primer movimiento 410 de traslación pura de la plataforma 10 de recepción a fin de centrar esta última con respecto al dispositivo de amarre. Este es el movimiento representado en el ejemplo de la figura 4c, donde el centro de la plataforma 10 de recepción está alineado con un eje central del dispositivo de amarre, representado en líneas de puntos en la figura.

Un segundo movimiento 420, de rotación pura, tiene lugar a continuación, para hacer coincidir el eje del elemento saliente del satélite con el eje del dispositivo de amarre, o en otras palabras, para poner la plataforma 10 de recepción paralela al soporte del dispositivo de amarre en la nave espacial, o con respecto a la plataforma de conexión. Durante este segundo movimiento, la nave espacial se controla simultáneamente con el movimiento de los amortiguadores utilizados como accionadores del dispositivo de amarre, y según un movimiento opuesto, para adaptar la nave espacial de remolque o de reabastecimiento a la actitud del satélite, sin modificarla.

Por último, la orientación 400 de la plataforma de recepción comprende un tercer movimiento 430 de traslación pura en la dirección del eje de la nave espacial, que es también la del satélite, y que corresponde a la dirección vertical de las figuras, para devolver la plataforma de conexión a la posición de referencia.

Por último, con referencia a la figura 5d, el procedimiento comprende una etapa 500 de bloqueo de la conexión entre el satélite y el dispositivo de amarre y, por lo tanto, entre el satélite y la nave 3 espacial, que comprende una subetapa 510 durante la cual la plataforma 10 de recepción se acerca a la plataforma de conexión, y una subetapa 520 durante la cual un dispositivo de bloqueo se acopla con el elemento saliente del satélite para inmovilizarlo y formar una conexión rígida. Eventualmente, durante esta etapa, los amortiguadores pueden ser conmutados en modo libre o en modo amortiguador para no oponer ningún esfuerzo a un posible movimiento inducido durante el bloqueo. Siendo la amortiguación proporcional a la velocidad y siendo la velocidad baja, se puede considerar el modo amortiguador.

Con referencia a las figuras 6a a 6c y 7, una vez realizadas las operaciones, se puede implementar un procedimiento de desamarre de la nave espacial de remolque o de reabastecimiento del satélite.

Este procedimiento comprende ventajosamente una primera etapa 600 durante la cual el dispositivo de bloqueo se desacopla del elemento saliente del satélite, manteniendo el dispositivo de captura cerrado en el elemento saliente.

Con referencia a la figura 6a, el procedimiento comprende a continuación una etapa 700 B de desplazamiento de la plataforma 10 de recepción del satélite mediante los brazos de conexión para alejarla de la plataforma de conexión. Para hacer esto, los amortiguadores se controlan en modo accionador. El dispositivo de captura siempre está cerrado en el elemento saliente del satélite.

Con referencia a la figura 6b, el procedimiento comprende a continuación una etapa 800 de liberación del satélite, mediante la apertura del dispositivo de captura.

Por último, con referencia a la figura 6c, el procedimiento comprende una etapa 900 de aproximación de la plataforma 10 de recepción a la plataforma de conexión, para no obstaculizar el distanciamiento del satélite. Por la misma razón, la apertura del dispositivo de captura continúa, para mantener las varillas de retención lo más alejadas posible del elemento saliente del satélite.

Este procedimiento de desamarre permite liberar el satélite a una cierta distancia de la nave 3 espacial, y garantizar

que durante el desamarre no se induzca ningún esfuerzo sobre el satélite. De este modo, tanto para el procedimiento de amarre como para el procedimiento de desamarre, la posición del satélite no se ve alterada por el dispositivo 1 de amarre.

Ventajosamente, el dispositivo de amarre así como la nave espacial 3 son controlados desde una estación terrestre y, a este respecto, comprenden una interfaz de comunicación (no representada) con la estación.

REIVINDICACIONES

1. Dispositivo (1) de amarre a un satélite que comprende en una pared externa un elemento saliente (S), estando el dispositivo de amarre adecuado para ser montado en una nave (3) espacial de remolque o de reabastecimiento, el dispositivo comprende:

una plataforma (10) móvil de recepción de un satélite, adecuada para apoyarse contra el elemento saliente del satélite,
un dispositivo (40) de captura del elemento saliente del satélite, adecuado para retener el elemento saliente en contacto contra la plataforma de recepción,
un dispositivo (50) de bloqueo adecuado para mantener una conexión rígida entre el dispositivo de amarre y el elemento saliente del satélite, y
un dispositivo (20) de amortiguación y de posicionamiento de la plataforma (10) de recepción, que comprende:

- un conjunto (21) de brazos (210) de conexión que conectan la plataforma de recepción de satélite a un elemento fijo con respecto a la nave (3) espacial, estando el conjunto de brazos de conexión adecuado para permitir que la plataforma de recepción se desplace respecto a la nave (3) espacial en seis grados de libertad, estando cada brazo (210) de conexión articulado, y
- un conjunto de amortiguadores (25) magnéticos, adecuado para realizar una amortiguación del contacto entre el satélite y la plataforma móvil de recepción proporcional a la velocidad relativa entre el satélite y la plataforma móvil de recepción, comprendiendo el conjunto de amortiguadores magnéticos, para cada brazo de conexión, un amortiguador (25) magnético giratorio.

