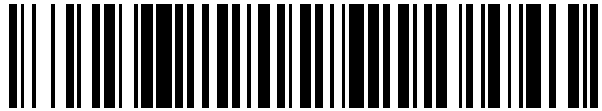


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 728 276**

51 Int. Cl.:

B64G 1/10	(2006.01)
B64G 1/24	(2006.01)
B64G 1/26	(2006.01)
B64G 1/40	(2006.01)
B64G 1/64	(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **18.07.2012 PCT/EP2012/064123**

87 Fecha y número de publicación internacional: **24.01.2013 WO13011073**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.07.2012 E 12741284 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.02.2019 EP 2734448**

54 Título: **Dispositivo para desplazar o retirar satélites artificiales**

30 Prioridad:

18.07.2011 IT MI20111332

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

23.10.2019

73 Titular/es:

**D-ORBIT SPA (100.0%)
Viale Risorgimento 57
22073 Fino Mornasco (CO), IT**

72 Inventor/es:

**ROSSETTINI, LUCA;
TUSSIWAND, GIUSEPPE JUSSEF;
PANESI, RENATO y
PANOZZO, THOMAS**

74 Agente/Representante:

PONS ARIÑO, Ángel

ES 2 728 276 T3

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

DESCRIPCIÓN

Dispositivo para desplazar o retirar satélites artificiales

5 La presente invención se refiere a un dispositivo para retirar satélites artificiales del espacio o para desplazar satélites artificiales a una órbita espacial diferente. En particular, la presente invención se refiere a un dispositivo para la retirada controlada y segura de satélites, a saber, para la desorbitación de satélites artificiales o vehículos espaciales, en donde el término "desorbitación" significa un regreso controlado y rápido de dichos satélites artificiales, o vehículos espaciales, desde órbitas bajas en la atmósfera de la Tierra hasta sitios preestablecidos en la
10 Tierra. De acuerdo con otro aspecto, la presente invención se refiere a un dispositivo capaz de efectuar la reorbitación de satélites artificiales, o vehículos espaciales, que es una transferencia rápida y controlada de dichos satélites artificiales, o vehículos espaciales, desde sus órbitas a una órbita de estacionamiento.

Más en particular, la presente invención se refiere a un dispositivo para desplazar satélites artificiales, o vehículos espaciales, y/o retirarlos de la órbita de la misión al final de su vida útil o cuando se vuelven defectuosos.
15

En un aspecto más, la presente invención se refiere a un dispositivo capaz de actuar como un sistema de propulsión auxiliar para cambiar la posición orbital de satélites artificiales o vehículos espaciales.

20 En otro aspecto, la presente invención se refiere a un método para retirar un satélite espacial de su órbita espacial o desplazar dicho satélite a una órbita espacial diferente. Más en particular, la presente invención se refiere a un método para manejar la desorbitación o la reorbitación de un satélite espacial, o vehículo espacial, mediante un dispositivo de desplazamiento/retirada independiente proporcionado en dicho satélite espacial o vehículo espacial.

25 Los términos "satélite artificial", "satélite espacial" o "vehículo espacial" se refieren, para los fines de la presente invención, a satélites o vehículos artificiales capaces de orbitar o desplazarse en el espacio desde órbitas bajas en la atmósfera terrestre.

El término "órbita de la misión" se refiere, para los fines de la presente invención, a la órbita asignada al satélite o
30 vehículo espacial para las operaciones requeridas durante su permanencia en el espacio.

El término "órbita baja" se refiere, para los fines de la presente invención, a una órbita terrestre baja (LEO), es decir, una órbita circular a una altitud entre la atmósfera y el cinturón de Van Allen, a una distancia de 200 a 2.000
35 kilómetros de la superficie de la Tierra.

El término "órbita alta" se refiere, para los fines de la presente invención, a una órbita terrestre media (MEO), o una órbita geosincrónica (GSO) o una órbita terrestre geoestacionaria (GEO). Una MEO es una órbita que se encuentra entre una LEO y una GEO, aproximadamente a 10.000 km de la superficie de la Tierra. Una GSO es una órbita
40 alrededor de la Tierra con un periodo orbital que es igual que el periodo de rotación sideral de la Tierra. Una GEO es un tipo particular de GSO y es una órbita circular ecuatorial a una distancia de aproximadamente 36.000 kilómetros sobre el ecuador.

El término "órbita de estacionamiento" se refiere, para los fines de la presente invención, a una órbita en la que el satélite artificial o vehículo espacial puede permanecer sin causar daños u ocupar espacio que sea útil para otros
45 satélites artificiales o vehículos espaciales.

El primer satélite artificial fue lanzado en 1957. Desde entonces, se han lanzado más de 6.000 satélites, de los cuales solo 800 están actualmente en uso. La mayoría de los satélites que ya no están operativos continúan orbitando alrededor de la Tierra y es imposible controlar su trayectoria.
50

Con el número cada vez mayor de satélites que se lanzan, hay una consiguiente reducción en el espacio disponible para poner nuevos satélites en órbita. Además, los satélites no operativos y/o no controlados tienen una gran probabilidad de chocar entre sí y explotar.

55 Esto plantea una serie de problemas porque aproximadamente el 50% de los objetos rastreables en órbita se generan por explosiones o colisiones en el espacio. Como consecuencia, hay aproximadamente medio millón de piezas de desechos espaciales que actualmente se desplazan a más de 30.000 km/h alrededor de la Tierra, contaminando los espacios orbitales que son más adecuados desde los puntos de vista científico, técnico y comercial. Cada nuevo satélite lanzado a la órbita no solo aumenta la cantidad de objetos en el espacio, sino
60 también la cantidad de desechos incontrolados que proceden de las continuas colisiones y explosiones a las que están sujetos los desechos abandonados.

Para la clase de órbitas bajas (LEO), la cantidad de desechos en rápido crecimiento constituye una amenaza y está lejos de ser una fuente de contaminación sin importancia. Esta región orbital es relativamente pequeña y está casi saturada, con un importante riesgo de colisiones entre desechos y objetos espaciales que todavía están en uso. Existe un riesgo de serios daños a los satélites artificiales, o incluso su destrucción total, con el consiguiente fallo de
65

las correspondientes misiones espaciales. El aumento incontrolado de estos desechos espaciales puede ocasionar lo que se conoce como el síndrome de Kessler, es decir, cuando se alcanza una determinada densidad de los desechos en órbita, podría haber una cadena de colisiones que evitaría cualquier actividad espacial o el uso de satélites durante varias generaciones. Además, los objetos espaciales que quedan en las órbitas inferiores regresan a la atmósfera de la Tierra y caen sobre la superficie del planeta meses o años después de que cualesquiera sistemas de control orbital disponibles a bordo del satélite hayan agotado su propelente, o cuando un satélite pueda estar fuera de control debido a un fallo, lo que significa que su reentrada está descontrolada y, por lo tanto, pone en riesgo cualquier objeto o ser humano. De hecho, si dichos desechos no se destruyen completamente a medida que atraviesa la atmósfera (según sea el caso, dependiendo de los materiales utilizados en la construcción de la nave y la dinámica de su reentrada), puede caer a gran velocidad a la Tierra, convirtiéndose en un peligro para los seres humanos, los edificios o la infraestructura (por ejemplo, depósitos de combustible, líneas eléctricas, reactores nucleares, etc.).

Incluso sin tener en cuenta cualquier impacto directo con objetos y seres humanos, la reentrada incontrolada de desechos puede ser muy peligrosa. De hecho, algunos satélites pueden tener material radioactivo o altamente tóxico a bordo (tales como propelentes que contienen hidracina), que podría dispersarse en la atmósfera sobre áreas densamente pobladas. Hoy en día, la media del número de objetos que caen a la Tierra desde el espacio ya es de uno al día y nadie puede predecir cuándo o dónde se producirá el impacto. En términos generales, la velocidad de impacto varía de aproximadamente 30 km/h para objetos ligeros a más de 300 km/h para artículos más pesados.

Los objetos espaciales puestos en órbitas medias o altas (MEO y GEO) no se ralentizan debido a las capas superiores de la atmósfera de la Tierra (la exosfera), por lo que no caen hacia la superficie de la Tierra. En consecuencia, los satélites artificiales ocupan segmentos orbitales comercialmente útiles durante mucho tiempo. Al final de su vida útil, que suele ser de 15 años, se convierten en residuos y se abandonan sin control, y esto evita la colocación de cualquier otro objeto espacial en su proximidad. Dada la importancia de las órbitas en cuestión y el espacio limitado disponible, los satélites deben volver a ponerse en una órbita cementerio o en una órbita de estacionamiento antes del final de su vida útil. Normalmente, es una órbita alta sin uso para los fines de las misiones espaciales. Dicho reposicionamiento del satélite se realiza utilizando los mismos sistemas de propulsión que para las maniobras orbitales, si están disponibles a bordo. Una parte del propelente almacenado en los depósitos puede reservarse para este fin, limitando en consecuencia la vida útil del satélite y sacrificando una parte del propelente cargado a bordo para permitir que se finalicen las maniobras de estacionamiento. La reorbitación de un satélite de telecomunicaciones artificial implica la interrupción de sus operaciones comerciales durante aproximadamente seis meses. Para un satélite con una masa inicial de aproximadamente mil kilogramos y una misión de siete años, esto significa una pérdida económica de aproximadamente 10.000.000 de dólares estadounidenses. En caso de cualquier problema, como un mal funcionamiento de los propulsores utilizados, la falta de propelente, la falta de un sistema de propulsión adecuado o un fallo mecánico, el satélite permanece en su lugar prácticamente siempre, impidiendo su sustitución por satélites nuevos y más avanzados tecnológicamente. Varias simulaciones han estimado que cada satélite artificial en la órbita geoestacionaria pasa a aproximadamente 50 metros de otro objeto espacial cada año, con el correspondiente elevado riesgo de impacto.

El "Convenio sobre la responsabilidad internacional por daños causados por objetos espaciales" establece que quienquiera que lance un objeto al espacio es responsable de cualquier daño causado por el objeto, tanto en el espacio como en la Tierra. El Comité Interinstitucional de Coordinación en materia de Desechos Espaciales (IADC) establece que un vehículo espacial genérico debe maniobrarse al final de su misión de trabajo para evitar que interfiera con otros sistemas espaciales en órbita y, en el caso de satélites artificiales en órbitas bajas, su reentrada en la atmósfera debe garantizarse en los 25 años posteriores al final de su vida útil.

En términos generales, el coste incurrido por un satélite artificial en una órbita GEO para cumplir los requisitos del IADC asciende a aproximadamente el 10% -15% del coste total del satélite.

Los desechos espaciales suponen una creciente amenaza para los avances científicos y comerciales en órbita. En consecuencia, sería útil producir un dispositivo capaz de desorbitar o desplazar (reorbitar) de manera segura satélites artificiales y objetos espaciales en órbita en general que hayan llegado al final de su vida útil, de manera fiable y controlada.

Hay otros dispositivos conocidos para desorbitar objetos espaciales o desplazarlos a órbitas de estacionamiento.

Por lo general, comprenden dispositivos pasivos, es decir, no tienen control sobre la programación, la trayectoria y el destino final del objeto a desplazar.

El documento US 6.655.637 describe un dispositivo para lanzar al espacio que puede atrapar objetos que ya están en órbita y hacerlos desorbitar hacia la Tierra mediante un módulo de reentrada inflexible. Suele tratarse de un objeto esférico de grandes dimensiones para garantizar que sea atraído por la Tierra como resultado de su interacción con las capas residuales de la atmósfera. Sin embargo, este dispositivo tiene la desventaja de tener que llevar el objeto a retirar a la atmósfera sin poder garantizar su control durante la fase de reentrada o cualquier reducción importante de los correspondientes tiempos de reentrada. En consecuencia, ni siquiera puede garantizar que la órbita encontrada

durante la fase de "caída" no lo ponga en riesgo de colisionar con otros satélites. Además, este dispositivo no puede cambiar objetos situados en órbitas altas a una órbita de estacionamiento. Otro inconveniente consiste en que las operaciones de recuperación exigen la realización de delicadas maniobras orbitales y lanzamientos especializados para cada objeto a retirar, lo que hace que el proceso de recuperación sea costoso y arriesgado.

5 El documento US 5.120.008 describe un dispositivo que explota la radiación solar que atraviesa las lentes para disolver desechos espaciales. Este dispositivo tiene la desventaja de que solo es útil para pequeños artículos de desechos que, de todos modos, volverían a entrar en la atmósfera de manera espontánea en relativamente poco tiempo. Además, el dispositivo tiene que estar provisto de un propulsor que se puede volver a encender para alcanzar las distintas piezas de desechos en órbita. Otro inconveniente consiste en la necesidad de organizar un lanzamiento especializado para alcanzar la/s órbita/s donde se tienen que disolver los desechos identificados, lo que hace que el proceso de limpieza sea costoso y arriesgado.

10 Un ejemplo de esta tecnología puede observarse en Schonenborg R.: "Solid Propellant De-orbiting for constellation Satellites", Actas del 4 de junio de 2004, Chia Laguna (Cagliari), Cerdeña, Italia.

15 El documento US 4.991.799 describe un aparato que consiste en una nave espacial que gira alrededor de su propio eje con una pluralidad de paneles que tienen una amplia superficie contra la cual deberían impactar los desechos espaciales y permanecer unidos cuando el aparato aspirador avanza. Al igual que los mencionados anteriormente, este dispositivo tiene la desventaja de necesitar que un propulsor que se pueda volver a encender alcance las distintas piezas de desechos en órbita. Otra desventaja consiste en que solo es útil para pequeños artículos, que de todos modos volverían a entrar en la atmósfera de manera espontánea en relativamente poco tiempo. Otro inconveniente consiste en la necesidad de organizar un lanzamiento especializado para alcanzar la/s órbita/s desde las cuales donde se tienen que eliminar los desechos identificados, lo que hace nuevamente que el proceso de limpieza sea caro y peligroso.

20 El documento US 5.082.211 describe un dispositivo "atado" para desorbitar desechos espaciales. Este dispositivo consiste en un cable enrollado largo que se puede desenrollar al comienzo de la fase de desorbitación. El método solo se puede aplicar a desechos en órbitas bajas y utiliza la atmósfera residual a estas altitudes para ralentizar gradualmente los desechos y hacer que vuelvan a entrar en la atmósfera. Sin embargo, la principal desventaja de esta solución consiste en que es imposible garantizar ningún control sobre la trayectoria o el sitio de impacto en la Tierra. Además, las operaciones para desenrollar y estabilizar el cable son muy complejas y costosas.

30 El documento US 7.093.800 describe un método para manejar un satélite al final de su vida útil utilizando una parte del propelente cargado a bordo con fines de desorbitación. La principal desventaja de este método consiste en la necesidad de que el satélite siga en buen estado de funcionamiento al llegar el momento de la desorbitación. Además, solo es factible desorbitar satélites provistos de propulsores que pueden volver a encenderse quemando propelentes líquidos. Otra desventaja nace de la necesidad de tener una masa de propelente y un volumen adicional dentro de los depósitos de combustible para su uso en la maniobra de desorbitación, reduciendo así la vida útil del satélite. La fiabilidad de este sistema depende necesariamente de la fiabilidad de los motores de propelente líquido y del sistema de control.

35 El documento US 6.629.673 describe un propulsor de combustible sólido híbrido utilizado para desplazar un vehículo de transferencia con personas a bordo. Este dispositivo se puede volver a encender y está controlado por la nave espacial a la que está conectado. Este propulsor permite que se efectúe un desplazamiento de emergencia, pero el control del propulsor requiere una funcionalidad adecuada del vehículo a desplazar y su sistema de control.

40 El documento CN 201165916U describe un método para usar un grupo de cuatro motores de propelente sólido para transferencias orbitales. La principal desventaja de estos dispositivos consiste en su falta de autonomía, ya que tienen que ser controlados por el vehículo espacial con el que están asociados, por lo que su fiabilidad depende de este último.

45 El documento US 6.024.328 describe un método para controlar un satélite por medio de un propulsor bipropelente líquido. Este sistema requiere depósitos para el propelente, un depósito debidamente sellado para el gas a presión utilizado para dirigir el combustible y el oxidante al interior de la cámara de combustión, y válvulas y otros componentes. La cantidad de componentes en el sistema contribuye a reducir su fiabilidad general y aumenta aún más la masa que se tiene que lanzar y, en consecuencia, los costes asociados. Otra desventaja consiste en que el espacio ocupado dentro de la nave se tiene que desorbitar.

50 Otros dispositivos y métodos conocidos se describen en literatura de patente para desorbitar objetos espaciales.

55 Janosky R. et al., "End-Of-Life De-Orbiting Strategies for Satellites", DGLR Jahrbuch 2002, 1-10, Deutscher Luft y Raumfahrtkongress, Stuttgart, 23-26 Dpt. 2002, describe un método para desorbitar satélites. Proporciona una visión general de diferentes tipos de medios de propulsión adecuados para la desorbitación de satélites. En particular, especifica que los sistemas de propulsión más adecuados para manejar la desorbitación son medios de propulsión de propelente sólido. Sin embargo, este documento no describe cómo funciona o se configurará el sistema.

Además, el método solo se describe para manejar la desorbitación de satélites que funcionan en una órbita LEO. Los medios de propulsión se describen como parte de un satélite o como los mismos medios de propulsión de los propios satélites, por lo que no se describe un dispositivo de desorbitación autónomo con respecto al satélite.

5 Schonenberg R., "Solid Propellant De-orbiting for Constellation Satellites", Actas de la 4ª Conferencia Internacional sobre Propulsión de Naves Espaciales (ESA SP-55), 2-9 de junio de 2004, Chia Laguna (Cagliari), describe el uso de un sistema de desorbitación provisto de medios de propulsión de propelente sólido. El documento describe el uso y la colocación de medios de propulsión de propelente sólido en los satélites Iridium. La desventaja más importante de este sistema está relacionada con la conexión con el satélite, que no permite un control del proceso de desorbitación cuando se enciende el impulsor.

15 Por lo tanto, aunque los dispositivos conocidos adoptan soluciones que comprenden sistemas de propulsión que se pueden usar con fines de desorbitación, no pueden garantizar un funcionamiento rentable y realmente fiable o no pueden controlar las operaciones de desorbitación/reorbitación al iniciarse. De hecho, los dispositivos y métodos descritos no implican realmente un dispositivo autónomo de desorbitación/reorbitación y, en caso afirmativo, no desvelan la interacción entre dicho dispositivo y el satélite a reorbitar/desorbitar. Además, estos dispositivos requieren lanzamientos específicos para identificar los objetos a desorbitar, lo que aumenta el coste asociado en estas operaciones. Asimismo, comprenden una gran cantidad de componentes con complejas interacciones entre sí, lo que significa que la fiabilidad general real del sistema se reduce drásticamente.

20 Por lo tanto, se siente la necesidad de un dispositivo y un método para la retirada de objetos que orbitan en el espacio que sea autónomo con respecto a dichos objetos, pero que se acople con los mismos.

25 También se siente la necesidad de un dispositivo y un método capaz de garantizar que las operaciones implicadas en dicha retirada sean rentables.

Sería deseable que dicho dispositivo y método fuese capaz de mantener un alto grado de fiabilidad durante toda la misión del objeto espacial a retirar.

30 También sería deseable que dicho dispositivo y método fuese capaz de funcionar de manera independiente, sin necesidad de interactuar con el objeto espacial a retirar.

Asimismo, sería deseable que dicho dispositivo y método fuese capaz de garantizar la retirada del objeto de su órbita de manera segura y controlada.

35 Dentro del contexto del objetivo técnico anterior, un objeto de la presente invención es proporcionar un dispositivo autónomo capaz de minimizar o eliminar los inconvenientes derivados de la orbitación en el espacio de objetos, tales como satélites artificiales, que ya no están en uso.

40 Otro objeto de la presente invención es proporcionar un dispositivo autónomo capaz de garantizar un alto grado de fiabilidad a lo largo de su ciclo de vida para garantizar su correcto funcionamiento en cualquier momento.

Otro objeto, que forma parte del objetivo mencionado anteriormente, es proporcionar un dispositivo autónomo que comprenda un número mínimo de piezas y, por consiguiente, que acarree costes de producción y montaje limitados.

45 Además, otro objeto de la presente invención es proporcionar un dispositivo capaz de finalizar el procedimiento para la retirada del objeto de su órbita de una manera segura y controlada.

