

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 650 088**

51 Int. Cl.:

**B64G 1/32** (2006.01)

**B64G 1/64** (2006.01)

**B64G 1/10** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.05.2016 E 16170294 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **13.09.2017 EP 3112274**

54 Título: **Sistema espacial para reducir las velocidades angulares de un residuo espacial antes de desorbitarlo**

30 Prioridad:

**01.07.2015 FR 1501396**

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

**16.01.2018**

73 Titular/es:

**THALES (100.0%)  
Tour Carpe Diem, Place des Corolles, Esplanade  
Nord  
92400 Courbevoie, FR**

72 Inventor/es:

**LE PEUVEDIC, CATHERINE**

74 Agente/Representante:

**CARPINTERO LÓPEZ, Mario**

ES 2 650 088 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**

Sistema espacial para reducir las velocidades angulares de un residuo espacial antes de desorbitarlo

La presente invención se refiere a un sistema espacial para reducir las velocidades angulares de un residuo espacial antes de desorbitarlo y un procedimiento correspondiente de implementación de dicho sistema.

5 Actualmente, la necesidad de una retirada activa de residuos espaciales ADR (del inglés Active Debris Removal) se reconoce.

10 Durante una misión de retirada activa de un residuo espacial en órbita alrededor de la Tierra, una nave espacial cazadora o un satélite cazador debe ir al encuentro del residuo de gran tamaño, por ejemplo, un satélite objetivo, con el objetivo de modificar su órbita, ya sea por una reentrada en la atmósfera o una colocación en una órbita de eliminación de este último.

Se han propuesto diferentes técnicas de captura de residuos de gran tamaño y pueden clasificarse en tres clases:

- una primera clase en la que un enlace rígido entre el residuo y la astronave cazadora se establece, por ejemplo, a través de brazos robóticos o mecanismos de recogida o toma;
- 15 - una segunda clase en la que un enlace flexible entre el residuo y la astronave cazadora se establece, por ejemplo, utilizando redes o arpones;
- una tercera clase, formada por sistemas de captura sin contacto de la astronave cazadora con el residuo y que utiliza, por ejemplo, una proyección de espuma o una guía para haz de iones.

20 Uno de los principales problemas de la retirada activa de un residuo ADR es el dominio de las variaciones de ángulos de actitud del satélite objetivo, por su propia rotación (en inglés, tumbling), pudiendo estas variaciones ser rápidas e, incluso, desordenadas.

25 Un satélite cazador que se acerca a un satélite objetivo en variaciones angulares no controladas presenta un mayor riesgo de colisión con este último y, el proceso de captura del residuo se hace más complejo, necesitando un sistema de control a bordo del satélite cazador que tiene rendimientos elevados de navegación y de posicionamiento relativo. Se ha propuesto, por ejemplo, acercar el residuo evitando entrar en colisión con sus apéndices, después de engancharse al residuo antes de frenar su rotación. Esta solución requiere una buena maniobrabilidad del satélite cazador, una cantidad de carburante suficiente a su disposición y todavía es bastante arriesgado.

Cuando se utiliza una técnica de primera clase, por ejemplo, la de un brazo robótico y, el tamaño del residuo es grande, las cargas máximas ejercidas en los brazos por los residuos pueden ser elevadas y, hacen difícil la implementación de esta técnica.

30 Las técnicas de la tercera clase como, por ejemplo, la interacción por haz de iones o de partículas (chorros de toberas, por ejemplo) o la interacción electrostática son compatibles con velocidades angulares de residuo altas, pero presentan el inconveniente de conducir a duraciones de desorbitación muy largas.

35 Tratándose de las técnicas de la segunda clase que utilizan redes o arpones, permiten capturar una mayor gama de residuos en términos de configuración geométrica, pero son delicadas de implementar cuando la velocidad de rotación del residuo es elevada debido a riesgos de bobinado del enlace flexible alrededor del residuo.