2. Dispositivo (1) de amarre según la reivindicación 1, en el que cada brazo (210) articulado comprende dos varillas, una primera varilla (23) comprendiendo un primer extremo conectado a la plataforma de recepción mediante una primera conexión (230) esférica, y un segundo extremo conectado a la segunda varilla (24) mediante una segunda conexión (231) esférica, y estando la segunda varilla móvil en rotación con respecto a la nave espacial alrededor de un eje.

3. Dispositivo (1) de amarre según la reivindicación 2, en el que cada amortiguador (25) magnético comprende un estator montado fijo con respecto a la nave espacial y un rotor giratorio con respecto al estator, y la segunda varilla (24) de cada brazo (210) es adecuada para girar el rotor del amortiguador magnético del brazo.

4. Dispositivo de amarre según la reivindicación 3, en el que la segunda varilla (24) gira el rotor del amortiguador magnético a través de un reductor adecuado para multiplicar la velocidad de rotación de la segunda varilla con respecto al estator del amortiguador magnético por un factor superior a 10.

5. Dispositivo de amarre según una de las reivindicaciones 1 a 3, que comprende además, para cada brazo (210) articulado, un sensor (26) de posición angular de la segunda porción del brazo.

6. Dispositivo de amarre según una de las reivindicaciones 1 a 5, en el que los amortiguadores magnéticos giratorios están distribuidos en una disposición circular, los ejes de rotación de los amortiguadores se extienden radialmente.

7. Dispositivo de amarre según una de las reivindicaciones anteriores, que comprende además un circuito (30) electrónico de control de los amortiguadores magnéticos, adecuado para controlar los amortiguadores magnéticos en tres modos que comprenden:

- un modo amortiguador, en el que un movimiento del brazo de conexión se amortigua mediante disipación de energía cinética por corrientes de Foucault,
- un modo accionador, que permite controlar un movimiento del brazo de conexión, y
- un modo libre, en el que un movimiento del brazo de conexión no provoca ninguna amortiguación.

8. Dispositivo de amarre según una de las reivindicaciones anteriores, en el que el dispositivo (20) de amortiguación y de posicionamiento de la plataforma (10) de recepción comprende además una plataforma (22) de conexión a la nave espacial, adecuada para ser ensamblada a dicha nave, y el conjunto de brazos (210) articulados conecta la plataforma (10) de recepción a la plataforma (22) de conexión.

9. Dispositivo de amarre según una de las reivindicaciones anteriores, en el que el dispositivo (40) de captura comprende un conjunto de varillas (41) de retención montadas en la plataforma (10) de recepción, y que comprende al menos seis puntos de apoyo en un elemento saliente (S) de satélite, y un accionador (42) adecuado para hacer que los puntos de apoyo del conjunto de varillas de retención se apoyen contra el elemento saliente del satélite.

10. Dispositivo de amarre según la reivindicación anterior, en el que el conjunto de varillas (41) de retención comprende seis varillas (41) distribuidas circularmente por la periferia de la plataforma (20) de recepción, estando cada varilla de retención montada de forma giratoria alrededor de un eje tangencial, y el accionador comprende un sistema de accionamiento con poleas (420) y correas (421) adecuado para permitir una rotación simultánea de las varillas hacia

el centro de la plataforma de recepción.

11. Procedimiento de amarre de una nave (3) espacial de remolque o de reabastecimiento que comprende un dispositivo (1) de amarre según una de las reivindicaciones anteriores a un satélite (2) que comprende un elemento saliente (S) de tipo de tobera de motor de apogeo anillo de interfaz de lanzador, comprendiendo el procedimiento las etapas de:

- acercamiento (100) de la nave espacial de remolque o de reabastecimiento hacia el satélite de modo que la plataforma de recepción quede sustancialmente opuesta al elemento saliente,
- una vez establecido el contacto entre el elemento saliente del satélite y la plataforma de recepción, amortiguación (200) de la energía cinética de contacto por el dispositivo de amortiguación y de posicionamiento de la plataforma de recepción,
- durante la amortiguación, captura (300) del elemento saliente del satélite,
- una vez completada la amortiguación, ajuste (400) del posicionamiento relativo del satélite y de la nave espacial de remolque o de reabastecimiento, y
- bloqueo (500) de la conexión entre el satélite y la nave espacial de remolque o de reabastecimiento.