El término "autónomo" se refiere, para los fines de la presente invención, a un dispositivo que está acoplado con el satélite a desplazar o retirar, pero que funciona de forma autónoma sin utilizar ningún sistema del satélite para sus operaciones de desorbitación/reorbitación.

50 Además, otro objeto de la presente invención se refiere a un método para retirar un satélite espacial de su órbita espacial o desplazar dicho satélite a una órbita espacial diferente de forma remota mediante un dispositivo de desplazamiento/retirada independiente acoplado con el propio satélite.

55 Los objetos anteriores se consiguen mediante un dispositivo de acuerdo con la reivindicación 1. En particular, los objetos anteriores se consiguen mediante un dispositivo a acoplar a un satélite espacial antes del lanzamiento para retirar dicho satélite del espacio o desplazar dicho satélite en una órbita espacial diferente por medios de control remoto o por dicho dispositivo, en donde dicho dispositivo es independiente con respecto a dicho satélite y a dichos medios de control remoto, comprendiendo dicho dispositivo:

- medios de control a bordo de dicho dispositivo;
- medios para recibir señales de control desde dichos medios de control remoto o medios para emitir señales de control para accionar la secuencia de desplazamiento/retirada, conectados operativamente con los medios de control a bordo;
- medios de propulsión conectados operativamente con los medios de control a bordo, accionándose dichos

medios de propulsión mediante dichos medios de control a bordo al recibir dichas señales de control para retirar dicho satélite del espacio en un área de la Tierra predefinida o desplazar dicho satélite en una órbita espacial diferente predefinida;

- medios de suministro de energía eléctrica para dicho dispositivo, para hacer dicho dispositivo independiente de dicho satélite;
- medios de acoplamiento mecánico de prelanzamiento de dicho dispositivo a dicho satélite;
- medios para mitigar la desalineación del vector de empuje, conectados operativamente con dichos medios de control a bordo.

El término "medios de control remoto" se refiere, para los fines de la presente invención, a medios de software y/o hardware capaces de enviar las señales de control al dispositivo. Dicho software y hardware formarán parte de otra nave espacial o una estación espacial en órbita, o una estación de control situada en la Tierra.

Con las características descritas anteriormente, el dispositivo de acuerdo con la invención puede efectuar la desorbitación o la reorbitación del satélite con el que está asociado independientemente con respecto a dicho satélite y su estado de vida. Dicha desorbitación o reorbitación también se puede controlar a distancia mediante medios de control remoto que transmitan desde otra nave espacial o estación espacial en órbita, o desde una estación de control situada en la Tierra. Los medios de control a bordo del dispositivo efectúan la desorbitación o el procedimiento de reorbitación en unos pocos pasos sencillos.

El desplazamiento simultáneo del dispositivo y el satélite permite al dispositivo deshacerse adecuadamente del satélite con el que se acopla al final de la misión de este último. En particular, dicho proceso de desecho se consigue desplazando el satélite desde su órbita operativa, o desorbitando el satélite hacia la Tierra. Cuando se reciben las señales de control necesarias, el dispositivo de acuerdo con la presente invención puede despejar el espacio de la órbita previamente ocupada por el satélite con el que está asociado, y así evitar que interfiera con otros satélites o naves espaciales que orbiten cerca. En particular, el procedimiento de reentrada se alcanza de manera segura y controlada, evitando cualquier daño debido a la colisión y al impacto con personas o propiedades en la Tierra, o con otros objetos espaciales que orbiten cerca, identificando un área de la Tierra predefinida de manera segura en la que impactará el satélite.

Los medios para mitigar la desalineación del vector de empuje permiten el control de la trayectoria de desorbitación/reorbitación cuando se enciende el impulsor, sin el uso de sistemas que pertenezcan al satélite. En particular, al mitigar la desalineación, el dispositivo solo se puede encender una vez sin volver a encender el impulsor para controlar la trayectoria del dispositivo y el satélite.

Preferentemente, el dispositivo comprende medios para detectar y/o controlar la actitud del satélite, conectados operativamente con los medios para mitigar la desalineación. Los medios para mitigar la desalineación comprenden medios para el control activo del vector de empuje que realizan la alineación de dicho vector de empuje.

De esta manera, el dispositivo controla la actitud y/o el vector de empuje y/o la desalineación del satélite durante la propulsión del dispositivo, permitiendo que el satélite se desplace en la trayectoria predefinida en la Tierra o en una nueva órbita según lo calculado. En particular, dicho control y alineación permiten minimizar el propelente necesario.

Los medios para el control activo del vector de empuje realizan una conexión ajustable y/o móvil entre el satélite y el dispositivo para realizar la alineación del vector de empuje. De esta manera, el control de la desalineación no implica los medios de propulsión y la alineación del vector de empuje se puede realizar de manera sencilla y económica.

Preferentemente, los medios para detectar y/o controlar la actitud del satélite están conectados operativamente con los medios de control a bordo y realizan el control direccional del dispositivo y del satélite cuando los medios de propulsión están accionados. De esta manera, el dispositivo tiene un control activo sobre la trayectoria que permite al dispositivo finalizar las operaciones de desorbitación/reorbitación con seguridad y en pocos pasos.

Preferentemente, el dispositivo comprende medios de encendido de seguridad conectados operativamente con los medios de control a bordo para recibir la señal de control de encendido y para operar el encendido de los medios de propulsión. De esta manera, el encendido del dispositivo solo es posible si el dispositivo recibe una señal de seguridad, evitando así un encendido espontáneo o una entrada no autorizada en los sistemas del dispositivo.

Preferentemente, el dispositivo comprende medios de telecomunicación, conectados operativamente con los medios de control a bordo, para recibir y/o enviar datos desde el dispositivo a los medios de control remoto; comprendiendo los medios de telecomunicación al menos los medios para recibir señales de control y/o al menos medios para transmitir datos.

Preferentemente, los medios de control a bordo comprenden medios para emitir señales de control preprogramadas y/o medios para calcular dichas señales de control a enviar a los medios para recibir señales de control. De esta manera, el dispositivo se puede configurar en una operación autónoma iniciando la secuencia de encendido por sí misma.

Preferentemente, el dispositivo comprende primeros medios sensores, conectados operativamente con los medios de control a bordo, para la detección de otros objetos dentro de una zona de seguridad definida alrededor del dispositivo y/o el satélite.

5 Más preferentemente, el dispositivo comprende segundos medios sensores, conectados operativamente con los medios de control a bordo, para la detección de daños por impacto en el dispositivo y/o en el satélite. Más preferentemente, el dispositivo comprende terceros medios sensores, conectados operativamente con los medios de control a bordo, para la detección de fallos del satélite.

10 Más preferentemente, el dispositivo comprende cuartos medios sensores, conectados operativamente con los medios de control a bordo, para detectar la orientación durante el tiempo del dispositivo y/o para detectar la órbita del dispositivo y/o para detectar la posición espacial del dispositivo.

15 Preferentemente, el dispositivo comprende medios de comunicación con el satélite, conectados operativamente con los medios de control a bordo; los medios de comunicación que comunican fallos de los satélites y/o que comunican señales de control para el dispositivo.

20 Más preferentemente, el dispositivo comprende medios para monitorizar el estado del propio dispositivo, conectados operativamente con los medios de control a bordo, y para enviar dicho estado a los medios de control remoto. De esta manera, el dispositivo se completa con medios y sensores capaces de detectar cualquier anomalía en el funcionamiento del propio dispositivo o del satélite artificial con el que está asociado, lo que permite ventajosamente que el dispositivo deseche los satélites que fallan para los cuales ya no sería posible la reentrada.

25 En el caso de un satélite seriamente dañado durante su vida útil, el dispositivo de acuerdo con la presente invención permite que los satélites dañados se desplacen a una órbita de estacionamiento, o que se les haga volver a entrar en la atmósfera de la Tierra, reduciendo considerablemente el riesgo de colisión con otros satélites.

30 Los sensores de proximidad evitan colisiones con cualquier otro objeto (incluso desconocido anteriormente), en caso de que se encuentren a una distancia de seguridad determinada lejos del satélite. El dispositivo de acuerdo con la presente invención elimina así el riesgo de que el satélite colisione accidentalmente con otros objetos desconocidos durante su ciclo de vida en órbita.

35 Preferentemente, los medios de suministro de energía eléctrica comprenden al menos una fuente de energía recargable. De esta manera, el dispositivo tiene independencia energética con respecto al satélite incluso en caso de fallo del satélite o de la fuente eléctrica de los medios de suministro de energía del dispositivo.

40 Preferentemente, los medios de acoplamiento realizan una conexión ajustable entre el satélite y el dispositivo. Más preferentemente, los medios de acoplamiento comprenden el control activo del vector de empuje para realizar dicha conexión ajustable y/o móvil entre el satélite y el dispositivo para la alineación del vector de empuje.

45 Preferentemente, los medios de propulsión comprenden al menos un motor de propelente sólido y al menos un encendedor para dicho motor de propelente sólido; estando dicho encendedor conectado operativamente con los medios de control a bordo para recibir el instante de encendido. Más preferentemente, los medios de propulsión comprenden uno o más cartuchos o cargas independientes provistos de propelente sólido.

Alternativamente, los medios de propulsión comprenden medios de propulsión híbridos o medios de propulsión de propelente en gel.

50 Otras características y ventajas de la presente invención quedarán claras a partir de la siguiente descripción de realizaciones preferidas, cuyos ejemplos no limitativos se ilustran en las Figuras adjuntas, en donde:

- la Figura 1 es una representación esquemática de los tipos de órbita utilizados para satélites y de los métodos de desorbitación adoptados con el dispositivo de acuerdo con la presente invención;
- la Figura 2 es una vista transversal esquemática de una primera realización del dispositivo de acuerdo con la presente invención;
- la Figura 3 es una vista transversal esquemática de una segunda realización del dispositivo de acuerdo con la invención que comprende medios de acoplamiento mecánico ajustables;
- la Figura 4 es una vista transversal esquemática de los medios de acoplamiento mecánico ajustables del dispositivo en la Figura 3;
- la Figura 5 es una vista esquemática de una versión de control activo para la interfaz mecánica ajustable de acuerdo con otra realización del dispositivo de acuerdo con la presente invención;
- la Figura 6 es una vista esquemática de una versión de control activo para la interfaz mecánica ajustable de acuerdo con otra realización del dispositivo de acuerdo con la presente invención;
- la Figura 7 es una vista esquemática de una versión de control activo para la interfaz mecánica ajustable de acuerdo con otra realización del dispositivo de acuerdo con la presente invención;
- la Figura 8 es una vista esquemática de una versión de control activo para la interfaz mecánica ajustable de

- acuerdo con otra realización del dispositivo de acuerdo con la presente invención;
- la Figura 9 es una vista esquemática de una versión de control activo para la interfaz mecánica ajustable de acuerdo con otra realización del dispositivo de acuerdo con la presente invención;
 - la Figura 10 es una vista esquemática de un detalle utilizado en la interfaz mecánica ajustable de la Figura 9;
 - 5 - la Figura 11 es una vista esquemática de una válvula utilizada en los medios mostrados en la Figura 10 cuando, en la posición cerrada, evita cualquier salida del fluido;
 - la Figura 12 es una vista esquemática de una válvula utilizada en los medios mostrados en la Figura 10 cuando, en la posición abierta, permite la salida lateral del fluido;
 - la Figura 13 es una vista transversal esquemática de una realización adicional del dispositivo de acuerdo con la presente invención, completa con medios para mitigar cualquier desalineación del vector de empuje;
 - 10 - la Figura 14 es una vista esquemática desde arriba del dispositivo de la Figura 13;
 - la Figura 15 es una vista transversal esquemática de una realización adicional del dispositivo de acuerdo con la presente invención, completa con medios para mitigar cualquier desalineación del vector de empuje;
 - la Figura 16 es una representación esquemática del intercambio de señales de control y/o información entre una estación en la Tierra y el dispositivo para su control remoto de acuerdo con la presente invención;
 - 15 - la Figura 17 muestra un diagrama de flujo de los controles para el funcionamiento básico del dispositivo de acuerdo con la presente invención;
 - la Figura 18 muestra un diagrama de flujo ampliado de controles con respecto a la representación en la Figura 17;
 - 20 - la Figura 19 muestra un diagrama de flujo ampliado de controles con respecto a la representación en la Figura 18;
 - la Figura 20 muestra un diagrama de flujo ampliado de controles con respecto a la representación en la Figura 19;
 - la Figura 21 muestra un motor de propulsión híbrido;
 - 25 - la Figura 22 muestra un motor de propelente en gel.

El dispositivo de acuerdo con la invención se describe en detalle en la siguiente descripción.

30 La Figura 1 muestra esquemáticamente un dispositivo de acuerdo con la presente invención asociado con dos tipos diferentes de satélite 20', 20", que orbitan alrededor de un cuerpo celeste 1, como la Tierra. En particular, el satélite 20' funciona en una órbita baja (LEO) 2, y tiene que desorbitarse hacia la superficie de la Tierra dentro de una determinada ventana de desorbitación espacial y temporal. Durante el proceso de desorbitación, la posición y orientación del sistema dispositivo-satélite debe garantizar una reentrada segura y controlada del sistema cuando el dispositivo de acuerdo con la presente invención está habilitado. En cambio, un segundo satélite de 20" funciona en una órbita alta (MEO o GEO) 3. Este es el caso, por ejemplo, de satélites con alto valor añadido, como un satélite geostacionario de telecomunicaciones o un satélite científico. Este satélite se desorbitará hacia una órbita de estacionamiento 4, que se encuentra más lejos de su órbita de la misión, y se hará de manera tal que evite la interferencia con otros satélites o naves espaciales.

40 Una primera realización del dispositivo 10 de acuerdo con la presente invención se describe a continuación con referencia a la Figura 2 mencionada anteriormente.

El dispositivo 10 comprende un alojamiento 110 de depósito, preferentemente de forma cilíndrica y hecho de un material metálico o compuesto. Los materiales metálicos utilizados para este fin son preferentemente aluminio o acero, pero también pueden ser adecuados otros materiales metálicos. El alojamiento 110 se fabrica preferentemente en tres partes que consisten en una parte de cabeza 112 convexa o semiesférica, una parte central 114 cilíndrica y una parte terminal 116 plana, que también puede fabricarse en una forma convexa. Las partes se pueden fabricar por separado mediante procesos de fresado, torneado y/o cizalla, y unirse después, preferentemente mediante soldadura, por ejemplo, soldaduras con láser circunferencial o soldaduras con haz electrónico. También es posible unir las tres partes mediante juntas mecánicas, tales como bridas empernadas, juntas atornilladas o juntas adhesivas, o cualquier otro método de acoplamiento. Si la carga de propelente para los medios de propulsión está pegada al alojamiento 110, el propulsor vertido en la parte central 114 se solidifica, uniendo así la parte de cabeza 112 y la parte terminal 116 a la parte central 114, como se explica a continuación.

55 La estanqueidad de los diversos segmentos se asegura preferentemente por medio de las mismas juntas de soldadura o con la ayuda de revestimientos elastoméricos. Alternativamente, la parte de cabeza y la parte central pueden hacerse en forma de un único depósito esférico (no mostrado). El uso de materiales compuestos permite preparar un alojamiento 110 más ligero, pero estos materiales tienen una vida útil más breve en condiciones de vacío y en el espacio en general, debido a la radiación, por ejemplo, por lo que deben protegerse.

60 El dispositivo 10 también comprende medios de propulsión en forma de uno o más motores de propelente sólido, cada uno preferentemente provisto de uno o más cartuchos independientes provistos de propelente sólido. Estos motores comprenden al menos una carga debidamente conformada de propelente sólido 212, al menos una cámara de combustión 214 y al menos un encendedor 216, para dicho propelente sólido. Estos medios de propulsión también comprenden al menos una tobera de escape 218, para descargar los gases de combustión, preferentemente instalados para estar orientados en la dirección opuesta al vector de velocidad orbital. Los

componentes descritos anteriormente de los medios de propulsión están encerrados en un depósito generalmente cilíndrico, que también contiene la carga de propelente 212, separados por una capa de revestimiento, como se explica con más detalle a continuación. En la realización descrita, dicho depósito coincide con el alojamiento 110 para el propio dispositivo.

5 Alternativamente, los medios de propulsión del dispositivo pueden ser en forma de uno o más medios de propulsión híbridos como se muestra en la Figura 21.

10 Los medios de propulsión híbridos comprenden un motor cohete que utiliza mezclas de propelente en diferentes formas, como forma sólida y gaseosa, forma sólida y líquida o forma sólida y gel.

15 El motor comprende un recipiente 213' que contiene el propelente gaseoso o líquido o en gel conectado con una cámara de combustión 214' separada que contiene el propelente sólido y provista de un encendedor 216'. La conexión entre el recipiente 213' y la cámara de combustión 214' se realiza mediante una o más válvulas 111' que controlan el flujo del propelente desde el inyector 112' del recipiente 213' hasta la cámara de combustión 214'. Además, el motor comprende una tobera de escape 218', de forma convergente-divergente, para descargar los gases de combustión, instalada preferentemente de manera que esté orientada en dirección opuesta al vector de velocidad orbital, convirtiendo dichos gases calientes en empuje. El recipiente 213' para propelente no sólido puede presurizarse para facilitar el movimiento del flujo.

20 Comparado con el motor de propelente sólido, el motor híbrido tiene un rendimiento superior, es más seguro porque el combustible y el oxidante se almacenan en recipientes distintos y puede volver a encenderse después de la parada más veces, modulando así el empuje. Con este motor, el dispositivo minimizará la desalineación del empuje o los errores de trayectoria efectuando una o más maniobras orbitales.

25 Alternativamente, los medios de propulsión del dispositivo pueden ser en forma de uno o más medios de propulsión de propelente en gel, como se muestra en la Figura 22.

30 Los medios de propulsión de propelente en gel comprenden un motor cohete que utiliza un bipropelente líquido en el que se gelifican el combustible y el oxidante. El motor comprende un primer recipiente 212" que contiene el combustible gelificado y un segundo recipiente 213" que contiene el oxidante gelificado. Como se muestra en la Figura 22, el segundo recipiente 213" se aloja en una parte central del dispositivo y el primer recipiente 212" rodea el segundo recipiente 213". También es posible almacenar combustible y oxidante juntos como una mezcla gelificada en un solo recipiente. El motor comprende una cámara de combustión 214" separada conectada con los recipientes 35 212", 213" mediante una o más válvulas 110", 111" que controlan el flujo del propelente en gel desde el inyector 112" de los recipientes 212", 213" hasta la cámara de combustión 214". Además, el motor comprende una tobera de escape 218" de forma convergente-divergente para descargar los gases de combustión, instalados preferentemente de manera que esté orientada en dirección opuesta al vector de velocidad orbital, convirtiendo dichos gases calientes en empuje. Los recipientes 212", 213" para el propelente en gel puede presurizarse para facilitar el movimiento del flujo.

40 Con respecto al motor de propelente sólido, el motor híbrido puede volver a encenderse después de la parada más veces, modulando así el empuje. Con este motor, el dispositivo minimizará la desalineación del empuje o los errores de trayectoria efectuando una o más maniobras orbitales.

45 El dispositivo puede comprender además medios de encendido de seguridad conectados operativamente con los medios de control a bordo para recibir la señal de control de encendido y para operar el encendido de los medios de propulsión. En particular, dichos medios de encendido de seguridad pueden formar parte de los medios de propulsión como unidad de seguridad y encendido (SIU) integrados en el encendedor.