12. Procedimiento de desamarre de una nave (3) espacial de remolque o de reabastecimiento amarrada a un satélite (2) mediante la implementación del procedimiento según la reivindicación anterior, que comprende:

- el desbloqueo (600) de la conexión entre el satélite y la nave espacial de remolque o de reabastecimiento,
- el desplazamiento (700) de la plataforma de recepción mediante el dispositivo de amortiguación y de posicionamiento para alejar la plataforma de recepción de la plataforma de conexión,
- el accionamiento (800) del dispositivo de captura para liberar el satélite, y
- la retracción (900) de la plataforma de recepción por el dispositivo de amortiguación y de posicionamiento para acercar la plataforma de recepción a la plataforma de conexión.

13. Procedimiento de control de una nave (3) espacial de remolque o de reabastecimiento desde una estación terrestre, para la implementación de un procedimiento de amarre en órbita según la reivindicación 11 o de desamarre según la reivindicación 12.

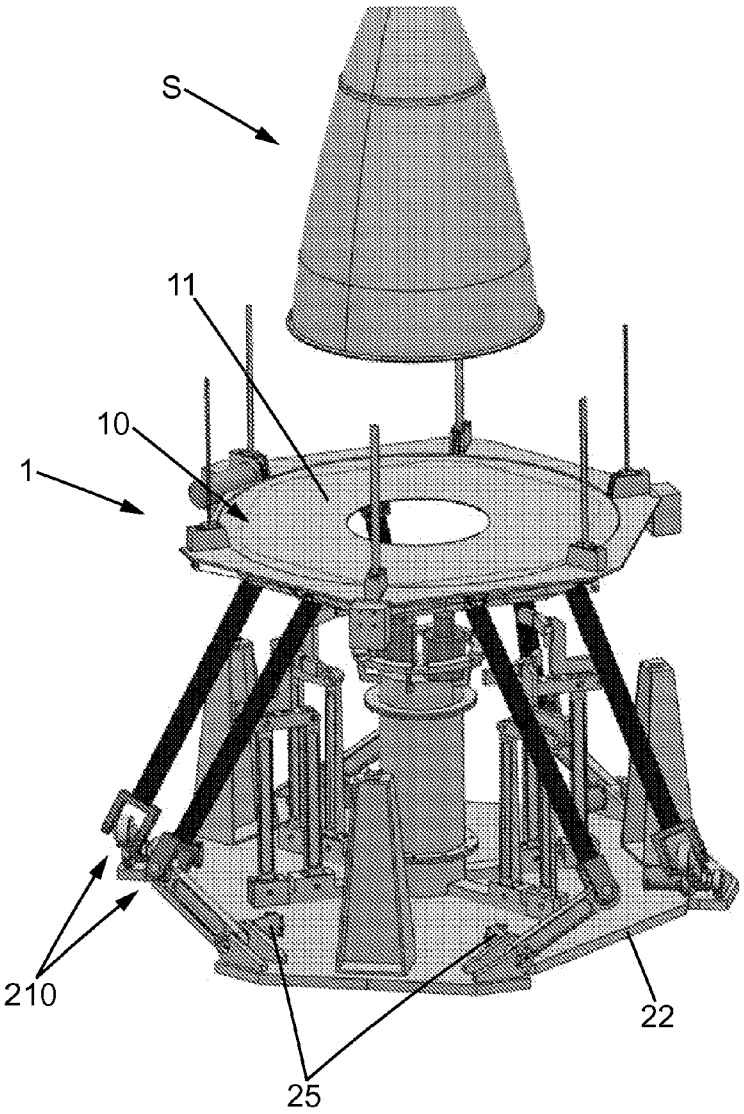


FIG. 1

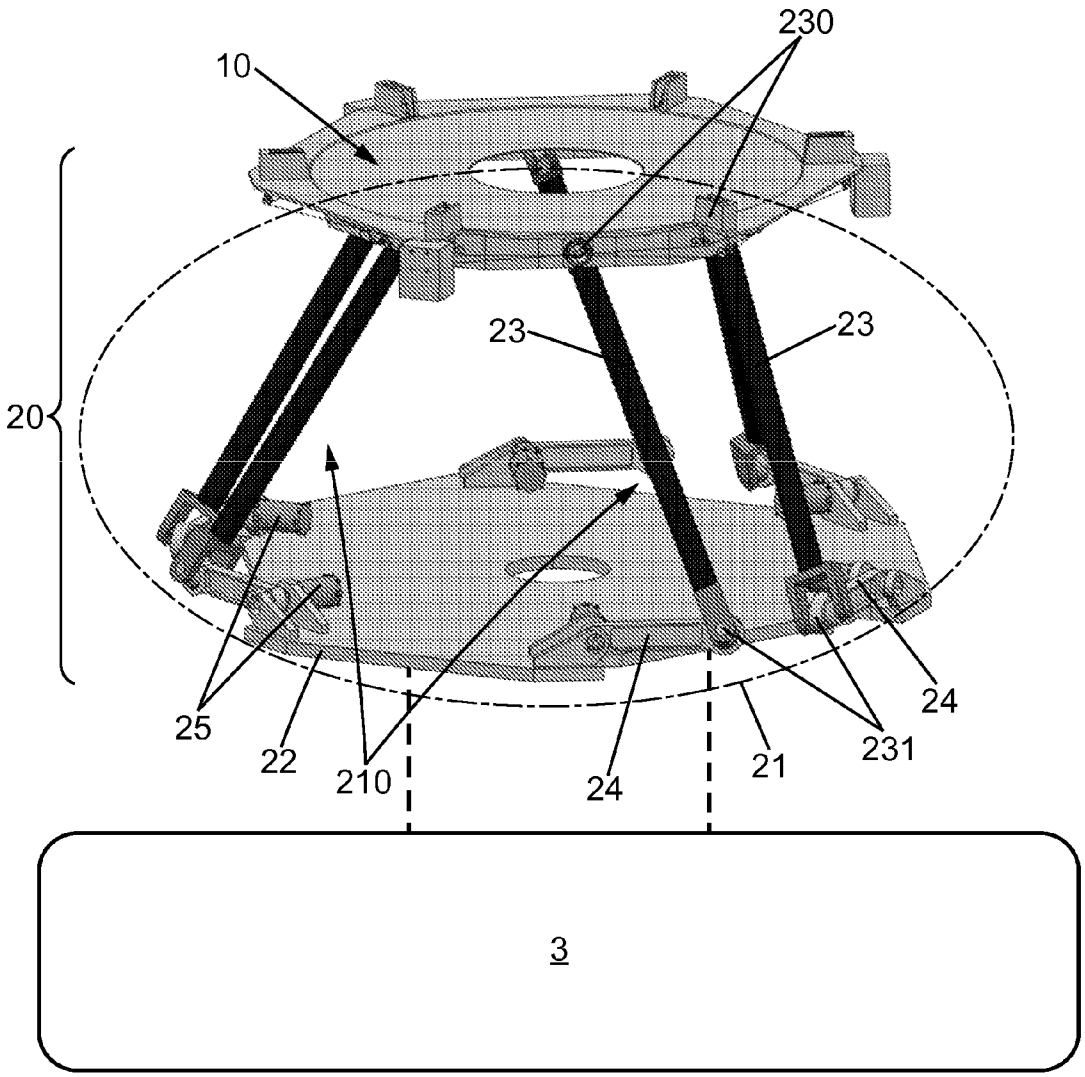


FIG. 2