50 En esta realización, el encendedor 216 y, en consecuencia, cualquier unidad de seguridad y encendido, se conectan operativamente con los medios de control a bordo descritos más adelante, para recibir la señal de encendido. Dichas señales pueden estar en un modo encriptado para asegurar la transmisión y prevenir el encendido anti-entrada y no autorizado. El encendedor 216 contiene una carga de material energético dentro de un depósito de forma adecuada (preferentemente cilíndrica). En esta realización, que comprende un medio de propulsión de propelente sólido, este depósito tiene una abertura en la dirección de la carga principal de propelente sólido. En la realización descrita en el presente documento, el encendedor 216 se inserta en un agujero cilíndrico en la carga de propelente 212. Cuando el encendedor 216 está habilitado, esta abertura permite que los productos de combustión hagan contacto con la carga principal de propelente 212 y la enciendan en consecuencia. La abertura es preferentemente redonda, sellada por medio de una lámina de metal normal, y diseñada para explotar tan pronto como se haya habilitado el encendedor 60 216. La carga dentro del encendedor 216 puede consistir en diferentes tipos de mezclas conocidas para generar gases calientes y un gran número de partículas de óxido metálico incandescente, que a su vez pueden encender la carga principal de propelente sólido 212 cuando entran en contacto con este último. Se pueden usar mezclas de nitrato de boro-potasio o nitrato de potasio, o cargas pirotécnicas en general, con la adición opcional de una carga de propelente sólido convencional como carga auxiliar. Esta carga puede ser cilíndrica con una perforación central, o simplemente una pieza cilíndrica de propelente, o puede consistir en una pluralidad de pequeñas piezas de 65

propelente para que su área de combustión mayor resultante reduzca el tiempo de combustión total del encendedor. Si el encendedor 216 solo contiene una mezcla pirotécnica, todo esto está contenido dentro del encendedor. Si, por otro lado, también hay una carga auxiliar, esta carga y la mezcla pirotécnica se mantienen separadas dentro del encendedor 216 por una membrana delgada. Esta membrana se rompe cuando la mezcla pirotécnica se enciende, lo que provoca el encendido de la carga auxiliar y la rotura de la lámina que cubre la abertura del encendedor 216. Esto libera los productos de combustión desde el encendedor 216 hacia la carga principal de propelente 212. La mezcla pirotécnica puede ser en granos o pequeñas pastillas, dependiendo de las dimensiones del dispositivo 10. El depósito para el encendedor 216 está alineado con el eje de la carga principal y diseñado para que no pueda explotar cuando el encendedor 216 está habilitado.

El encendedor está acoplado preferentemente con la parte de cabeza 112 del alojamiento 110 por medio de una junta, tal como una conexión atornillada, que se sella por medio de un revestimiento de tipo anillo tórico elastomérico, o con ayuda de un adhesivo, por ejemplo. Alternativamente, el encendedor 216 de acuerdo con la descripción anterior también puede insertarse directamente en el orificio central en la carga 212.

La unidad de seguridad y encendido (no mostrada) se habilita mediante señales eléctricas generadas por los medios de control a bordo con los que está conectada operativamente, y se usa para habilitar el encendedor 216. La unidad SIU puede incluir un encendedor de alta tensión en línea, un encendedor de baja tensión fuera de línea, o un encendedor de baja tensión en línea. En la SIU provista de un encendedor de alta tensión en línea, el impulso de encendido se transmite directamente a la carga del encendedor 216 por medio de un iniciador de laminilla o detonador de percusión integrado en la carga pirotécnica, o colocado cerca de la misma, en el encendedor 216. Estos mecanismos se conocen bien en la literatura. La unidad con un encendedor de baja tensión fuera de línea consiste en un cable eléctrico sumergido en una pequeña cantidad de mezcla pirotécnica idéntica o similar a la del encendedor 216. Esta mezcla está encapsulada y sellada. El encendedor se hace inmune a cualquier interferencia electromagnética por medio de un filtro eléctrico. La electrónica del encendedor también puede incluir un circuito de prueba integrado para probar el estado del iniciador de laminilla o los encendedores de baja tensión. Alternativamente, la versión de baja tensión fuera de línea puede detectar un estado de armado involuntario si el pistón que contiene se mueve y cambia en consecuencia el estado de un circuito, por ejemplo, rompiendo un disco de fin de carrera, o presionando un botón. La SIU se puede hacer aún más segura añadiendo uno o más transistores. En particular, las señales de armado y encendido enviadas por los medios de control a bordo realmente solo se transmiten a los componentes activos del encendedor 216 (la carga eléctrica del condensador o el iniciador de laminilla, o el encendedor de baja tensión) si los transistores se habilitan mediante señales distintas generadas por placas electrónicas totalmente independientes y sin acoplamiento eléctrico.

Como se ha descrito anteriormente, la carga de propelente 212 en la primera realización (mostrada en la Figura 2) está preferentemente unida al alojamiento 110. Alternativamente, los medios de propulsión comprenden uno o más cartuchos independientes provistos de propelente sólido. Dichos cartuchos separados se vuelven a unir preferentemente al alojamiento 110. Dicha carga de propelente 212 también puede dividirse en dos segmentos separados por una membrana para suministrar un doble impulso. Por lo tanto, los gases generados por la primera carga se liberan directamente a través de la tobera 218, mientras que los gases generados por la segunda carga alcanzan la tobera 218 a través de un conducto (no mostrado), que está protegido con una capa de material ablativo, como una resina fenólica reforzada con sílice. Los volúmenes de combustión de las dos cargas están separados por una membrana que impide su encendido simultáneo. Por lo tanto, la segunda carga se enciende con un encendedor adicional (no mostrado). La formulación del propelente sólido y la forma del grano debe tener unas características tales como para garantizar que llena el volumen disponible y maximiza el impulso específico, siendo apenas sensible a la presión al mismo tiempo. En particular, la forma de la carga y la formulación del propelente usado deben maximizar su rendimiento y minimizar su masa y volumen, cumpliendo los requisitos de fiabilidad necesarios al mismo tiempo. La carga de propelente sólido 212 también puede tener características de combustión regresiva, consumiendo gran parte del propelente inmediatamente después del encendido y lo menos posible después. La velocidad de combustión debe ser lo más alta posible, con sujeción a las máximas demandas de empuje derivadas de los requisitos estructurales del satélite 20', 20" y de la interfaz de acoplamiento mecánico entre el dispositivo 10 y el satélite 20', 20", descritos más adelante. Si la carga se inserta en un cartucho, el propelente se vierte en un depósito de caucho que a su vez está conectado al alojamiento 110. Si el propelente se vierte directamente en el alojamiento 110, como se describe para la primera realización en la Figura 2, entonces la carga de propelente 212 se une al alojamiento 110 por medio de una capa de revestimiento, es decir, un elastómero que puede fabricarse del mismo aglutinante que el propelente 212 y contiene un relleno, como negro de carbón. El revestimiento está unido a la carga de propelente 212 por medio de un exceso de agente reticulante y un agente acoplador.

La relación longitud-diámetro de la carga de propelente 212 suele ser muy pequeña para minimizar la longitud total del dispositivo 10.

Los productos de combustión se liberan a través de una tobera de escape 218, que forma parte integral del alojamiento 110, con el fin de obtener el empuje necesario, como se ha explicado anteriormente. En la primera realización ilustrada en la Figura 2, esta tobera tiene una forma convergente-divergente y está fabricada de un material metálico o cerámico, dependiendo del material utilizado para fabricar el alojamiento 110 a la que está unida. La tobera 218 puede estar integrada al menos parcialmente en el alojamiento 110 para reducir las dimensiones del

- dispositivo 10. Una tobera fabricada de un material metálico (por ejemplo, aluminio, acero o similar) puede protegerse de los gases calientes generados por el proceso de combustión por medio de una capa adecuada de material ablativo, tal como resina fenólica reforzada con sílice u otras composiciones ya conocidas. Puede que dicha protección no sea necesaria si el tiempo de combustión es limitado. Una tobera cerámica puede fabricarse de un material cerámico monolítico, o un material cerámico reforzado con un material compuesto que contenga fibras largas o cortas. Se fabrica preferentemente de un material cerámico de "carbono-carbono" (fibras de carbono en una matriz carbónica), C-SiC (fibras de carbono en una matriz de carburo de silicio) o incluso CC/SiC (carbono-carbono/carburo de silicio). El diámetro del paso en la tobera 218 es suficientemente ancho para generar un fuerte empuje y expulsar un flujo considerable de gas, minimizando el tiempo de combustión total. En la primera realización, la tobera 218 está unida a la parte terminal 116 del alojamiento 110 por medio de pernos 218', 218". Alternativamente, la tobera 218 puede colocarse dentro de un depósito específico, que está atornillado o unido de alguna manera al alojamiento de los medios de propulsión 110. O puede unirse directamente al alojamiento 110, o instalarse por medio de una brida integrada en la forma de la tobera 218. En dicha realización, la tobera 218 convergente-divergente está conectada con el alojamiento 110 que actúa como cámara de combustión.
- La tobera 218 también se completa con un sello ambiental (no mostrado), que consiste en una membrana que cubre la tobera, separando la carga de propelente sólido 212 del ambiente exterior. Esto evita cualquier contaminación del propelente sólido en tránsito desde el sitio de producción al sitio de lanzamiento por la humedad, o cualquier pérdida de especies volátiles como el plastificante del propelente. La membrana está fabricada preferentemente de metal o plástico y soldada a un anillo metálico con un tornillo o pegada sobre el mismo. El anillo está sellado por medio de un revestimiento elastomérico, tal como un anillo tórico, o soldado o pegado a la tobera 218. El sello tiene una capa de protección térmica para evitar cualquier transferencia excesiva de energía térmica entre el entorno exterior y el interior del dispositivo 10. La membrana está grabada preferentemente con un motivo en forma de cruz para que pueda abrirse cuando se enciende el dispositivo 10. Esto permite la apertura de la membrana en cuatro secciones de igual tamaño mientras que, no obstante, permanece acoplada con el anillo y, en consecuencia, con la tobera 218, evitando así cualquier contaminación adicional del Espacio con desechos adicionales. Alternativamente, la membrana puede debilitarse cerca de la circunferencia del anillo y unirse por medio de una cadena o cable a la parte exterior de la tobera 218. En ambos casos, se evita o minimiza el riesgo de que partes del sello ambiental se liberen en el Espacio, previniendo así más contaminación orbital.
- Los medios de propulsión están conectados operativamente con los medios de control a bordo (no mostrados en las Figuras) que sirven al dispositivo 10, que comprenden preferentemente controladores electrónicos diseñados para ser inmunes a interferencias electromagnéticas o a radiación que se produce en el Espacio. En la realización descrita en el presente documento, los medios de control a bordo consisten específicamente en una placa electrónica provista de microcontroladores y una interfaz electrónica y/o eléctrica para la conexión con los otros medios que comprenden el dispositivo 10 conectado operativamente a los mismos. En particular, los medios de control a bordo envían instrucciones a dichos medios en el dispositivo 10 y/o reciben información de los mismos. Estos medios de control a bordo también permiten que el dispositivo 10 sea independiente del satélite 20', 20" a desorbitar/reorbitar. Otra función de los medios de control a bordo en la presente realización es gestionar y procesar controles y señales intercambiados con un dispositivo receptor-transmisor en una estación en la Tierra o en otros vehículos espaciales. Al estar asociados con los medios de propulsión, los medios de control a bordo efectúan el armado y el encendido del dispositivo 10, permitiendo así el accionamiento de la SIU y, por consiguiente, también los medios de propulsión o, más específicamente, el encendedor 216.
- Otro fin de los medios de control a bordo es enviar datos relativos al estado operativo del dispositivo 10 y/o del satélite 20', 20" a la Tierra u otro vehículo espacial, o al satélite 20', 20" con el que el dispositivo 10 está acoplado, mediante una unidad de telecomunicaciones, habiendo registrado dichos datos mediante sensores apropiados, como se explica en detalle a continuación.
- Los medios para recibir señales de control (no mostrados) comprenden una o más antenas de baja o alta ganancia y una interfaz eléctrica y/o electrónica entre las antenas y los medios de control a bordo con los que están conectadas operativamente. Preferentemente, estos medios para recibir señales de control forman parte de los medios de telecomunicación (no mostrados) conectados operativamente con los medios de control a bordo. En particular, en dicha realización, los medios de telecomunicación también comprenden otros medios para transmitir datos, que incluyen al menos una antena transmisora para enviar señales y un aparato adecuado para recibirlas. Preferentemente, las comunicaciones resultantes se intercambian de manera directa con una estación receptora en la Tierra o con otro vehículo situado en el Espacio, utilizando un ancho de banda de comunicación adecuado. Esta comunicación permite verificar el estado del dispositivo 10 y/o el satélite 20', 20" asociado, como se explica a continuación. El canal de comunicación también permite que se envíen señales de confirmación, relacionadas con el armado o encendido efectivo del dispositivo, por ejemplo. Las señales enviadas a los medios de telecomunicación, y desde los mismos, ya sea desde la Tierra o desde el Espacio, tienen características de transmisión diseñadas para minimizar su masa y volumen. Los medios de telecomunicación también están diseñados para ser inmunes a las interferencias electromagnéticas y la radiación existentes en el Espacio.
- Los medios de suministro de energía eléctrica (no mostrados) para el dispositivo 10 comprenden preferentemente una o más baterías primarias recargables o no recargables conectadas entre sí para proporcionar suficiente energía

para encender el dispositivo 10 cuando sea necesario. La potencia suministrada también debe ser capaz de sostener los otros componentes del dispositivo 10 a lo largo de su vida útil. Si las baterías son de tipo recargable, pueden ser recargadas directamente por el satélite 20', 20" con el que está conectado el dispositivo 10, siempre que haya una conexión eléctrica entre los dos.

5 En la realización preferida, estas baterías se pueden recargar utilizando cualquier forma de generación de energía adecuada para funcionar en el Espacio, como la tecnología fotovoltaica. También pueden recargarse explotando el campo magnético de un planeta, o un dispositivo de recogida de energía que se base, por ejemplo, en la diferencia de temperatura entre dos puntos en el dispositivo 10 (por ejemplo, entre un punto expuesto al Sol y uno en la sombra). Estos medios de suministro de energía eléctrica también están diseñados para ser inmunes a las interferencias electromagnéticas y la radiación existentes en el Espacio. Los medios de suministro de energía eléctrica están conectados operativamente con los medios de control a bordo, y controlados por los mismos, a los cuales también proporcionan suministro de energía.

10 15 Los medios de acoplamiento mecánico 310 acoplan dicho dispositivo 10 al satélite 20', 20" antes de que sea lanzado. En esta realización, dicho acoplamiento al satélite se consigue mediante una plataforma de interfaz mecánica. Este acoplamiento mecánico se realiza antes del lanzamiento, es decir, antes de que el satélite esté en servicio. Los medios de acoplamiento mecánico 310 permiten así el desplazamiento simultáneo del satélite 20', 20" y del dispositivo 10, cuando este último se acciona con el fin de desorbitar/reorbitar el sistema del dispositivo-satélite.

20 En la primera realización mostrada en la Figura 2, los medios de acoplamiento mecánico 310 comprenden una única junta fija entre el dispositivo 10 y el satélite 20', 20", colocados centralmente con respecto a la parte de cabeza 112 del dispositivo 10.

25 El dispositivo 10 también está provisto de medios de protección térmica. En la realización descrita, estos incluyen un aislamiento térmico pasivo para limitar los cambios de temperatura en los componentes más importantes del dispositivo 10 y para garantizar gradientes de temperatura bajos. Esto se debe a que una alta temperatura, por ejemplo, acelera el envejecimiento químico del propelente y los revestimientos. Los ciclos térmicos de baja temperatura, por otro lado, causan tensión y deformación en el propelente, lo que influye negativamente en el volumen que ocupa y, por consiguiente, también en su rendimiento. Por tanto, limitar la temperatura mínima que puede alcanzar la carga de propelente en órbita hace que mejore su rendimiento. Para el propelente, la mínima temperatura permitida coincide aproximadamente con su temperatura de transición vítrea (para propelentes de polibutadieno con grupos hidroxilos terminales [HTPB], la temperatura mínima no debe caer por debajo de -60° o -80°C, dependiendo de la velocidad de enfriamiento). La máxima temperatura permitida es aquella a la que el propelente comienza a deteriorarse químicamente demasiado rápido o incluso a encenderse (las temperaturas máximas no deben exceder de 70 °C u 80 °C). Los otros componentes que también requieren aislamiento térmico son las unidades electrónicas y los elementos que comprenden los medios de suministro de energía eléctrica. Un sistema de aislamiento térmico consiste preferentemente en aislantes multicapa (*MLI*), es decir, capas de material aislante contenido dentro de una lámina metálica, pinturas de colores especiales u otros sistemas pasivos o activos. El aislamiento térmico pasivo es fundamental para garantizar una temperatura uniforme en la carga del propelente y en cualquier cohete pequeño, auxiliar y no reutilizable, como se describe más adelante. Más preferentemente incluso, el aislamiento puede hacerse insertando una capa de material altamente conductor debajo de varias capas aislantes. En la presente realización, se usa preferentemente un aislamiento térmico activo adicional para proteger los componentes electrónicos del dispositivo 10 y sus medios de suministro de energía eléctrica cuando el aislamiento pasivo no controla correctamente las diferencias de temperatura en estos componentes. Alternativamente, sería posible utilizar dicho sistema activo por sí solo si el sistema pasivo dejase de ser necesario para la protección térmica de los componentes del dispositivo 10. Además, si el satélite 20', 20" está provisto de protección térmica, se hace posible implementar acciones y sinergias con el dispositivo 10 para contener los cambios de temperatura en este último.

30 35 40 45 50 Durante el ensamblaje del dispositivo 10 en el satélite 20', 20", pueden producirse pequeños errores en la alineación del vector de empuje en relación con los ejes principales de inercia que atraviesan el centro de masa del sistema del dispositivo-satélite. El centro de gravedad del sistema también puede variar de manera incontrolable durante la vida útil del satélite 20', 20" (por ejemplo, debido a un fallo en este último), dando lugar a un error de alineación del vector de empuje excesivamente grande para el funcionamiento eficiente del dispositivo 10. Para prevenir esta situación, el dispositivo está provisto de medios para mitigar la desalineación del vector de empuje, conectado operativamente con los medios de control a bordo. En particular, dichos medios para mitigar la desalineación pueden comprender medios para el control activo del vector de empuje que efectúan la alineación del vector de empuje, como se describe a continuación en una realización adicional.

55 60 El dispositivo puede comprender además medios para detectar y/o controlar la actitud del satélite con el que están acoplados, conectado operativamente con los medios para mitigar la desalineación. Además, dichos medios para detectar y/o controlar la actitud del satélite están conectados operativamente con los medios de control a bordo y efectúan el control direccional del dispositivo y del satélite cuando los medios de propulsión están accionados.

65 En la realización descrita a continuación se utilizan medios para el control activo del vector de empuje que efectúan

una conexión ajustable y/o móvil entre el satélite y el dispositivo. En esta realización, una interfaz mecánica ajustable activamente efectúa la alineación del vector de empuje.

En la segunda realización, mostrada en la Figura 3, el dispositivo 20 es como se ha descrito anteriormente para la primera realización, pero también comprende medios 320 ajustables para el acoplamiento mecánico con el satélite 20', 20". Estos medios de acoplamiento mecánico 320 efectúan una conexión ajustable y/o móvil entre el satélite 20', 20" y el dispositivo 20. Esto permite un ajuste de la orientación del dispositivo 20, durante el control de ensamblaje del sistema, para alinear la dirección de empuje con la del centro de masa del satélite 20', 20", posiblemente con una acción de bloqueo en la realización de dicha alineación.

Los medios de acoplamiento mecánico ajustables 320 de acuerdo con la descripción dada para un ejemplo de un dispositivo 20 en la Figura 3, fuera del alcance de la invención, se ilustran con más detalle en la Figura 4. Se consiguen con una interfaz mecánica pasiva ajustable que comprende una primera parte 322 en contacto con el dispositivo 20, y una segunda parte 324 en contacto con el satélite 20', 20". Los medios de acoplamiento mecánico 320 ajustables comprenden también una junta esférica en donde dos bridas 326', 326", con una concavidad semiesférica en un lado y una interfaz fija y plana en el otro (en contacto con la primera parte), contienen una esfera 325 hueca. El dispositivo 20 puede girar así en relación con el eje central del satélite 20', 20" por medio del movimiento relativo de la primera parte 322 sobre la esfera 325. Un ajuste de precisión se obtiene girando la junta esférica después de haber sido instalada en las bridas 326', 326". Para reducir el error del vector de empuje a cero, se puede girar el dispositivo hasta que el eje de la tobera 228 en los medios de propulsión atraviese el centro de gravedad del sistema del dispositivo-satélite. La junta se bloquea entonces en la posición requerida por medio de un número adecuado de pernos 328', 328". Si la esfera 325 se fabrica de un material más blando que los pernos 328', 328", entonces los pernos se atornillan en su posición hasta que perforan la esfera, bloqueándola así en su lugar. De lo contrario, la fijación de un número suficiente de pernos o clavos atornillados grandes interferiría con el giro de la esfera 325, debido a la fricción, por ejemplo. Una solución alternativa es utilizar una esfera de material magnético insertada en una cavidad de material no magnético. Atornillar los polos magnéticos hacia abajo hasta que se acerquen lo suficiente a la esfera permitiría que la fuerza magnética impidiese su giro. Para evitar que los pernos o tornillos se suelten, el material elegido no debe estar sujeto a tensiones como resultado de las diferencias de temperatura que se producen cuando el satélite se lanza o está en órbita. Los tornillos también se bloquean preferentemente con la ayuda de un adhesivo de bloqueo a rosca.

Otro ejemplo (no mostrado), fuera del alcance de la invención implica que la tobera 218 se conecte con el alojamiento 110 por medio de una junta flexible. Esta solución es útil en aplicaciones especiales, como satélites que funcionan en una órbita geoestacionaria. Cuando se adopta esta solución, si la interfaz para el acoplamiento mecánico (que se describe más adelante) es ajustable, se puede simplificar, precisando ajuste solo antes de que el satélite sea lanzado, durante la etapa de ensamblaje.

La adopción de esta última solución de acoplamiento con una junta flexible hace que no sea necesario adoptar un sistema para mitigar cualquier desalineación del vector de empuje, como el que se describe con más detalle más adelante.

De acuerdo con la presente invención, un control activo sobre la alineación del vector de empuje por medio de la interfaz ajustable puede ser la mejor manera de explotar al completo el potencial de la presente invención. Este sistema activo es particularmente efectivo en casos en los que el centro de gravedad del satélite 20', 20" cambia durante su misión y es imposible calcular su posición por adelantado, antes de habilitar el dispositivo 10 (debido, por ejemplo, a un fallo del satélite 20', 20"). El control de alineación activo también es útil en casos en los que un pequeño satélite 20', 20", con momentos relativamente pequeños de inercia, cabeceo y guiñada, carece de un sistema para mitigar cualquier desalineación del empuje (descrita a continuación), y el dispositivo 10 se toma un tiempo relativamente largo para producir el impulso necesario. Un método activo para ajustar la dirección de empuje, y los correspondientes medios de acoplamiento mecánico móviles activos, pueden usar pistones hidráulicos, eléctricos o alimentados por gas situados entre la segunda parte 324 y las bridas 326', 326". El ajuste depende de la posición de los pistones y puede controlarse fácilmente por medio de una plataforma inercial y un sistema de control proporcional convencional. Se necesita un pistón para controlar un eje, dos pistones para dos ejes, etc., es decir, el número de pistones aumenta cuantos más ejes hay que controlar.

Una versión de control activo para la interfaz mecánica 330 ajustable se representa en una realización adicional en la Figura 5. La posición relativa al ángulo de giro alrededor de un eje, como el eje de cabeceo, se controla por medio de un par de cilindros con bisagras 332', 332" que vienen descentrados con respecto a la bisagra principal 334. Cuando la bisagra principal para controlar el segundo eje 336 se bloquea y se accionan los cilindros 332', 332", esto genera un giro 335 de la segunda parte 324 de los medios de acoplamiento 330 móviles y, en consecuencia, del satélite 20', 20" acoplado a los mismos. Esto permite el giro mutuo del dispositivo y el satélite alrededor de un primer eje, por ejemplo, el eje de cabeceo. Una bisagra 337 en la junta (que consiste en una barra dentro de un agujero, por ejemplo) evita cualquier momento de flexión. El control sobre la posición, por ejemplo, del ángulo de rotación en relación con el otro eje (por ejemplo, de guiñada) es idéntico al que se acaba de describir y se ejerce por medio de un mecanismo idéntico situado debajo o encima del control de cabeceo, girado 90°. Se puede hacer una versión más compacta (no mostrada) de los medios de acoplamiento mecánico móviles usando un elemento en forma de

cruz. Este elemento comprende dos barras separadas entre sí y unidas en el centro por medio de un elemento cilíndrico. Este elemento cilíndrico puede fresarse o hacerse de barras cilíndricas torneadas que luego se atornillan, se sueldan o se pegan entre sí. La barra superior permite el giro de la brida orientada hacia el satélite, mientras que la barra inferior permite el giro de las bridas en contacto con el dispositivo.

Otra realización, que se diferencia en los medios de acoplamiento mecánico 340', 340" ajustables activamente controlables se ilustra en las Figuras 6 y 7. El control de la posición en el cabeceo o alabeo, o ambos, se consigue por medio de dos cilindros con una junta esférica en la parte superior 341, 341', 342, 342', instalada en línea con la segunda parte 344', 344" en contacto con el satélite 20', 20".

En particular, esta parte aparece con forma de cúpula en la realización en la Figura 6, y con forma plana en la realización en la Figura 7, pero también puede ser de cualquier otra forma. En esta realización, la segunda parte 344, 344' permite el acoplamiento ya sea con el satélite 20, 20' o con el dispositivo. En el centro de dicha segunda parte 344, 344' hay una junta esférica 346, 346', que permite el giro y no tiene que desplazarse axialmente. Los dos cilindros 341, 341', 342, 342' y la junta esférica 346, 346' descritos anteriormente también se colocan en un ángulo de aproximadamente 120° entre sí sobre la superficie de la segunda parte 344, 344'. Si se mueve uno de los cilindros 341, 341', 342, 342', la superficie de la segunda parte 344, 344' se inclina en relación con un eje que conecta el otro cilindro a la junta esférica 346, 346'. El control de los pistones de los dos cilindros 341, 341', 342, 342' permite en consecuencia cualquier giro necesario del vector de empuje. Estos pistones pueden controlarse de forma eléctrica, hidráulica o neumática.

Otra realización del medio de acoplamiento mecánico ajustable 350 activamente controlable se ilustra en la Figura 8. Esta realización, como las descritas anteriormente en relación con las Figuras 6 y 7, comprende dos cilindros 352, 352', pero están diseñados de manera diferente a los cilindros anteriores. La parte de base 351 de estos medios de acoplamiento mecánico 350 ajustables puede acoplarse con el satélite 20', 20" o con el dispositivo de acuerdo con la presente invención. Los medios comprenden primeros cilindros 352, 352' que consisten en un primer pistón 353, 353' que puede accionarse de forma eléctrica, hidráulica o neumática. El pistón 353, 353' puede girar alrededor de su propio eje y se fija al medio de acoplamiento mecánico ajustable 350 por medio de una bisagra 354, 354'. Un segundo pistón 355, 355' está acoplado a la bisagra 354, 354' de manera que puede girar en relación con el cilindro 352, 352' y, por tanto, también en relación con el primer pistón 353, 353'. En la parte opuesta a las bisagras 354, 354', dicho segundo pistón 355, 355' está directamente acoplado con un segundo cilindro 356, 356' que está directamente acoplado con la parte de base 351, y también puede controlarse de forma eléctrica, hidráulica o neumática. La parte de base 351 puede girar entonces (el eje de rotación no se muestra) en relación con el eje del pistón 355, 355'. Si se acciona uno o ambos de los primeros cilindros 352, 352', la parte de base 351 puede orientarse en cualquier dirección requerida. La parte de base 351 también comprende una junta esférica 357 situada en el centro.

El mismo control direccional se consigue utilizando tres o cuatro pistones de tipo fuelle, como en la realización en la Figura 9. Esta figura muestra medios de acoplamiento mecánico 360 ajustables activamente controlables en los que los pistones 362, 362', 362" se controlan de forma eléctrica, hidráulica o neumática, por ejemplo, por medio de un grifo a presión (no mostrado) y, preferentemente, por el motor del dispositivo directamente. Cada pistón 362, 362', 362" está conectado con el motor por medio de una válvula de tres vías (no mostrada), conectándose una vía con el motor del dispositivo, comunicando otra con el pistón 362, 362', 362" a controlar, y siendo la tercera una salida de descarga lateral que normalmente está cerrada. Cuando se enciende el motor, los pistones 362, 362', 362" se someten a presión y la válvula se cierra. Para ajustar la dirección del dispositivo en relación con el satélite 20', 20", orientando el vector de empuje en la dirección requerida, la tercera válvula de uno o más pistones 362, 362', 362" se abre durante un tiempo determinado, liberando un poco de gas y reduciendo en consecuencia la presión en los pistones. Esto permite que los pistones 362, 362', 362" se retraigan y el dispositivo gire en consecuencia. Como se muestra en la Figura 9, los tres pistones 362, 362', 362" son de tipo neumático y están acoplados a la parte de base 361, que puede estar en contacto con el dispositivo de acuerdo con la presente invención, o con el satélite 20', 20". Los pistones 362, 362', 362" pueden colocarse cerca de los bordes de la parte de base 361 o en cualquier otra configuración adecuada. El acoplamiento con la parte de base 361 de interconexión se consigue por medio de una junta esférica 363 que permite un giro relativo entre el eje de los pistones 362, 362', 362" y la plataforma. Como se ilustra en la Figura 10, los pistones 362, 362', 362" están controlados por un gas a presión y tienen un conducto flexible 365', 365" que les permite comportarse como un resorte, extendiéndose en la dirección Δ de las flechas dobles mostradas en la Figura 10.

Dichos conductos flexibles 365', 365" son bien conocidos en la literatura. En la presente realización, se cargan mediante un generador de gas independiente o directamente mediante los medios de propulsión del dispositivo de acuerdo con la presente invención. Cuando se carga, el conducto 365', 365" se estira bajo el efecto de la presión. Para controlar la posición relativa del satélite y del dispositivo de acuerdo con la invención, solo es necesario liberar un poco de presión de uno de los pistones 362, 362', 362" con ayuda de una válvula de derivación 368 (en las Figuras 11 y 12). El gas se puede liberar lateralmente a través de cuatro salidas de descarga 366, 366', 366", situados en ángulos de 90° entre sí para evitar cualquier impulso lateral. Alternativamente, el gas puede descargarse longitudinalmente en la dirección de empuje de los medios de propulsión, aumentando así el rendimiento de estos últimos al mismo tiempo. Esta descarga controlada de gas se realiza a través de una de las tres válvulas de

derivación 368, como se muestra en las Figuras 11 y 12. El conducto de ventilación está normalmente cerrado (Figura 11), mientras que el conducto entre la fuente de gas y el conducto flexible está normalmente abierto (Figura 11). La válvula 368 comprende un pistón 367 insertado en un tubo 369 que conecta el conducto flexible 365', 365" a la parte de base 361. El recorrido de los pistones 362, 362', 362" está limitado por dos obstáculos 370', 370". El generador de gas (que coincide, en la realización descrita en el presente documento, con la cámara de combustión del motor del dispositivo de acuerdo con la presente invención); alternatively, puede ser un generador de gas externo), normalmente está conectado con el conducto flexible 365', 365". Los sellos de caucho 371, 371', 371", 372, 372', 372" alrededor de los conductos de descarga laterales evitan cualquier fuga de gas. Cuando se necesita una liberación de gas controlada, el tubo principal entre el generador de gas y el conducto flexible 365', 365" se cierra (Figura 12) por medio de una válvula (no mostrada), tal como una válvula solenoide. Entonces el pistón 367 comienza a moverse, controlado de manera electromagnética o hidráulica, hacia el tope límite inferior identificado por medio del obstáculo 370", descubriendo así el orificio de descarga de gas 373. Esto permite que se libere gas desde el conducto flexible 365', 365" y se disipe en el Espacio. Un control direccional activo de este tipo podría exigir un sistema electrónico de "registro y procesamiento de datos" para permitir la implementación de un control de retroalimentación, como ocurre en los conocidos sistemas de control proporcional-derivativo. Los sensores utilizados son preferentemente acelerómetros para registrar las aceleraciones angulares alrededor de los dos ejes que controlan el vector de empuje. Los componentes electrónicos descritos anteriormente, por ejemplo, los sensores y el sistema de control, podrían ser los mismos que los medios de detección de actitud y de control a bordo descritos más adelante, y/o formar parte de una plataforma inercial. Estos componentes electrónicos están conectados operativamente con los medios de control a bordo para el dispositivo de acuerdo con la invención, lo que permite una mayor precisión en la colocación final del sistema del dispositivo-satélite durante la desorbitación efectuada por dicho dispositivo. Estos medios también permiten una reducción de las pérdidas debidas a cualquier desalineación del vector de empuje cuando los medios de propulsión del dispositivo de acuerdo con la invención están funcionando.

En una realización adicional, los medios para mitigar cualquier desalineación del vector de empuje se utilizan si la posición del dispositivo en relación con el satélite 20', 20" al que está acoplado se fija antes del lanzamiento y, en el momento en que se decide que el satélite 20', 20" tiene que desorbitarse, o ponerse en una órbita de estacionamiento, las pérdidas de impulso útil debido a la desalineación del vector de empuje se han vuelto excesivas. Estas pérdidas dependen del tamaño y la densidad media del satélite 20', 20", así como de la viabilidad de obtener un centro de masa constante o variable, como en el caso de piezas en movimiento, tales como matrices solares desplegadas, o el consumo de propelente que basta para modificar su masa. Las pérdidas debidas a la desalineación del vector de empuje se reducen a priori diseñando el dispositivo para que tenga un tiempo de combustión muy breve, una alta tasa de combustión del propelente sólido, y un gran diámetro para el cuello de la tobera, como ya se ha explicado. Los medios de mitigación pueden, por ejemplo, efectuar un giro estabilizador alrededor del eje de alabeo con la ayuda de pequeños cohetes auxiliares, o usando pequeños cohetes auxiliares no reutilizables similares colocados descentrados con respecto a la tobera en la parte trasera del dispositivo.

Una vez encendidos, estos cohetes generan un par a lo largo del eje de cabeceo o guiñada, dependiendo de su posición.

Las Figuras 13 y 14 ilustran una realización del dispositivo de acuerdo con la invención 40, completa con medios para mitigar cualquier desalineación del vector de empuje. Esta realización mitiga la desalineación del vector de empuje estabilizando el satélite por medio de un giro alrededor del eje de alabeo que se puede conseguir con la ayuda de dos pequeños cohetes 410', 410" auxiliares no reutilizables que son habilitados por la SIU (no mostrada) en el dispositivo 40. Los cohetes 410', 410" son de tamaño pequeño y, cuando están habilitados, generan un movimiento alrededor del eje de alabeo con una velocidad de alabeo que depende del tiempo de combustión y la capacidad de empuje de los cohetes.

Los cohetes 410', 410" se habilitan preferentemente antes de que se encienda el dispositivo 40, a través de una señal de cable o radio enviada por la SIU en el dispositivo 40. Las toberas 411', 411" de dichos cohetes 410', 410" están colocadas en un ángulo de 90° con respecto a la dirección de vuelo para producir un par alrededor del eje de alabeo del satélite 20', 20". Cuando se encienden, los cohetes producen un par que hace que el dispositivo 40 y, en consecuencia, también el satélite 20', 20", gire alrededor del eje de alabeo. Entonces se enciende el dispositivo 40. El giro del satélite 20', 20" mitiga los efectos de cualquier desalineación del empuje porque el componente de empuje perpendicular a la dirección de vuelo induce un movimiento de precesión. Si el periodo de precesión es mayor que el tiempo total de funcionamiento del dispositivo 40 en desorbitación, el efecto neto de la desalineación será pequeño. Si el momento angular inducido por el giro es considerable, es decir, la velocidad angular inducida por los cohetes 410', 410" es suficientemente alta, el error angular de la desalineación del empuje se mantendrá dentro de un nivel aceptable.

Otra realización de los medios para mitigar la desalineación del vector de empuje se ilustra en la Figura 15. El dispositivo 50 está provisto de pequeños cohetes 510' auxiliares no reutilizables similares a los cohetes 410', 410" descritos anteriormente. Además, también están los cohetes 512, 512', 512", similares a los cohetes 510', 510" y colocados descentrados con respecto a la tobera 518 del dispositivo 50, es decir, detrás de la tobera. Cuando estos cohetes 512, 512', 512" se encienden, generan un par de guiñada o cabeceo, dependiendo de su posición.

Los cohetes descritos para las Figuras 13, 14 y 15 tienen forma de una carga de propelente sólido. En particular, son del tipo no reutilizable de un solo impulso repostado con propelente sólido. Pueden ser superiores en número y están dispuestos preferentemente en pares sobre cada eje.

5 Los cohetes 410', 410", 510', 510", 512, 512', 512" descritos anteriormente son sencillos de fabricar y de dimensiones limitadas, y pueden manejarse bajo el control directo de los medios de control a bordo para el dispositivo 40, 50 de acuerdo con la presente invención. Al colocarse lejos del eje de las toberas 418, 518 del dispositivo 40, 50, producen un bajo nivel de empuje. No obstante, este empuje genera un par mayor alrededor de los ejes de cabeceo y guiñada que el que genera la desalineación del empuje. Los cohetes 410', 410", 510', 510",
 10 512, 512', 512" pueden unirse a las paredes exteriores del dispositivo 40, 50 o alejarse de las toberas 418, 518 por medio de una barra o viga (no mostrada). Si el dispositivo 40, 50 identifica aceleraciones angulares alrededor de los ejes de cabeceo o guiñada (por medio de instrumentos para detectar aceleraciones como los que se describen más adelante), el correspondiente cohete se enciende para producir un empuje en la dirección opuesta. El sistema está diseñado para que el cohete tenga un efecto de "balanceo" y se encienda con un retraso que tiene en cuenta la
 15 aceleración angular debida a la desalineación y el máximo retraso de encendido del cohete posible. El empuje producido como resultado induce una aceleración suficiente para restaurar la dirección del vector de empuje a la posición requerida inicialmente. Dado que el tiempo de funcionamiento total del dispositivo 40, 50 es muy limitado, el tiempo de funcionamiento y el empuje de los cohetes de balanceo auxiliares no reutilizables se calculan para evitar una reacción excesiva. En caso de error, puede encenderse el cohete opuesto al utilizado para la corrección para
 20 producir un posterior contraempuje. De este modo, la corrección de la desalineación del vector de empuje se puede conseguir utilizando cohetes colocados en contacto con el alojamiento para obtener un giro estabilizador y cerca de la tobera con fines de balanceo, o adoptando solo una de las dos soluciones.

En una realización adicional (no mostrada), definida como "independiente", el dispositivo de acuerdo con la presente
 25 invención genera las señales de armado e ignición por sí solo, sin ninguna ayuda de una estación en la Tierra u otras estaciones en el Espacio. Esta realización se puede conseguir a partir de una de las realizaciones descritas anteriormente y/o con partes de las mismas. Sin embargo, difiere en las diferentes funciones de los medios de control a bordo del dispositivo porque los medios para recibir señales de control no reciben las señales de encendido, sino que las genera independientemente el dispositivo en un instante predefinido o en condiciones
 30 predefinidas.

El dispositivo de acuerdo con la presente invención funciona independientemente del satélite 20', 20", y el fin de estos medios para recibir señales no es recibir señales relacionadas con el armado y/o el encendido del dispositivo desde estaciones en la Tierra u otros vehículos espaciales, sino solo recibir señales con el fin de detener la
 35 secuencia operativa independiente del dispositivo, como se describe en detalle a continuación. Se puede contemplar que dichos medios para recibir señales de control sean capaces de recibir señales de emisores externos con el fin de interrumpir el procedimiento de encendido y permitir su posterior control remoto. En esta realización, los medios de control a bordo incluyen medios para emitir señales de control que han sido programadas previamente y/o calculadas por los medios de control a bordo y para enviarlas a los medios para recibir señales de control. Estos
 40 últimos, al estar asociados también con los medios de propulsión, efectúan entonces el armado y el encendido del dispositivo 10, habilitando así el encendedor de manera independiente.

Los medios para emitir las señales de control tienen forma de controladores electrónicos y comprenden preferentemente un temporizador que habilita el encendido ajustado para adaptarse a la vida útil del satélite 20', 20"
 45 o la duración de su misión. Alternativamente, la programación del procedimiento de desorbitación se puede calcular mediante los medios de control a bordo al recibir las señales de advertencia de los sensores instalados opcionalmente en el dispositivo de acuerdo con la presente invención, como se describe más adelante.

En otra realización (no mostrada), denominada semiindependiente, el dispositivo de acuerdo con la presente
 50 invención recibe la señal de armado de una estación en la Tierra o de otros vehículos situados en el Espacio. En consecuencia, esta realización tiene una configuración estructural y componentes similares al dispositivo 10 descrito en la primera realización, excepto que la señal de encendido es generada independientemente por el dispositivo de acuerdo con la presente invención.

55 La realización descrita en este documento también tiene medios para emitir señales de control como se describe e implementa en la realización anterior. Estos medios para emitir señales de control envían a los medios para recibir señales de control una señal de encendido generada por los medios de control a bordo después de recibir la señal de armado de la estación en la Tierra o de otro vehículo en el Espacio.