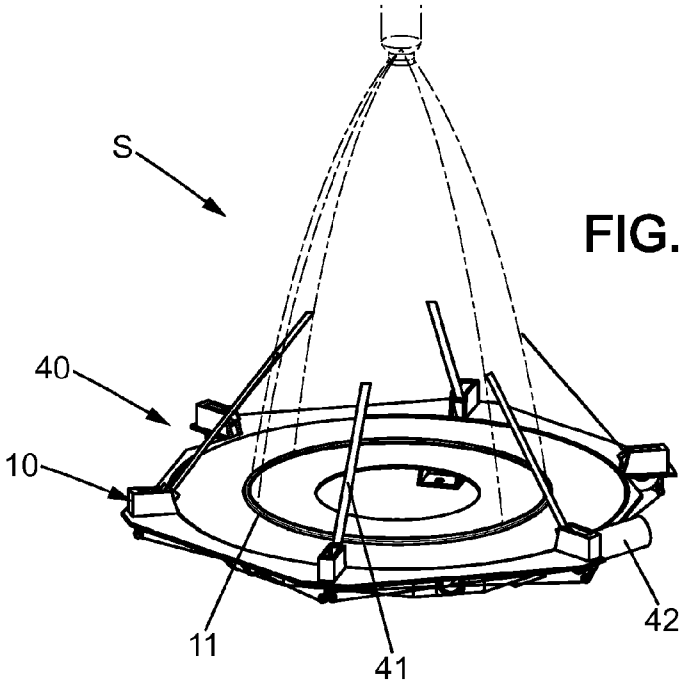


FIG. 3a

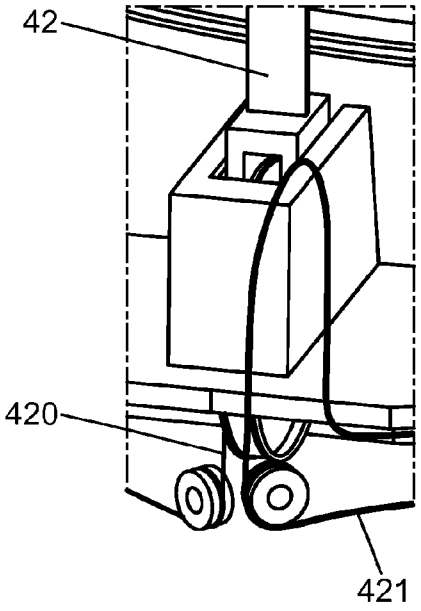


FIG. 3b

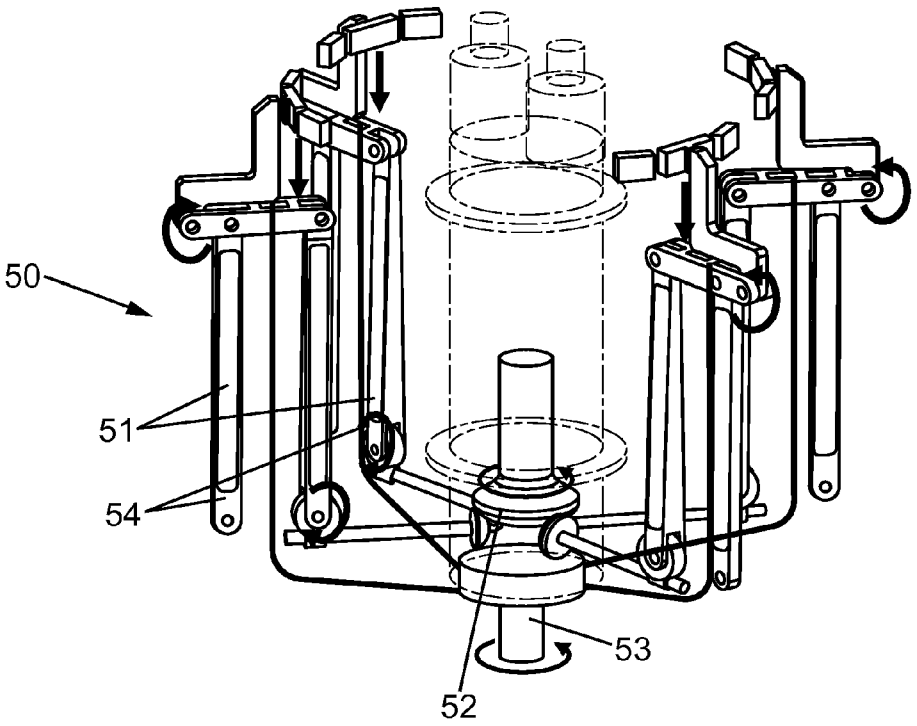


FIG. 4

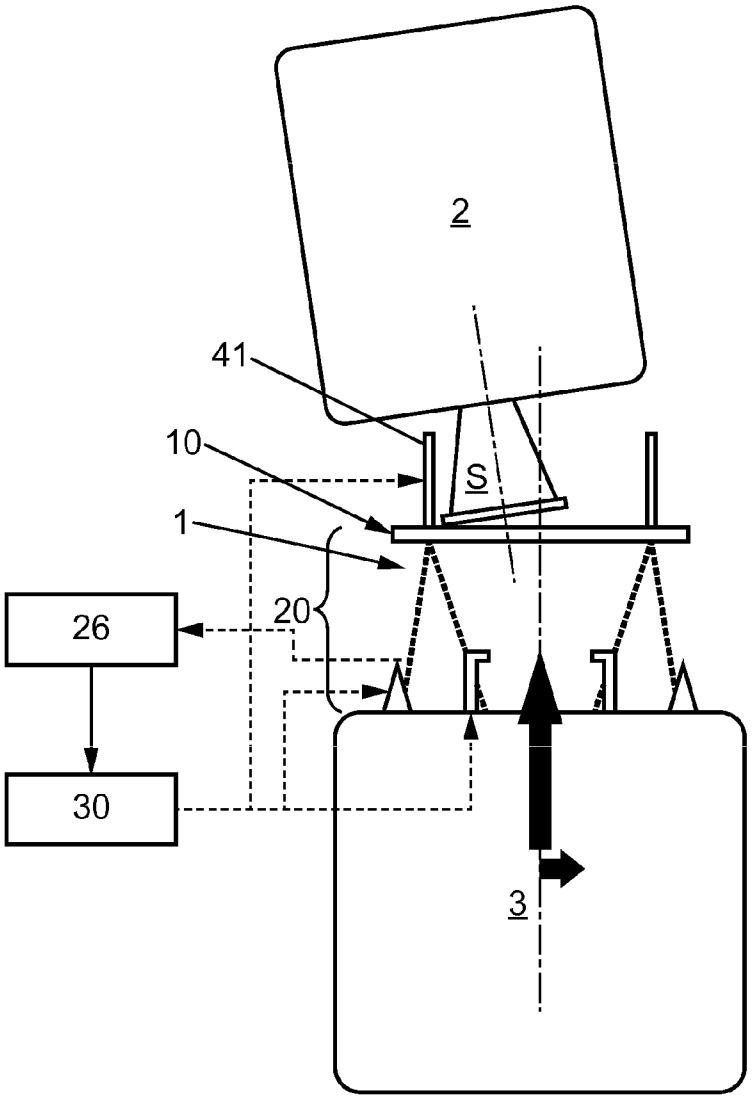


FIG. 5a

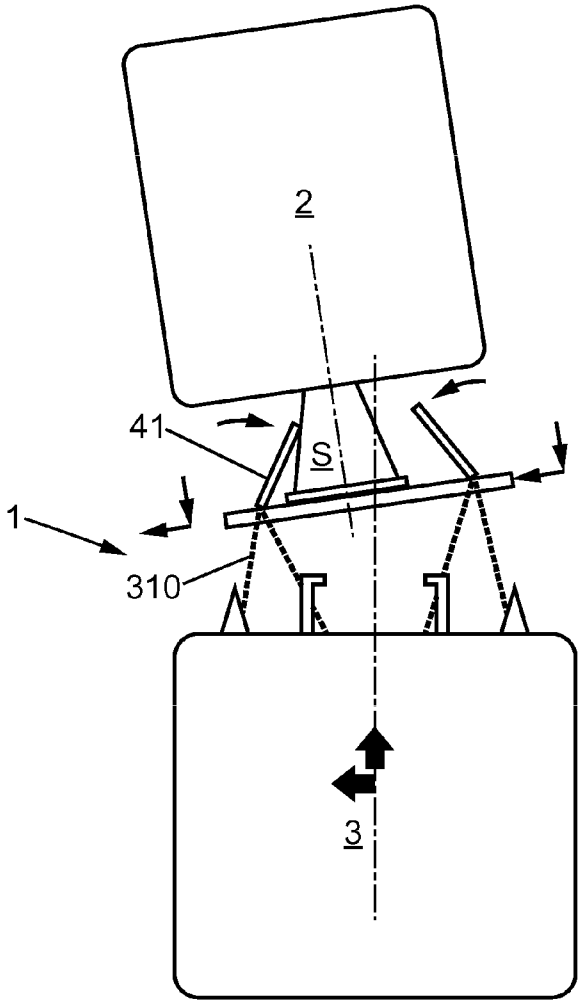


FIG. 5b

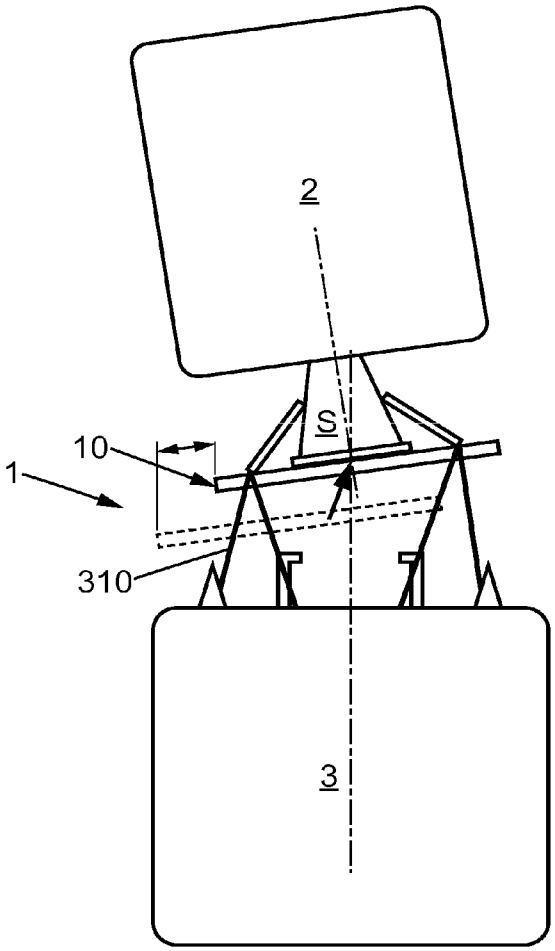