60 Todas las realizaciones ilustradas y descritas también pueden comprender medios opcionales para mejorar las características funcionales del dispositivo de acuerdo con la presente invención y del sistema derivado de su acoplamiento con el satélite 20', 20", o añadir nuevas características a los mismos.

Una implementación de las características del dispositivo de acuerdo con la presente invención en una o más de las
 65 realizaciones descritas anteriormente incluye medios de telecomunicación que también permiten el intercambio de comandos y señales con el satélite 20', 20" con el que se acopla el dispositivo, aunque este último permanece

totalmente independiente del primero.

5 En una o más de las realizaciones descritas en el presente documento, el dispositivo de acuerdo con la presente invención también comprende preferentemente primeros medios de detección, conectados operativamente con los medios de control a bordo, para detectar otros objetos que entran dentro de una zona de seguridad definida alrededor del dispositivo y/o el satélite 20', 20" con el que están acoplados. Más preferentemente incluso, el dispositivo de acuerdo con la presente invención incluye medios para comunicarse con el satélite 20', con el que están acoplados para detectar cualquier daño por impacto al satélite.

10 El dispositivo también incluye preferentemente terceros medios de detección, conectados operativamente con los medios de control a bordo, para detectar cualquier fallo en el satélite 20', 20" con la ayuda de los medios de comunicación con el mismo.

15 El dispositivo de acuerdo con la presente invención también comprende segundos medios de detección, conectados operativamente con los medios de control a bordo, para detectar daños por impacto al propio dispositivo.

20 En una o más de las realizaciones ilustradas y/o descritas, y en combinación con una o más de las implementaciones técnicas mencionadas anteriormente, el dispositivo de acuerdo con la presente invención puede incluir adicionalmente cuartos medios de detección, conectados operativamente con los medios de control a bordo, diseñados para detectar la orientación en el tiempo y/o la órbita del dispositivo de acuerdo con la presente invención en cualquier momento, o en tiempos preestablecidos, o para detectar la posición en el Espacio del dispositivo de acuerdo con la presente invención. Preferentemente, estos cuartos medios de detección están conectados operativamente con una unidad de monitorización de orientación y posición que también se utiliza para establecer independientemente la posición y orientación del dispositivo y del satélite 20', 20" con el que están acoplados. Esta
25 unidad se utiliza para aumentar la precisión del cálculo de la orientación y posición del sistema con el fin de reducir cualquier error en el cálculo de la trayectoria de reentrada. Otro fin de esta unidad es enviar instrucciones a los medios para mitigar la desalineación del vector de empuje y/o a los medios para controlar activamente el vector de empuje en los medios de acoplamiento mecánico ajustables. La unidad está diseñada para ser inmune a las interferencias electromagnéticas y la radiación que se produce en el Espacio.

30 Preferentemente, estos sensores también están conectados operativamente con medios de control de estado. Recogen los resultados de las pruebas eléctricas procedentes de los medios instalados en el dispositivo de acuerdo con la presente invención, así como las señales procedentes de los sensores de motorización descritos anteriormente. Los datos recogidos se envían, previa petición o a intervalos regulares, a la interfaz de control situada en una estación en la Tierra, o a otro vehículo espacial, utilizando los medios de telecomunicación de los que está provisto el dispositivo. Alternativamente, el dispositivo de acuerdo con la presente invención puede enviar estos
35 datos al satélite 20', 20" con el que está asociado, explotando los medios de comunicación de dicho satélite. Esta comunicación también puede ser bidireccional, para que el satélite 20', 20" pueda enviar señales de control al dispositivo.

40 Con referencia a las realizaciones en las Figuras 13 y 15, las Figuras muestran dos medios de contención 492', 492", 592, en forma de depósitos paralelepípedos acoplados con la parte de cabeza del alojamiento para el dispositivo 40, 50. Estos medios de contención contienen preferentemente medios de suministro de energía eléctrica (tales como baterías no recargables), los medios de control a bordo y los medios de telecomunicación descritos
45 anteriormente. Estos medios de contención 492', 492", 592 también pueden contener los medios de monitorización de estado y los medios para controlar activamente el empuje, así como cualesquiera medios adicionales para la detección y el control de actitud, y los medios para mitigar la desalineación del vector de empuje. Estos medios de contención 492', 492", 592 pueden estar colocados en la parte terminal del alojamiento del dispositivo o en la cola, cerca de la tobera.

50 En una realización adicional (no mostrada), el dispositivo puede incluir un sistema para posicionar el satélite con el que está acoplado (o sistema de desvolteo de emergencia - EDS) para garantizar que la actitud del satélite es apropiada y estable antes de que el dispositivo sea encendido. Este sistema puede resultar necesario si la actitud del satélite está fuera de control o si su actitud es tal que la dirección del empuje generado por el dispositivo no está
55 alineada con la velocidad orbital y el satélite hace que cualquier otra maniobra sea imposible. El sistema es alimentado por uno o más cartuchos generadores de gas cargados con propelente sólido, encendidos por medio de un dispositivo explosivo eléctrico (con la adición de una mezcla pirotécnica adecuada, si es necesario) y está conectado operativamente con los medios de control a bordo que controlan el encendido del dispositivo.

60 En sus diversas realizaciones posibles, el dispositivo de acuerdo con la presente invención se usa para prevenir la acumulación adicional de desechos en órbita y el riesgo de daños a personas o propiedades causados por la reentrada no controlada a la Tierra de satélites, vehículos espaciales o piezas de los mismos.

65 En particular, el dispositivo 10 es capaz de cambiar la trayectoria del satélite 20', 20" con el que está asociado cuando este último llega al final de su vida útil o desarrolla un fallo. Como se ilustra en la Figura 1, este cambio de trayectoria permite que el satélite sea desorbitado directamente hacia la Tierra 1, donde se desintegra a medida que

avanza por la atmósfera o puede aterrizar dentro de un área de dimensiones definidas arbitrariamente o establecidas previamente. El procedimiento de desorbitación puede implicar redireccionar el satélite hacia un área segura en el Espacio, definida como una órbita cementerio o de estacionamiento. Como se muestra en la Figura 1, si la órbita del satélite 20' es baja 2 y el cambio de trayectoria consiste en desorbitarlo hacia el cuerpo celeste en el centro 1, o hacia una órbita más baja, entonces el dispositivo 10 genera un empuje parcial o totalmente dirigido en la dirección opuesta a la del vector de velocidad orbital (en la dirección de vuelo) del satélite 20'. Si, por otra parte, la órbita del satélite 20" es alta 3, entonces el cambio de trayectoria consiste en reubicar el satélite 20" hacia una órbita de estacionamiento o cementerio 4 más alejada del planeta Tierra 1. En este caso, la dirección del empuje generado por el dispositivo 10 estará en la misma dirección que el vector de velocidad orbital. Para ambos tipos de procedimientos de desorbitación, el satélite 20', 20" seguirá una trayectoria específica calculada y establecida antes de adoptar cualquier medida para modificar su órbita con el fin de evitar que suponga un riesgo para otros satélites o vehículos espaciales, personas o propiedades, ya estén en el Espacio o en la Tierra 1.

El dispositivo 10 se instala en el satélite 20', 20" antes de su lanzamiento. Este ensamblaje se consigue antes del lanzamiento utilizando medios 310 para acoplar mecánicamente dicho dispositivo 10 al satélite 20', 20" a desorbitar. En particular, el dispositivo 10 puede acoplarse frente al satélite 20' si tiene que desplazarse desde una órbita baja 2 hacia la Tierra 1; o el dispositivo 10 se puede acoplar detrás del satélite 20" si es necesario desplazar el satélite desde una órbita alta 3 hacia una órbita de estacionamiento 4.

El acoplamiento mecánico del dispositivo al satélite 20', 20" no implica ninguna dependencia del mismo. De hecho, el dispositivo de acuerdo con la presente invención puede funcionar de manera independiente o semiindependiente, o puede controlarse a distancia.

Los medios de propulsión de propelente sólido proporcionan el impulso necesario para desplazar el satélite 20', 20" desde su órbita de la misión, mientras que una plataforma de acoplamiento mecánico fija o ajustable (se ajusta antes del lanzamiento, y posteriormente es pasiva o activa porque está bajo control de retroalimentación durante el funcionamiento del propulsor) permite que se controle la dirección del empuje generado por los medios de propulsión, si es necesario.

El dispositivo puede funcionar en tres modos operativos diferentes: modo controlado a distancia, modo independiente y modo semiindependiente. Los tres modos efectúan las operaciones de desorbitación/reorbitación en unos pocos pasos:

- calcular, a través de un medio de control remoto o mediante dicho dispositivo, una nueva órbita espacial deseada o una trayectoria deseada ocasionando un impacto en un área de la Tierra, respectivamente;
- calcular, a través de un medio de control remoto o mediante dicho dispositivo, el instante para accionar el dispositivo de desplazamiento/retirada para obtener la nueva órbita o trayectoria deseada basándose en la órbita real del satélite;
- enviar desde dichos medios de control remoto a dicho dispositivo de desplazamiento/retirada una señal de control o iniciar el procedimiento de desorbitación/reorbitación mediante dicho dispositivo para desplazar el satélite en la nueva órbita o trayectoria calculada;
- encender los medios de propulsión del dispositivo de desplazamiento/retirada en el instante calculado cuando recibe la señal de control.

En el modo operativo preferido, el dispositivo de acuerdo con la presente invención se controla a distancia. Como se muestra en el diagrama de flujo en la Figura 17, el procedimiento de control necesario para que el dispositivo 10 efectúe la desorbitación/reorbitación es guiado por medios de control remoto, que en el caso más sencillo consisten en una estación de control en la Tierra.

Durante la vida útil del satélite 20', el dispositivo 10 permanece en estado de ESPERA, hasta que recibe una señal de la estación en la Tierra 100, como los medios de control remoto. Cuando recibe la señal, los medios de control a bordo verifican el estado de la SIU (en su caso). Si su estado es de INICIO, esto significa que el sistema está armado y el procedimiento para encender el dispositivo 10 comienza en el momento establecido por la señal recibida y el satélite se desorbita/reorbita de manera segura y controlada, es decir, se pone en una órbita de reentrada calculada específicamente. Si este no es el caso, debido a una señal involuntaria, por ejemplo, o si el dispositivo 10 no se ha armado aún, entonces la señal de encendido se ignora y el dispositivo 10 vuelve a su estado de ESPERA. El envío de una señal de seguridad desde los medios de control remoto a los medios para recibir señales de control del dispositivo de desplazamiento/retirada permite cambiar el dispositivo a un estado operativo antes de enviar la señal de control para desplazar el satélite en la nueva órbita o trayectoria calculada. Dichas señales pueden estar en un modo encriptado para asegurar la transmisión y prevenir el encendido anti-entrada y no autorizado. Con referencia a la Figura 16, cuando se ha decidido desorbitar el satélite 20', se envía una secuencia de señales al dispositivo 10 desde la estación en la Tierra 100 y/o desde otro vehículo en el Espacio. Estas señales son recibidas por los medios para recibir señales de control conectados operativamente con los medios de control a bordo del dispositivo 10. Al recibir esta secuencia de señales, los medios de control a bordo habilitan la SIU, que a su vez habilita el encendedor 216, que en consecuencia enciende el propulsor. En particular, preferentemente se usa un encendedor de alta tensión. La SIU, habilitada por la señal de armado, carga un condensador hasta que alcanza un

estado de alta tensión característico del estado de armado.

5 Cuando el condensador se descarga repentinamente como resultado de una señal de encendido independiente posterior, la capa conductora metálica sobre la membrana es vaporizada por la corriente de alta tensión y la membrana de plástico es lanzada a gran velocidad contra la capa de explosivo principal, haciendo que se encienda.

10 Alternativamente, el dispositivo 10 puede estar provisto de un encendedor de baja tensión. En este caso, el cable eléctrico del encendedor se calienta y se disuelve mediante un flujo de corriente (normalmente, unos amperios a baja tensión durante unos milisegundos) que representa la señal de encendido. Esto enciende la mezcla pirotécnica contenida en el encendedor. La cápsula libera así los productos de la combustión, enviándolos hacia la carga principal del encendedor y, como resultado, encendiendo el propelente sólido 212 en el propulsor. Esto proporciona un empuje suficiente para poner el satélite 20' en una órbita de reentrada deseable para que aterrice en la Tierra 1 o se desintegre en la atmósfera. Alternativamente, el empuje del dispositivo será suficiente para reubicar el sistema del dispositivo-satélite hacia un espacio de órbita seguro previamente establecido, como una órbita cementerio o de estacionamiento 4.

En este modo operativo preferido, la ventana de desorbitación permitida es calculada por la estación en la Tierra 100. Alternativamente, la puede calcular otro vehículo ubicado en el espacio.

20 Esta ventana de desorbitación permitida tiene en cuenta la posición del sistema del dispositivo-satélite cuando se toma la decisión de proceder a la desorbitación. El cálculo de la ventana de desorbitación permitida también tiene en cuenta los demás objetos en el Espacio, tales como otros satélites o naves espaciales, o desechos, para evitar que el sistema del dispositivo-satélite ocupe una trayectoria que lo haga colisionar con alguno de dichos objetos. La secuencia de señales enviadas por la estación 100 al dispositivo 10 comprende así al menos una señal de armado y, posteriormente, al menos una señal de encendido, ambas enviadas una vez se ha tomado la decisión de desorbitar y cuando la ventana permitida está disponible. La trayectoria orbital se calcula teniendo en cuenta la posición y orientación orbital del dispositivo en el instante en que vaya a realizarse la desorbitación, explotando posiblemente los cuartos sensores, si están disponibles. El diagrama de flujo que aparece en la Figura 18 amplía las operaciones ya ilustradas en la Figura 17. Después de recibir la señal y verificar que el estado de la SIU es PARADA, el dispositivo envía una señal de alarma a la estación en la Tierra 100 para advertir que se ha intentado encender el dispositivo 10, pero que no se han dado las condiciones necesarias para que esto ocurra. En el diagrama de flujo que aparece en la Figura 19, el número de operaciones realizadas o requeridas durante el periodo en el que el dispositivo está operativo se amplía aún más.

35 Para reducir cualquier riesgo de fallo de la SIU, si el estado de esta última se ha identificado como PARADA después de que se haya recibido el comando para iniciar los procedimientos de encendido desde la estación en la Tierra 100, la estación en la Tierra 100 envía otra solicitud de confirmación de la señal. Finalmente, el dispositivo 10 puede incluir un sistema para monitorizar su estado con los medios y sensores descritos anteriormente, y los datos recogidos pueden enviarse a la estación en la Tierra 100, como se muestra esquemáticamente en la Figura 20, ya sea a intervalos regulares o previa petición.

45 En un segundo modo operativo, el dispositivo es un dispositivo autónomo, es decir, sin control desde la estación en la Tierra o desde otro vehículo en el Espacio, o desde cualquier medio de control remoto. El dispositivo 40 genera la secuencia de encendido de forma independiente por medio de la emisión de señales de control con sus propios medios de control a bordo después de un tiempo preestablecido. Este intervalo de tiempo generalmente corresponde a la vida útil del satélite 20', 20" con el que está asociado el dispositivo y/o la duración de su misión. Alternativamente, en lugar de establecerse por adelantado, dicho tiempo podría depender de que se superen valores límite y de que los sensores envíen señales de alarma. Dichos valores límite pueden superarse, por ejemplo, como resultado de un fallo grave, un impacto (un choque mecánico identificado por un acelerómetro) o una colisión inminente con otro objeto en órbita (detectado por un sistema de radar en la estación en la Tierra, o por sensores de proximidad a bordo del dispositivo, en su caso). En dicho segundo modo operativo, los medios de control a bordo generarán de forma independiente al menos la señal de armado y al menos la señal de encendido. En este modo operativo, también se contempla que la estación en la Tierra, u otro vehículo espacial, sea capaz de detener el procedimiento de encendido enviando al dispositivo una señal de PARADA, que es recibida por los medios de recepción de la señal de control del dispositivo. Además, dicha estación en la Tierra, o dicho otro vehículo espacial, puede reprogramar la secuencia de encendido, enviando las señales de control descritas para el modo operativo preferido descrito anteriormente. Para una retirada segura y gestionada de forma independiente de la órbita de acuerdo con este segundo modo operativo, el dispositivo 40 tiene que ser capaz de establecer su propia posición y orientación, y calcular una trayectoria segura para la reentrada en la atmósfera o hacia una órbita de estacionamiento, es decir, el dispositivo debe estar provisto de una unidad de orientación y posición. Además, el dispositivo debe ser capaz de evaluar la ventana de desorbitación permitida en relación con otros objetos en el Espacio que podría encontrar a lo largo de su trayectoria, como se ha explicado anteriormente.

65 Un tercer modo operativo implica un funcionamiento semiindependiente del dispositivo.

En este modo operativo, algunas de las señales de control son generadas independientemente por el dispositivo con

sus propios medios de control a bordo. En particular, a través de los medios para la emisión de señales de control, el dispositivo genera señales útiles para armar el dispositivo. Una vez armado, la señal de encendido se envía desde una estación en la Tierra, o en el Espacio, o desde otros vehículos espaciales. En particular, las señales de encendido también pueden ser enviadas por el satélite a desorbitar/reorbitar en las realizaciones con una conexión operativa para el intercambio de datos entre las dos.

De acuerdo con una realización (no mostrada), antes de que se encienda el dispositivo, si la actitud del satélite estuviese fuera de control (por ejemplo, como resultado de un fallo de su sistema de control de actitud), el sistema de posicionamiento del satélite reduciría las velocidades de cabeceo angular y guiñada a valores insignificantes y alinearía la dirección del empuje generado por el dispositivo con la velocidad orbital. Si, incluso con un control activo de la actitud del satélite, los ángulos de cabeceo y guiñada son suficientes para inducir una desalineación entre el empuje generado por el dispositivo y la velocidad orbital, y el satélite no puede modificar su actitud para cancelar dicha desalineación, el sistema de posicionamiento del satélite puede actuar sobre el propio dispositivo para restaurar el satélite a la actitud necesaria, permitiendo que el dispositivo genere el empuje en la dirección requerida. La combustión de los cartuchos instalados en el sistema se realiza en una o más cavidades conectadas con dos pares de toberas que permiten maniobras de giro alrededor de los ejes de cabeceo y guiñada. Cada cavidad para los cartuchos está separada del par de toberas mediante válvulas adecuadas. Las válvulas podrían ser de tipo solenoide, abiertas y cerradas regulando la corriente en una bobina, pero se podría usar cualquier otro tipo de válvula siempre que se pueda accionar con suficiente rapidez. Cuando se enciende el cartucho único, su combustión se produce dentro de una de las cavidades. Con la válvula cerrada, la presión del gas generado dentro de la cavidad aumenta hasta que el cartucho se quema. Cuando la válvula se abre, el gas bajo presión tiende a fluir desde la cavidad al interior de la tobera. Los diámetros de la válvula, del tubo de conexión que conduce a la tobera y del cuello de la tobera están dimensionados para garantizar la expansión del gas y su liberación a través de la abertura en la tobera a velocidad supersónica, generando así el empuje necesario. Las toberas se encuentran a una distancia adecuada de los ejes de cabeceo y guiñada para que se genere el par necesario a lo largo de cada eje después de que el gas se haya descargado a través de la única tobera. El encendido del cartucho único es controlado por los medios de control a bordo. La apertura y el cierre de las válvulas se gestiona mediante un sistema de control de retroalimentación que utiliza los valores de los ángulos de actitud proporcionados en tiempo real por los medios de detección y/o control de actitud. Estos medios están conectados operativamente con el sistema de posicionamiento del satélite y funcionan hasta que se alcanza la actitud requerida. Los cartuchos de propelente sólido están dimensionados para generar gas a una presión suficiente y durante un tiempo suficiente para permitir alcanzar la actitud requerida, partiendo desde cualquier condición inicial en términos de los ángulos y las velocidades angulares. Además, dicho sistema de posicionamiento del satélite se puede usar para corregir activamente la desalineación del vector de empuje.

El dispositivo de acuerdo con la presente invención funciona sin soporte desde el satélite con el que está asociado que se va a desorbitar. El dispositivo puede comunicarse directamente con otro vehículo espacial o estación en órbita, o estación de control en la Tierra. La estación en la Tierra puede enviar comandos para armar y encender el dispositivo, o solicitudes de datos sobre el estado del sistema del dispositivo-satélite y (si están disponibles) datos sobre el estado del satélite solamente. Una ventaja del dispositivo de acuerdo con la presente invención consiste en su capacidad para generar maniobras de desorbitación en unos pocos pasos sencillos.

El dispositivo de acuerdo con la presente invención permite así un desecho apropiado del satélite con el que está acoplado al final de la misión de este último. En particular, dicho desecho se consigue retirando el satélite desde su órbita operativa, o desorbitando el satélite hacia la Tierra.

Una ventaja del dispositivo de acuerdo con la presente invención se refiere a su capacidad para liberar la órbita previamente ocupada por un satélite, evitando cualquier interferencia con otros satélites o vehículos espaciales en las proximidades, lo que es una ventaja importante, particularmente para órbitas geoestacionarias y geosíncronas.

Otra ventaja del dispositivo de acuerdo con la presente invención consiste en que consigue una reentrada segura y controlada del satélite a desorbitar, evitando daños por colisión y evitando el impacto con personas o propiedades en la Tierra, o con otros objetos espaciales que orbitan en las proximidades.

Un dispositivo en desorbitación/reorbitación de acuerdo con la presente invención tiene la ventaja de eliminar satélites defectuosos con los que está asociado, que no tendrían otra forma de volver a entrar en la atmósfera. En el caso de un satélite que sea gravemente dañado durante su vida útil, el dispositivo de acuerdo con la presente invención permite que el satélite dañado avance hacia una órbita de estacionamiento o se devuelva a la atmósfera de la Tierra, reduciendo el riesgo de que colisione con otros satélites en funcionamiento.

El dispositivo de acuerdo con la presente invención elimina ventajosamente el riesgo de que los satélites colisionen accidentalmente con otros objetos conocidos durante su ciclo de vida en órbita. Si está asociado con un sensor de proximidad (por ejemplo, radar), el dispositivo permite evitar colisiones con objetos, incluso los desconocidos anteriormente, si estos se encuentran a una determinada distancia de seguridad del satélite en cuestión.

El dispositivo de acuerdo con la presente invención puede usarse ventajosamente para evitar actividades

destruictivas intencionadas (o no intencionadas) u otras operaciones peligrosas, incluida la destrucción intencionada de un satélite, vehículo espacial o etapa orbital mediante una colisión deliberada, por ejemplo, u otras actividades que pudieran aumentar el riesgo de colisión con otros objetos en el Espacio.

- 5 El dispositivo se puede utilizar en cualquier momento para cambiar la órbita del satélite con el que está asociado, o como un dispositivo de apoyo en caso de un fallo de los medios de propulsión del satélite cuando se lanza. Si resulta que el motor de la etapa final está defectuoso, el dispositivo puede usarse como un sistema de propulsión auxiliar, permitiendo que el satélite alcance su órbita planificada o una órbita auxiliar para completar la totalidad o parte de la misión planificada.
- 10 El dispositivo de acuerdo con la presente invención permite así la desorbitación sin ayuda de un vehículo espacial simplemente mediante una programación previa del propio dispositivo, o la recepción de al menos un control remoto directamente desde una estación en la Tierra y sin limitaciones. El mismo control también puede ser enviado por un vehículo en el Espacio, o incluso por el satélite a desorbitar con el que el dispositivo está acoplado mecánicamente.
- 15 El dispositivo de acuerdo con la presente invención permite ventajosamente que el satélite sea desorbitado para regresar a un lugar predefinido y seguro en la Tierra, lejos de áreas pobladas por seres humanos o densamente ocupadas por edificios.
- 20 Su construcción está diseñada para garantizar que dure más que la misión del satélite con el que está asociado y, en situaciones extremas, se puede usar como un sistema auxiliar para aumentar el tiempo útil de la misión del satélite entre un 20% y un 80% en caso de fallo de los sistemas de propulsión del satélite en el momento de su lanzamiento.
- 25 Finalmente, el diseño modular del dispositivo de acuerdo con la presente invención permite que se adapte a las necesidades de desorbitación del satélite con el que está asociado.

REIVINDICACIONES

1. Dispositivo (10) para acoplarse a un satélite espacial (20', 20'') antes del lanzamiento para retirar dicho satélite del espacio o desplazar dicho satélite en una órbita espacial diferente por medios de control remoto o por dicho dispositivo, siendo dicho dispositivo independiente con respecto a dicho satélite y a dichos medios de control remoto, comprendiendo dicho dispositivo:
- medios de control a bordo de dicho dispositivo (10);
 - medios para recibir señales de control desde dichos medios de control remoto o medios para emitir señales de control para accionar la secuencia de desplazamiento/retirada, conectados operativamente con dichos medios de control a bordo;
 - medios de propulsión conectados operativamente con dichos medios de control a bordo, siendo dichos medios de propulsión para generar un empuje y para ser accionados por dichos medios de control a bordo al recibir dichas señales de control para retirar dicho satélite (20', 20'') del espacio en un área de la Tierra predefinida o desplazar dicho satélite (20', 20'') en una órbita espacial diferente predefinida;
 - medios de suministro de energía eléctrica para dicho dispositivo (10), para hacer dicho dispositivo independiente de dicho satélite;
 - medios de acoplamiento mecánico (310) de prelanzamiento para acoplar dicho dispositivo (10) a dicho satélite (20', 20'');
 - medios para mitigar la desalineación del vector de empuje, conectado operativamente con dichos medios de control a bordo;
- caracterizado por que** dichos medios para mitigar la desalineación comprenden medios para el control activo del vector de empuje que efectúan la alineación de dicho vector de empuje; dichos medios para el control activo del vector de empuje están configurados para efectuar una conexión ajustable y/o móvil entre dicho satélite (20', 20'') y dicho dispositivo para efectuar la alineación de dicho vector de empuje.
2. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado por que** comprende medios para detectar y/o controlar la actitud de dicho satélite, conectados operativamente con dichos medios para mitigar la desalineación.
3. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 2, **caracterizado por que** dichos medios para detectar y/o controlar la actitud de dicho satélite están conectados operativamente con dichos medios de control a bordo y efectúan el control direccional de dicho dispositivo y de dicho satélite (20', 20'') cuando dichos medios de propulsión están accionados.
4. Dispositivo de acuerdo con una o más de las reivindicaciones 1 a 3, **caracterizado por que** dichos medios de control a bordo comprenden medios para emitir señales de control programadas previamente y/o medios para calcular dichas señales de control a enviar a dichos medios para recibir señales de control.
5. Dispositivo de acuerdo con una o más de las reivindicaciones 1 a 4, **caracterizado por que** comprende primeros medios sensores, conectados operativamente con dichos medios de control a bordo, para la detección de otros objetos dentro de una zona de seguridad definida alrededor de dicho dispositivo y/o dicho satélite (20', 20'').
6. Dispositivo de acuerdo con una o más de las reivindicaciones 1 a 5, **caracterizado por que** comprende segundos medios sensores, conectados operativamente con dichos medios de control a bordo, para la detección de daños por impacto en dicho dispositivo y/o en dicho satélite (20', 20'').
7. Dispositivo de acuerdo con una o más de las reivindicaciones 1 a 6, **caracterizado por que** comprende terceros medios sensores, conectados operativamente con dichos medios de control a bordo, para la detección de fallos de dicho satélite (20', 20'').
8. Dispositivo de acuerdo con una o más de las reivindicaciones 1 a 7, **caracterizado por que** dichos medios de acoplamiento están configurados para efectuar una conexión ajustable entre dicho satélite (20', 20'') y dicho dispositivo.
9. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 8, **caracterizado por que** dichos medios de acoplamiento comprenden dicho control activo del vector de empuje que efectúa una conexión ajustable y/o móvil entre dicho satélite (20', 20'') y dicho dispositivo para efectuar la alineación de dicho vector de empuje.
10. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado por que** dichos medios de propulsión comprenden al menos un motor de propelente sólido y al menos un encendedor para dicho motor de propelente sólido, estando dicho encendedor conectado operativamente con dichos medios de control a bordo para recibir el instante de encendido.
11. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 10, **caracterizado por que** dichos medios de propulsión comprenden uno o más cartuchos o cargas independientes provistos de propelente sólido.

12. Dispositivo de acuerdo con una o más de las reivindicaciones 1 a 9, **caracterizado por que** dichos medios de propulsión comprenden medios de propulsión híbridos.

5 13. Dispositivo de acuerdo con una o más de las reivindicaciones 1 a 9, **caracterizado por que** dichos medios de propulsión comprenden medios de propulsión de propelente en gel.