FIG. 5c

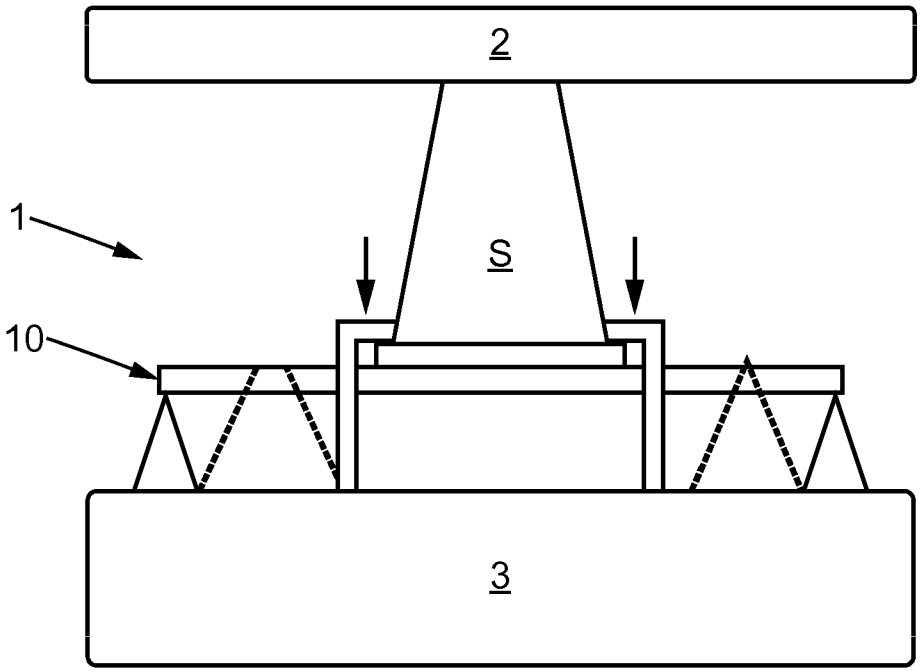


FIG. 5d

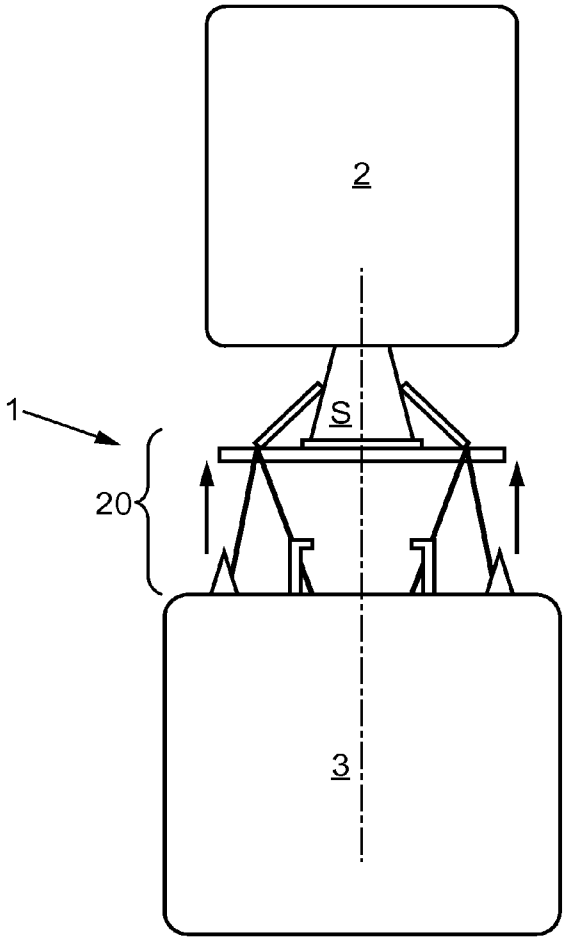


FIG. 6a

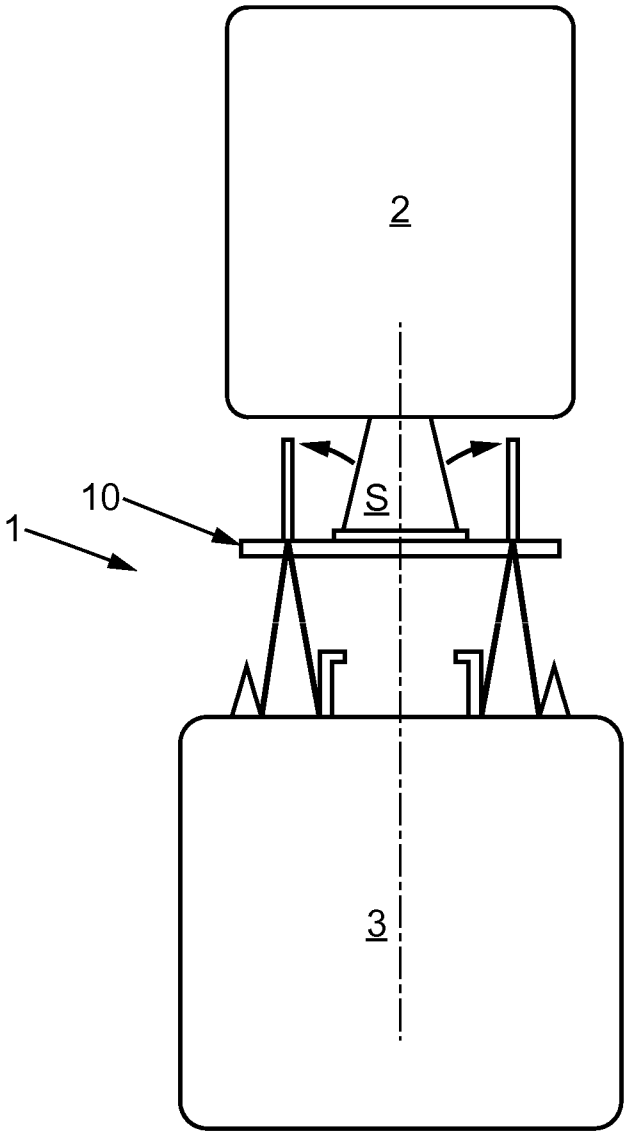


FIG. 6b

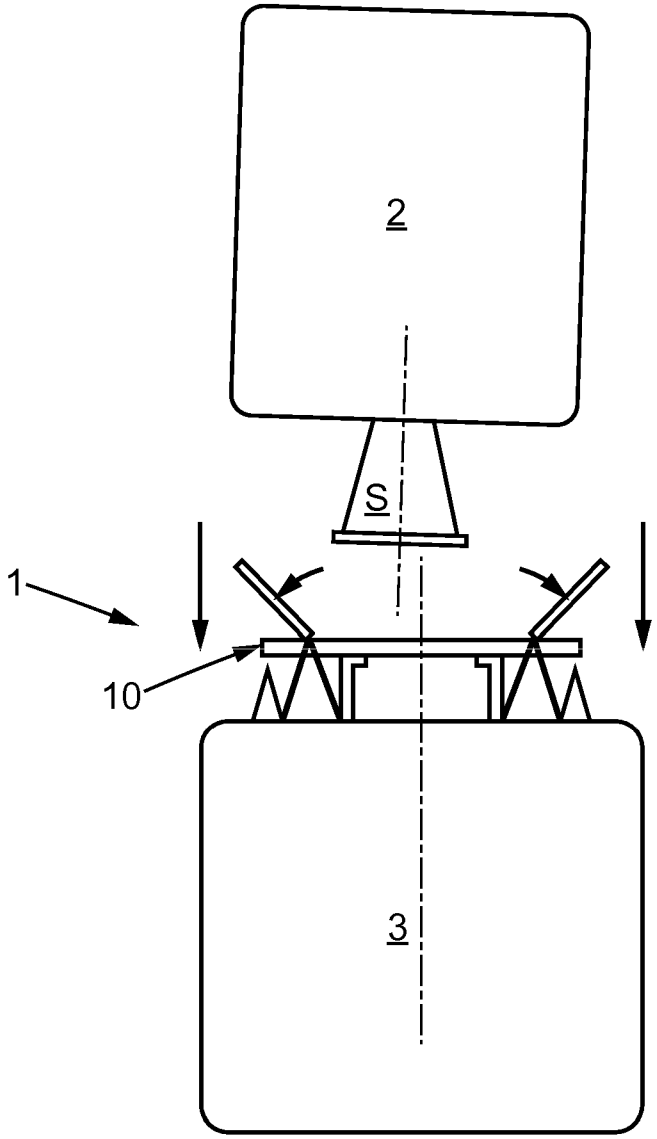


FIG. 6c

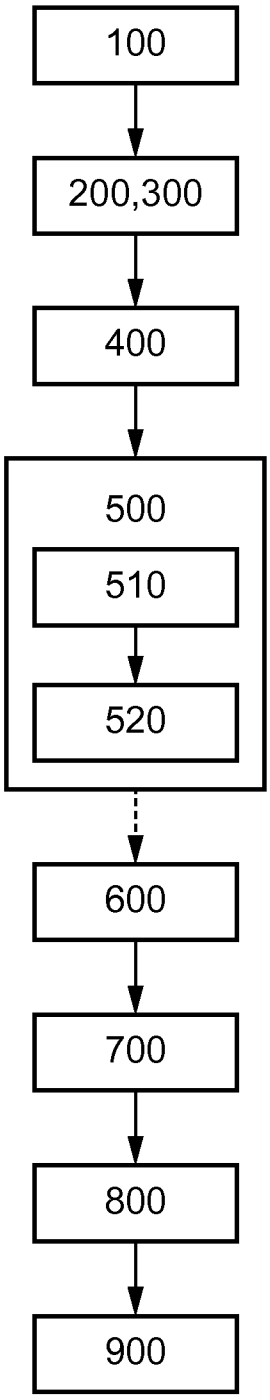


FIG. 7