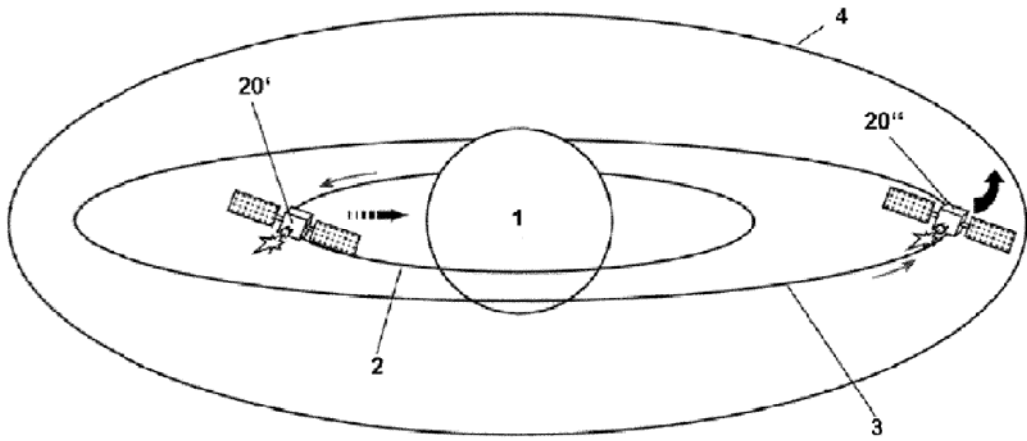


Fig. 1

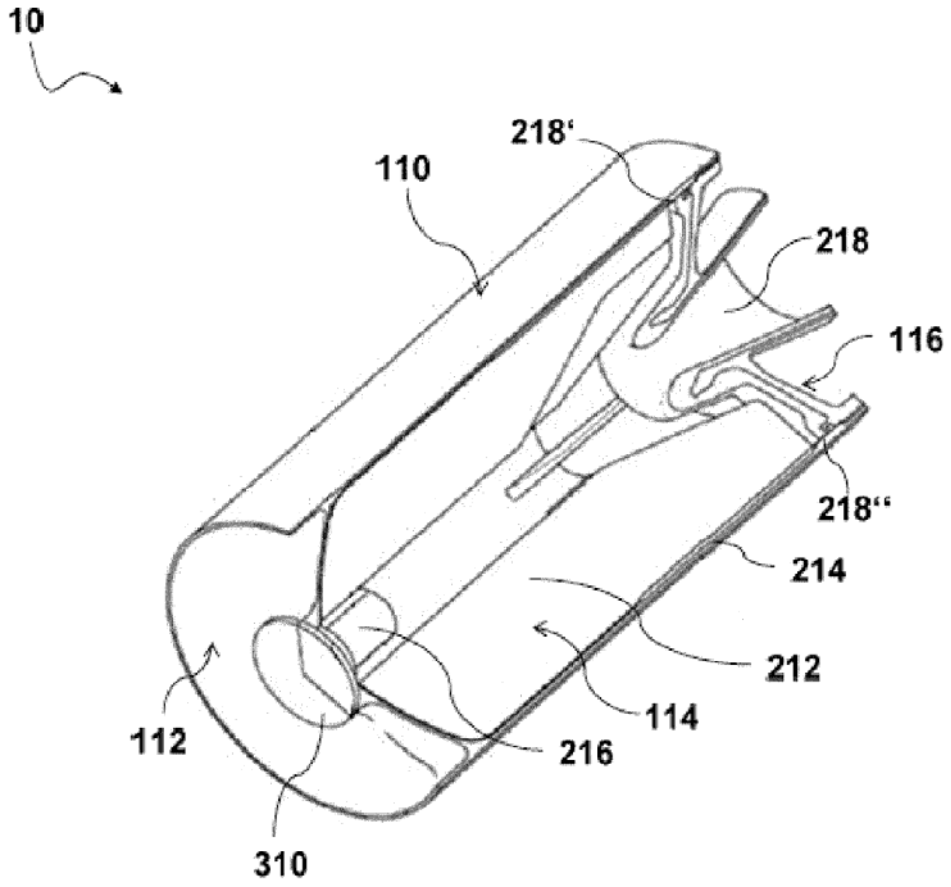


Fig. 2

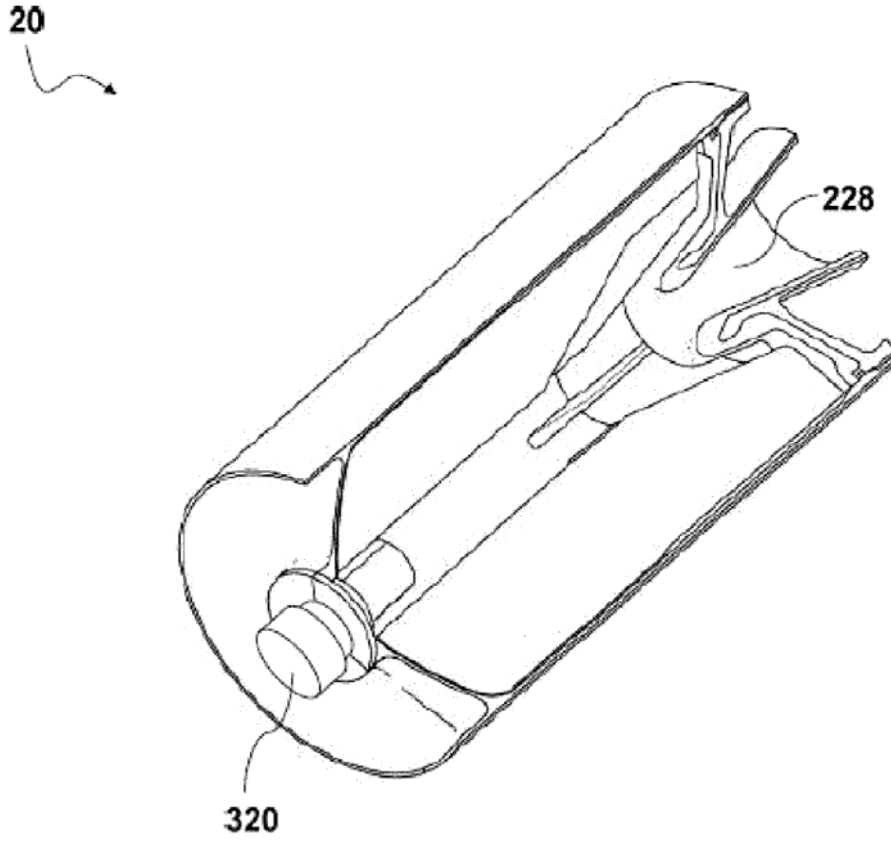


Fig. 3

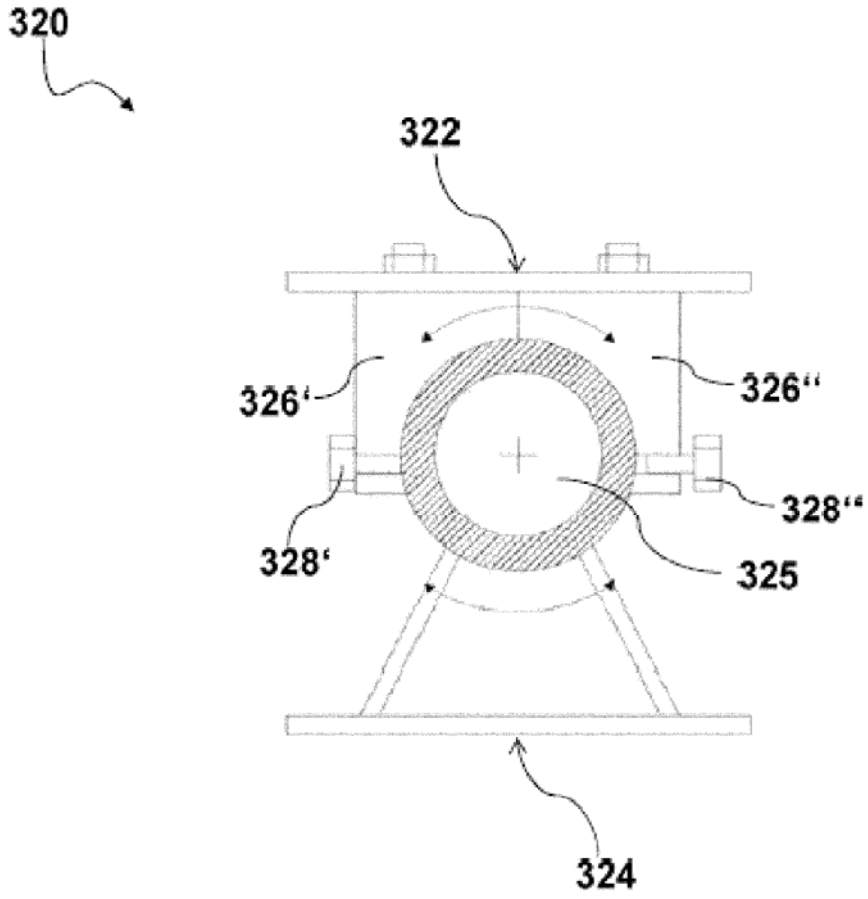


Fig. 4

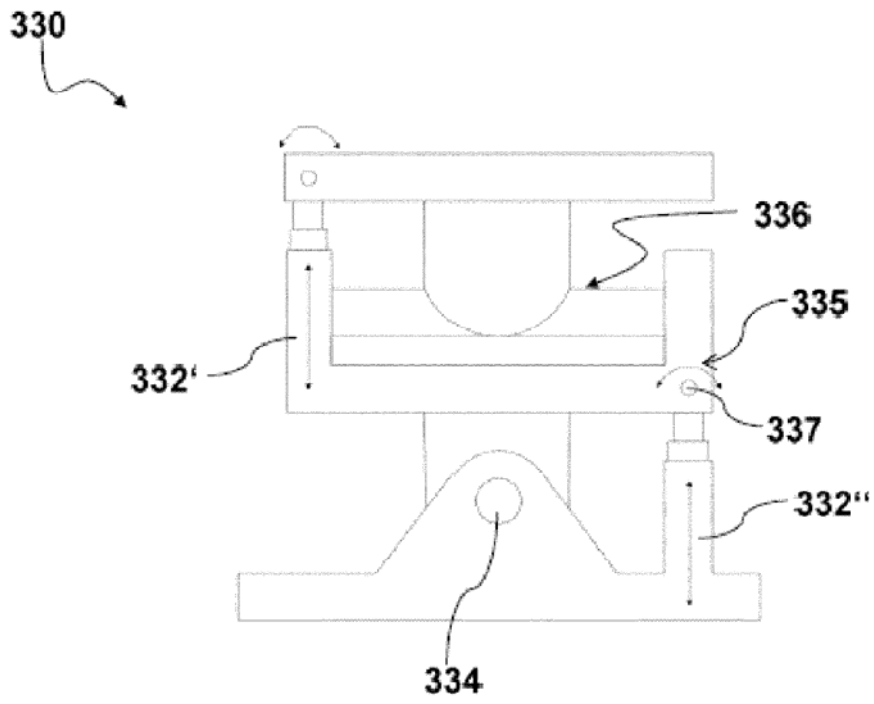


Fig. 5

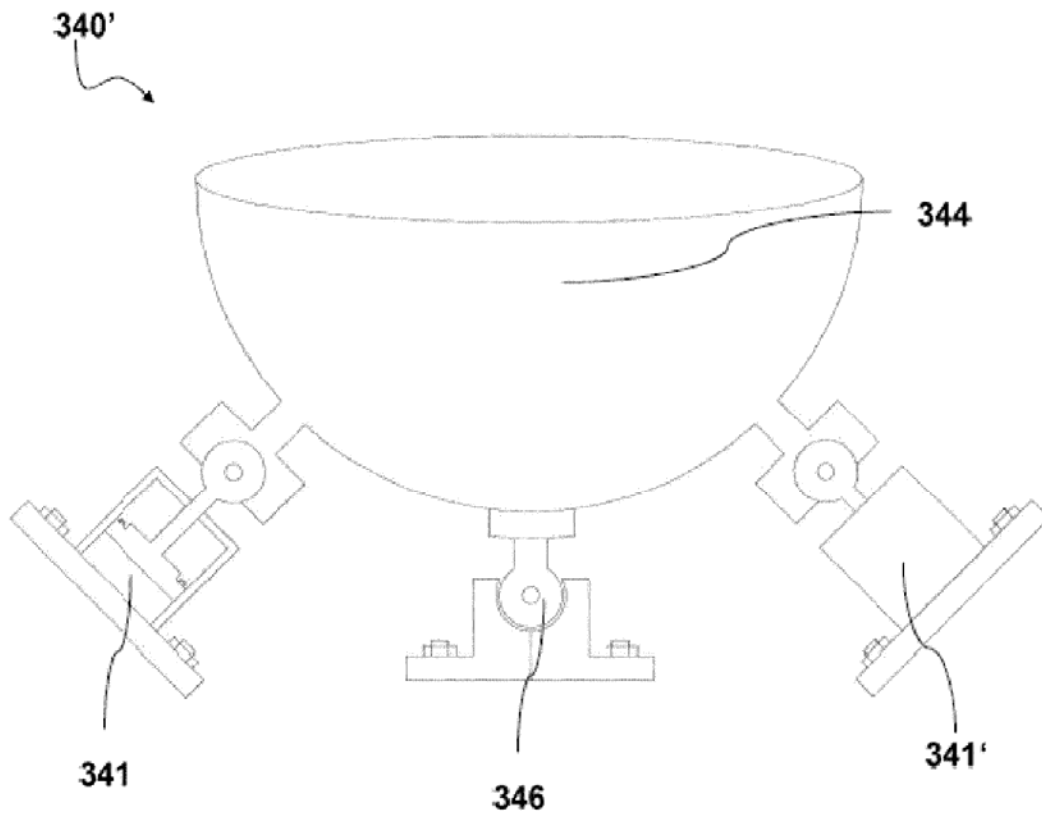


Fig. 6

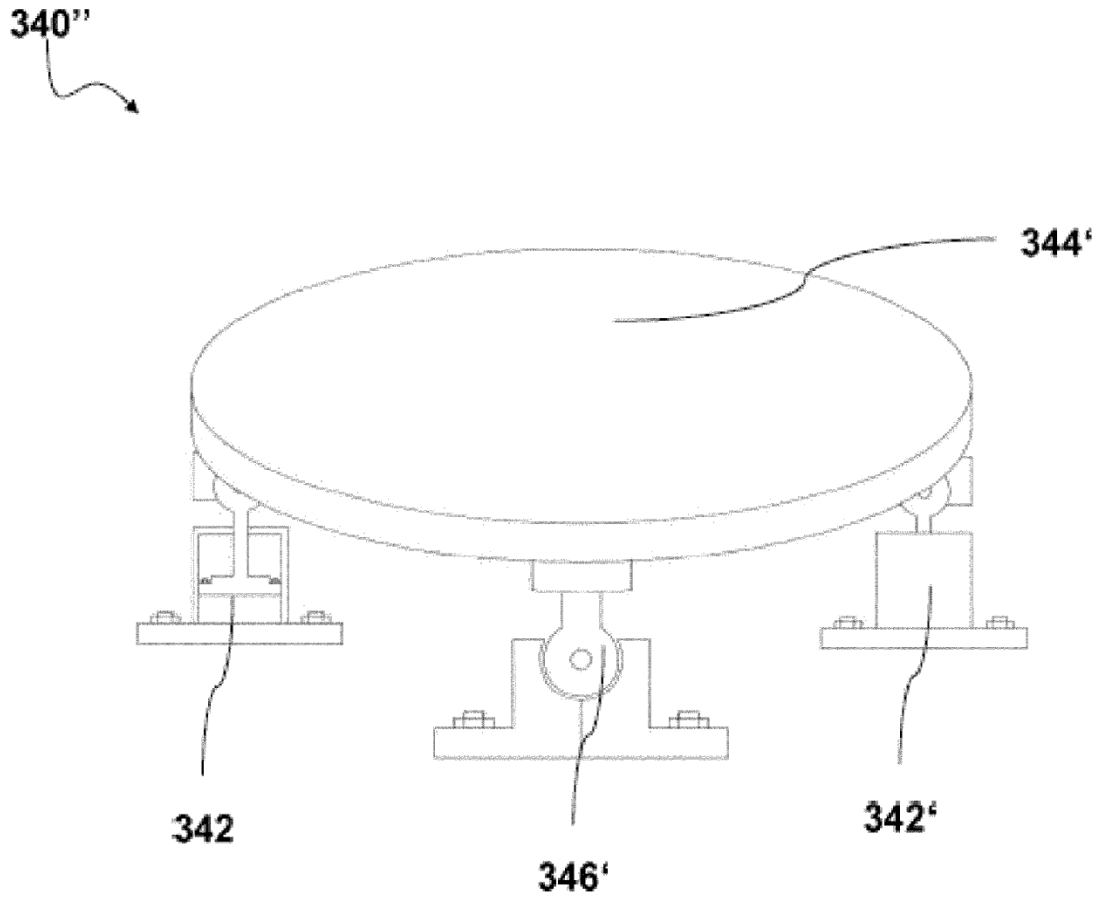


Fig. 7

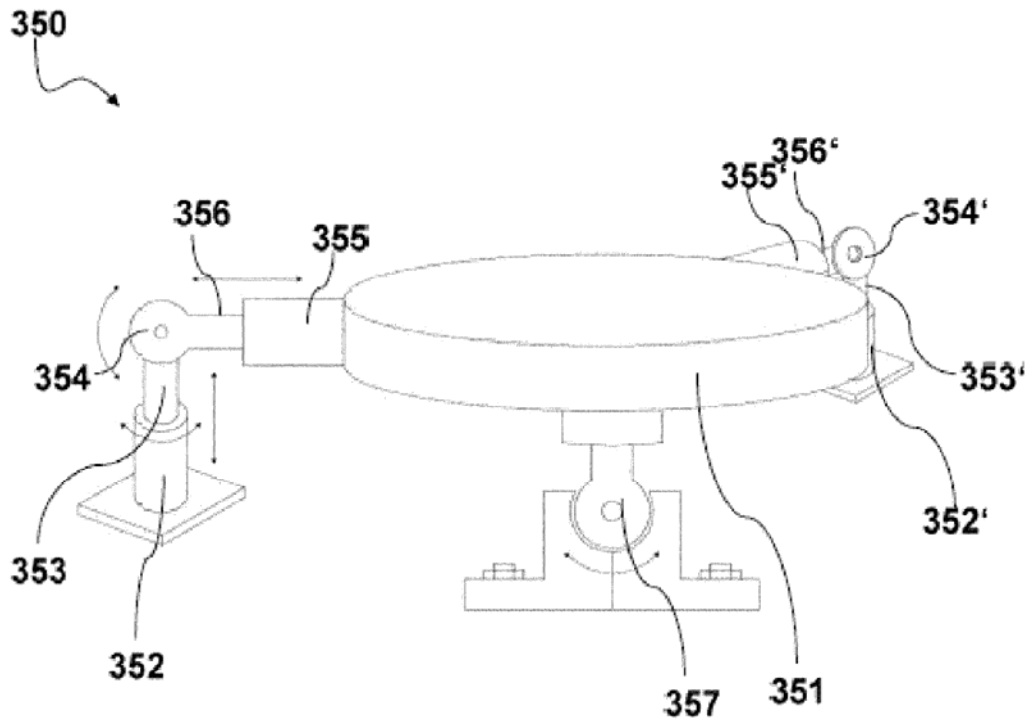


Fig. 8

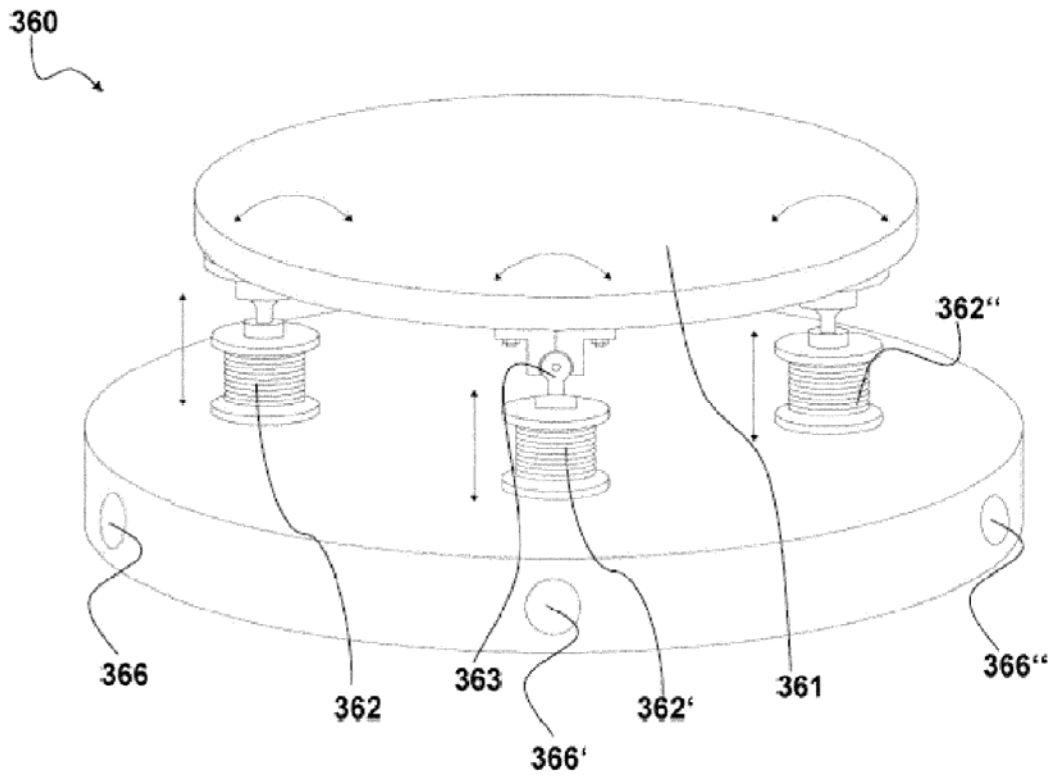


Fig. 9

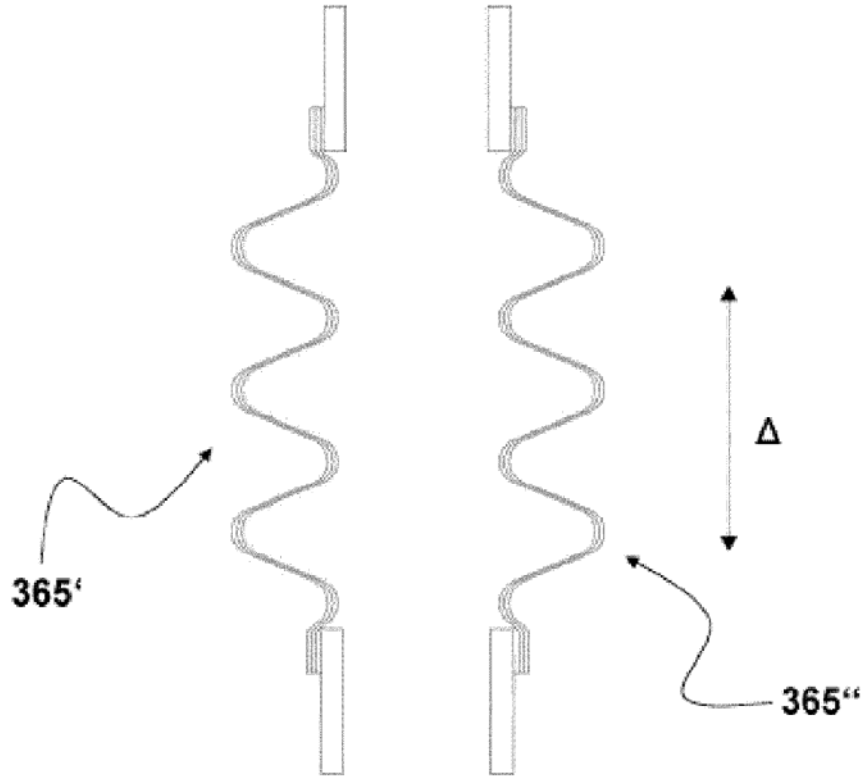


Fig. 10

368

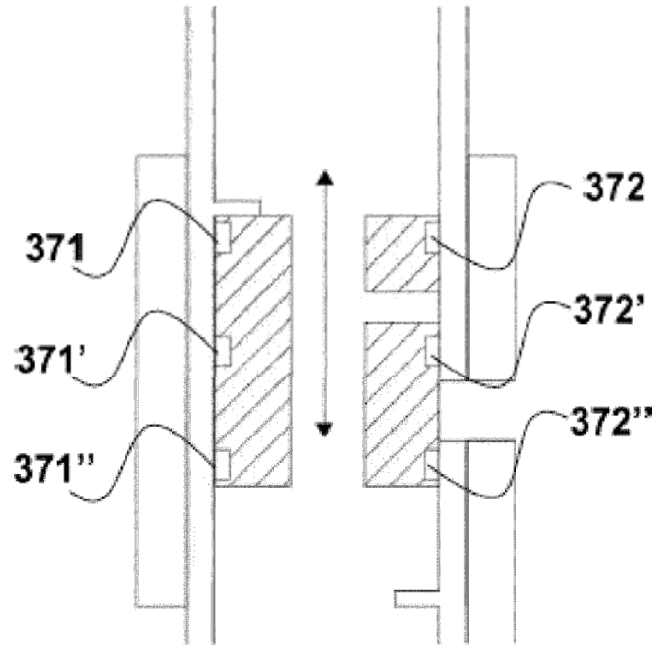



Fig. 11

368

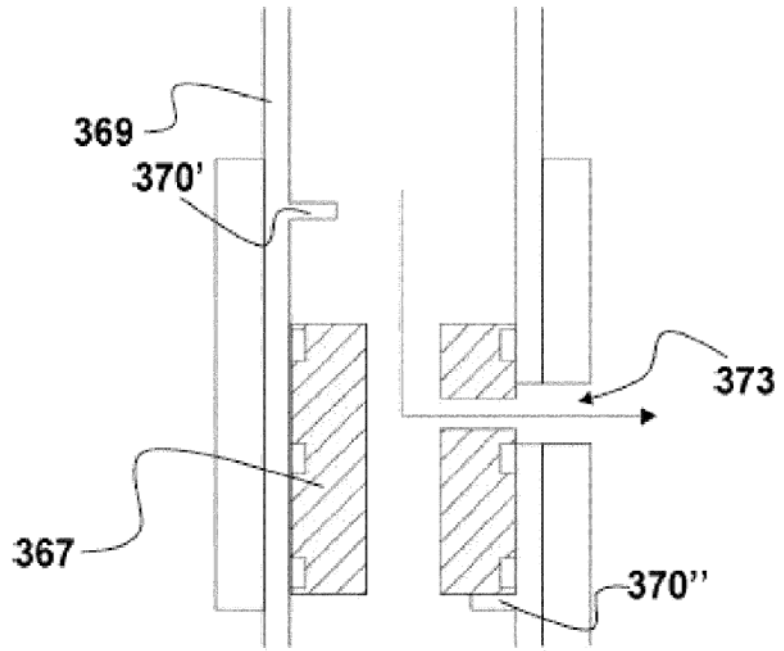


Fig. 12

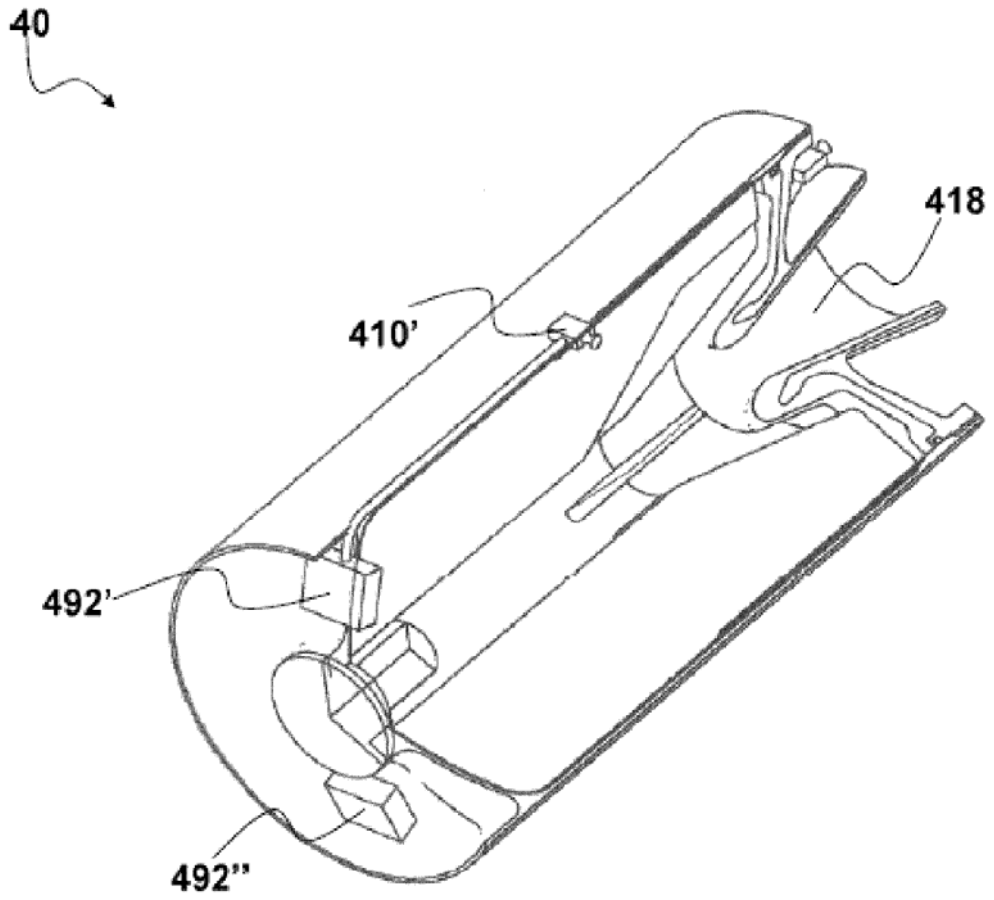


Fig. 13

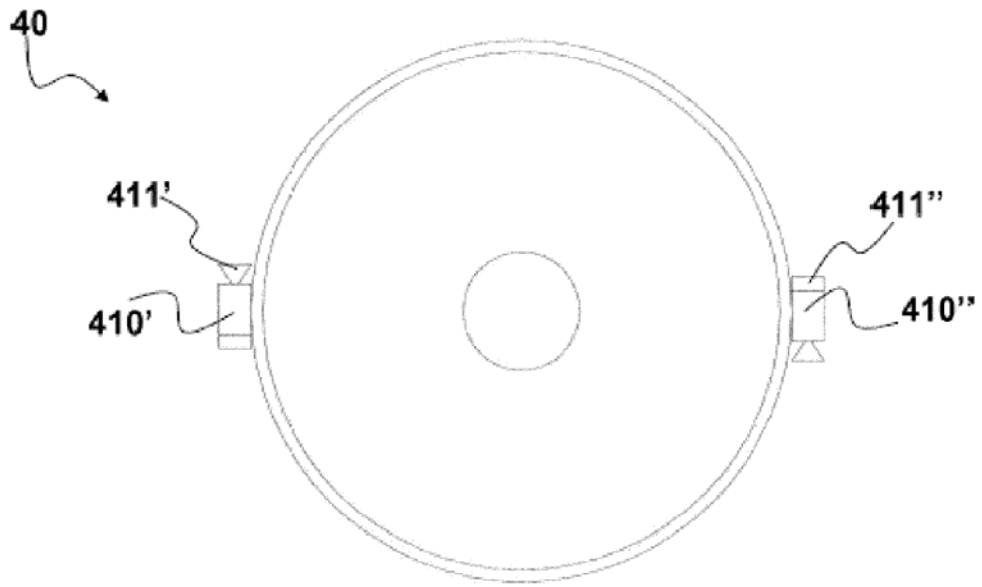


Fig. 14

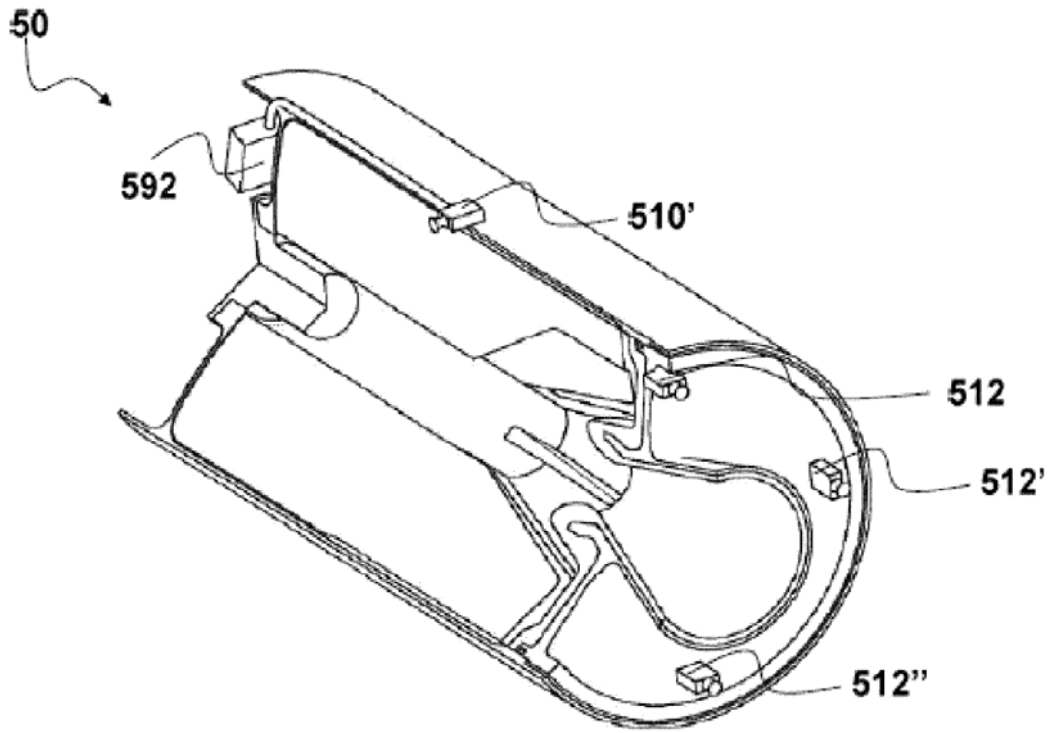


Fig. 15

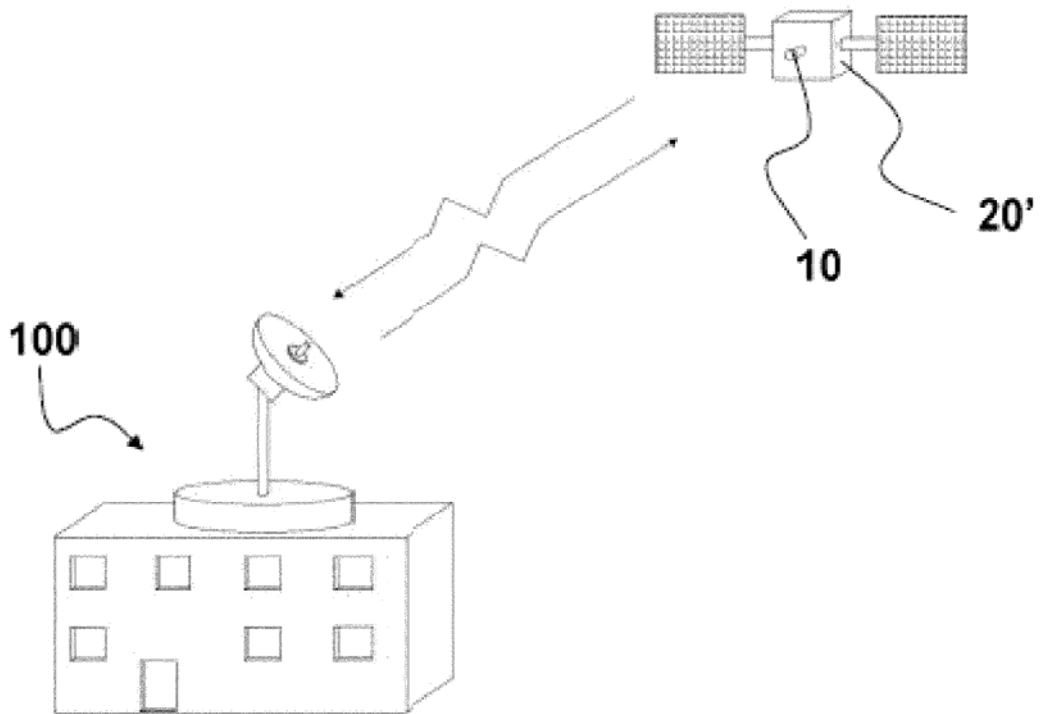


Fig. 16

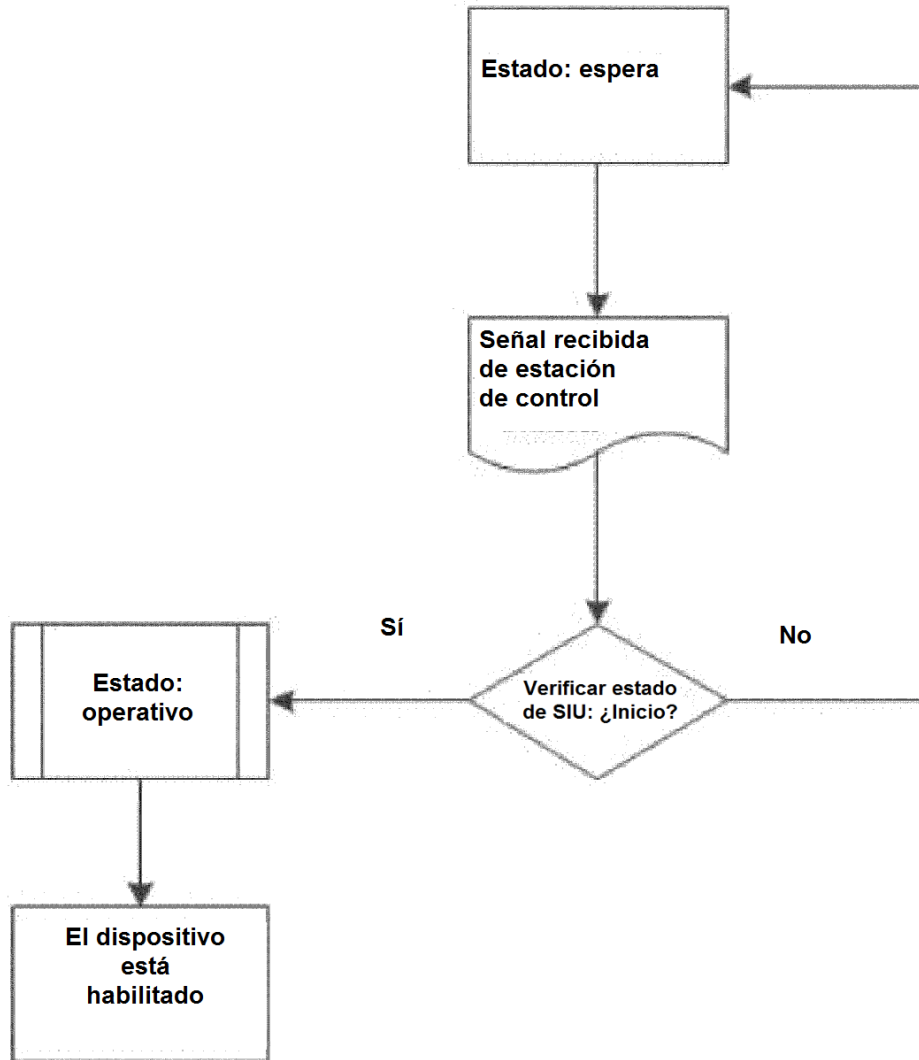


Fig. 17

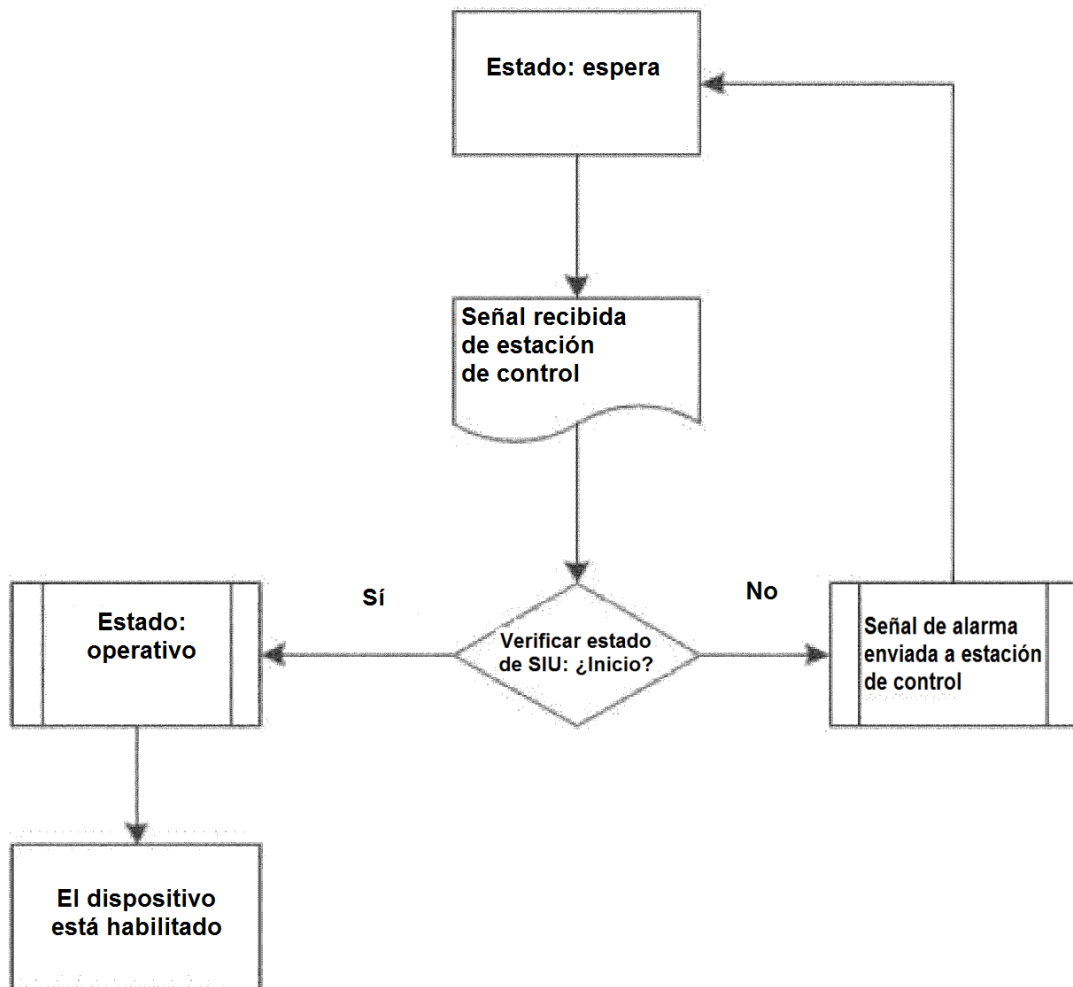


Fig. 18

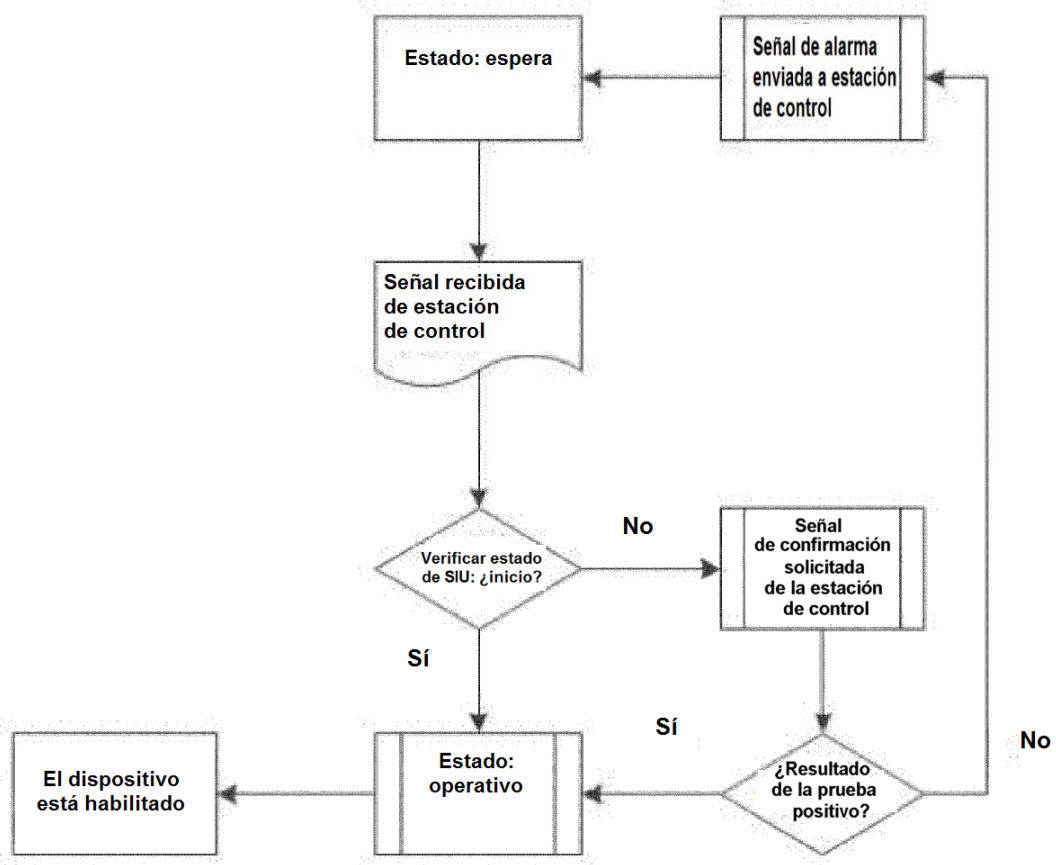


Fig. 19

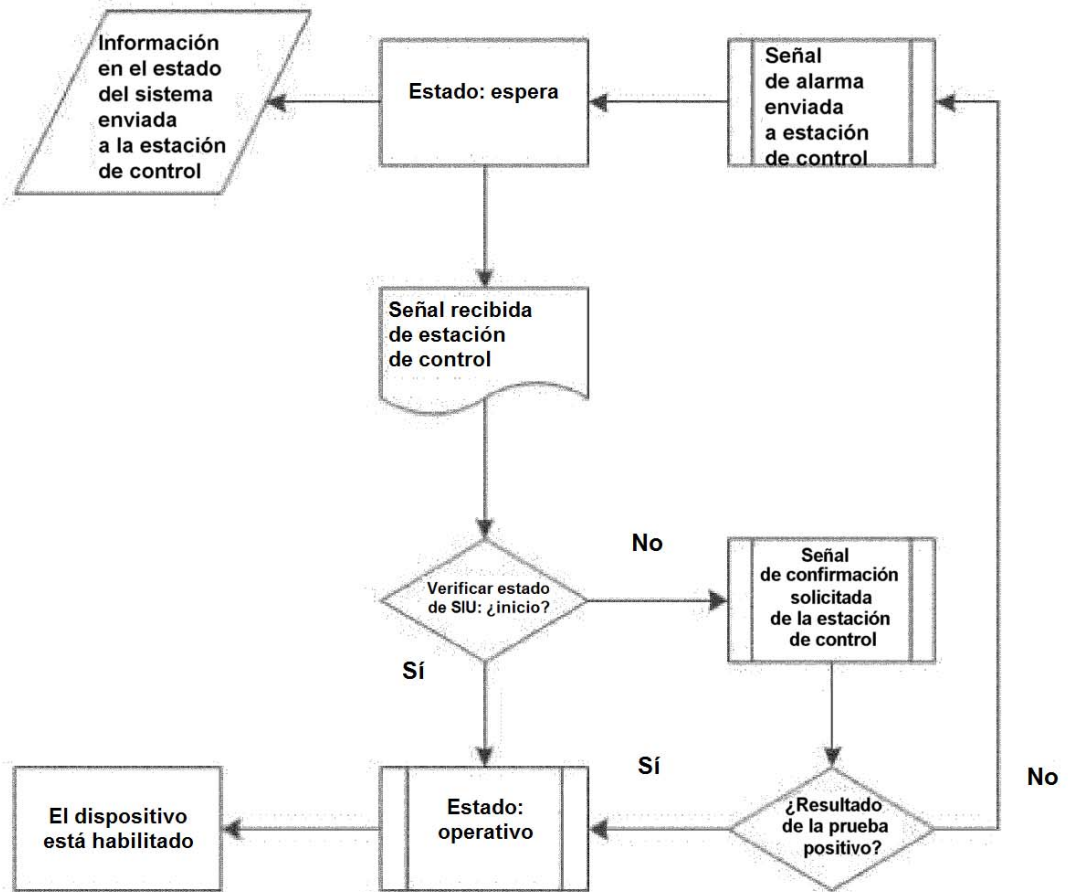


Fig. 20

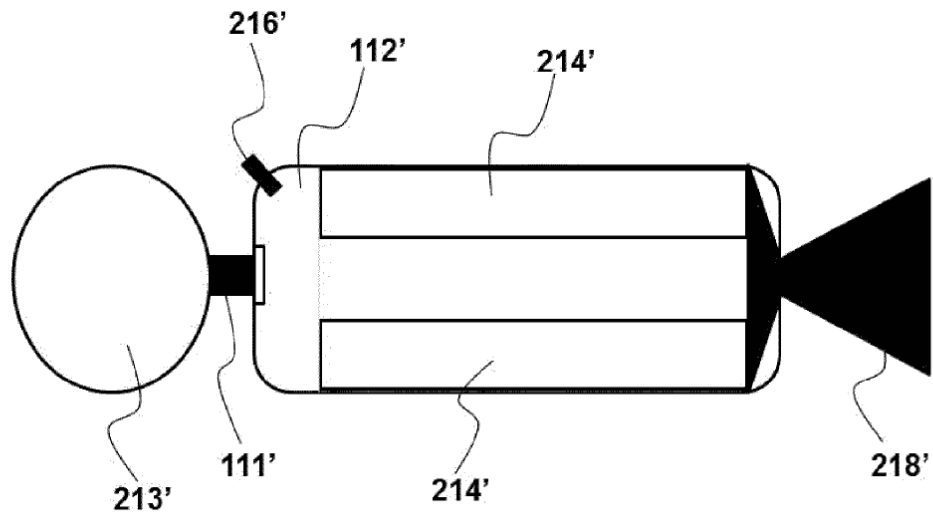


Fig. 21

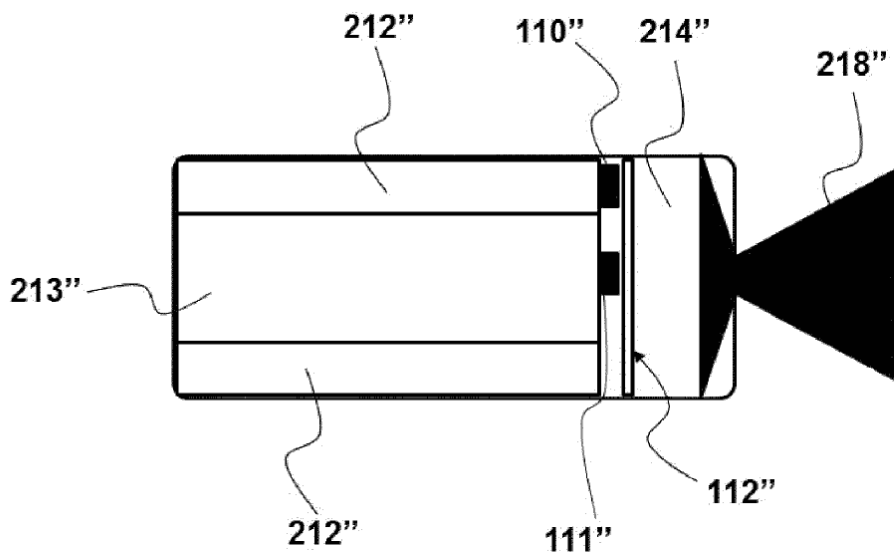


Fig. 22