40 En el ámbito de las técnicas de la segunda clase, el artículo de A. Caubet y col., titulada "Design of an Attitude Stabilization Electromagnetic Module for Detumbling Uncooperative Targets", 2014 IEEE Aerospace Conference, Pitscataway, Nueva Jersey describe un sistema de estabilización de la dinámica en actitud de un residuo de gran tamaño para facilitar la captura de este último. El sistema comprende un módulo electromagnético de estabilización de actitud que tiene un tamaño pequeño en relación con el residuo y que incluye, al menos, dos acopladores magnéticos, así como una fuente de alimentación eléctrica. El módulo electromagnético de estabilización de actitud, embarcado inicialmente a bordo de una nave espacial cazadora, se une o se fija en una primera etapa al residuo que es, por ejemplo, un satélite objetivo, después se activa en una segunda etapa para funcionar como un accionador de generación de un campo magnético externo que estabiliza la actitud del residuo interactuando con el campo magnético terrestre y amortiguando el momento angular del residuo. Una vez que la actitud del residuo se estabiliza, la nave espacial puede acercarse al residuo lentamente y realizar su captura con total seguridad.

45 El artículo de A. Caubet describe un primer modo de realización de la primera etapa de unión y de fijación del módulo al satélite que utiliza un arpón unido a un amarre cuyo otro extremo se fija a una astronave cazadora. El arpón unido al amarre se proyecta desde la astronave cazadora en el residuo objetivo con un vuelo del arpón y un despliegue del amarre de corto alcance. Después, el módulo electromagnético se desplaza a lo largo del amarre, por ejemplo, con ayuda de un simple dispositivo de polea motorizada para alcanzar la superficie del residuo objetivo a la que se une el arpón. Si este enfoque no se ejecuta lo suficientemente rápido, existe un gran riesgo de enredo y de bobinado del amarre alrededor del satélite objetivo. En consecuencia, la astronave cazadora debe avanzar cerca del residuo con un riesgo de colisión elevado.

Con el fin de superar estos inconvenientes, el artículo de A. Caubet describe un segundo modo de realización de la primera etapa de unión y de fijación del módulo al satélite en el que el módulo electromagnético utiliza medios propios de propulsión para volar de manera autónoma desde la astronave cazadora hacia el residuo objetivo. No obstante, este enfoque requiere la instalación de medios de propulsión autónomos y, de sensores adicionales a bordo del módulo electromagnético, así como el aumento de sus capacidades de cálculo, lo que hace más compleja la implementación de la unión y de la fijación del módulo electromagnético al residuo objetivo.

El problema técnico es, de este modo, realizar un sistema electromagnético por acoplador(es) magnético(s) de reducción de velocidades angulares de residuos de gran tamaño que sea a la vez simple, en términos de arquitectura y de implementación y, sin peligro de colisión para la astronave cazadora responsable de la desorbitación posterior del residuo.

A tal efecto, la invención tiene como objeto un sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial, comprendiendo el sistema espacial:

- una nave espacial cazadora, colocado lo suficientemente distante del residuo espacial para evitar entrar en colisión con este último y permitir un avistamiento de al menos una de sus caras de gran tamaño para unirle uno o varios acopladores magnéticos,
- al menos uno o varios acopladores magnéticos configurados para lanzarse desde la astronave cazadora hacia el residuo espacial y generar a petición después de su anclaje al residuo espacial uno o varios campos magnéticos de acoplamiento al campo magnético terrestre; caracterizado porque el sistema espacial consta de:

- un dispositivo de lanzamiento por impulso de uno o de los acopladores magnéticos de la nave espacial hacia el residuo espacial, fijándose el dispositivo de lanzamiento a la astronave cazadora e incluyendo, al menos, un tubo de cañón lanzador para guiar el o los acopladores magnéticos hacia el residuo espacial y,
- el o los acopladores magnéticos constan cada uno de una bobina electromagnética y, al menos, un elemento de autoanclaje a una cara del residuo bajo la acción de la o de las cantidades de movimiento del o de los acopladores magnéticos imprimidas por el dispositivo de lanzamiento.

De acuerdo con modos particulares de realización, el sistema de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial comprende una o varias de las características siguientes:

- cada acoplador magnético se configura para lanzarse por separado desde la astronave cazadora y se ancla por separado al residuo espacial o, al menos dos acopladores magnéticos se integran en un módulo electromagnético y comparten en el seno del módulo electromagnético uno o varios elementos de autoanclaje;
- cuando al menos dos acopladores magnéticos se integran en un módulo electromagnético, los al menos dos acopladores magnéticos se despliegan previamente antes de su lanzamiento o, los al menos dos acopladores magnéticos se sujetan en paralelo unos contra otros de manera compacta en una posición de apilamiento en su lanzamiento y se despliegan en diedro o poliedro bajo la acción de un mecanismo de despliegue en su anclaje al residuo;
- el dispositivo de lanzamiento consta de un tubo único de cañón adaptado al tamaño de un acoplador magnético o el tamaño del módulo electromagnético y, un cilindro de carga de los acopladores magnéticos cuando se prevé lanzar y anclar por separado cada acoplador magnético;
- el elemento de autoanclaje es un elemento comprendido en el conjunto formado por los elementos autoadhesivos, los elementos de tipo pinzas y los elementos de tipo arpones;
- cuando los acopladores magnéticos se configuran para lanzarse y anclarse por separado, cada acoplador magnético consta de una batería de alimentación eléctrica diferente o, cuando al menos dos acopladores magnéticos se integran en un módulo electromagnético, los al menos dos acopladores magnéticos pueden compartir una misma batería de alimentación eléctrica en el seno del módulo electromagnético;
- cada acoplador magnético consta de un amortiguador diferente cuando los acopladores magnéticos se configuran para lanzarse y anclarse por separado o, cuando al menos dos acopladores magnéticos se integran en un módulo electromagnético, los al menos dos acopladores magnéticos comparten un mismo amortiguador en el seno del módulo electromagnético;
- cada acoplador magnético consta de un receptor de controles de radiofrecuencias RF diferente y un generador de impulsos de corriente diferente conectado a su batería de alimentación, modulándose la anchura y la polaridad de los impulsos de corriente en función de los controles de radiofrecuencias RF recibidos cuando los acopladores magnéticos se configuran para lanzarse y anclarse por separado; o cuando al menos dos acopladores magnéticos se integran en un módulo electromagnético, los al menos dos acopladores magnéticos comparten un mismo receptor de controles de radiofrecuencias RF en el seno del módulo electromagnético y consta cada uno de un generador de impulsos de corriente diferente conectado a la batería de alimentación común, modulándose la anchura y la polaridad de los impulsos de corriente en función de controles de radiofrecuencias diferentes recibidos por el receptor RF común;
- el sistema espacial comprende, además, al menos un transmisor de controles de radiofrecuencias RF destinadas al al menos un receptor de órdenes radioeléctricas RF, embarcándose el al menos un transmisor a bordo de la astronave cazadora;
- cada transmisor de radiofrecuencia consta de un modulador de señal de radiofrecuencia y una cadena de amplificación de radiofrecuencia de transmisión y, cada receptor de radiofrecuencia consta de una cadena de

amplificación de radiofrecuencia y un demodulador y, los moduladores y demoduladores usan una modulación digital robusta de estados múltiples, preferentemente de dos estados;

- la banda de frecuencias de la señal de control de radiofrecuencia es una banda de frecuencia comprendida entre el conjunto de las bandas VHF y UHF;

5 - cada acoplador magnético consta de una varilla ferromagnética de forma cilíndrica en la que se enrolla una bobina electromagnética;

10 - cuando los acopladores magnéticos se configuran para lanzarse y anclarse por separado, la varilla de cada acoplador magnético consta de una o varias cavidades para recibir y albergar una batería de alimentación eléctrica y/o un receptor de radiofrecuencia de controles y/o un generador de impulsos de corriente y/o, cada acoplador magnético consta de un amortiguador dispuesto longitudinalmente por una parte y por otra de su varilla ferromagnética;

15 - el o los acopladores magnéticos o el módulo electromagnético se unen en su lanzamiento a la astronave cazadora por al menos un amarre flexible y de baja masa, siendo el o los amarres desmontables de la astronave cazadora después del autoanclaje del o de los acopladores magnéticos al residuo espacial;

- el sistema espacial comprende, además, un dispositivo de observación de los movimientos angulares y de estimación de la actitud y de las velocidades angulares del residuo, un conjunto de magnetómetros montados en la astronave cazadora para estimar el campo magnético terrestre  $B_t$  y, un módulo de elaboración de controles de reducción de las velocidades angulares del residuo a partir de las velocidades angulares estimadas del residuo y del campo magnético terrestre estimado.

20 La invención tiene igualmente por objeto un procedimiento de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial implementado por un sistema espacial que comprende:

- una nave espacial cazadora,

- al menos uno o varios acopladores magnéticos que consta cada uno de una bobina electromagnética diferente y al menos un elemento de autoanclaje,

25 - un dispositivo de lanzamiento por impulso del o de los acopladores magnéticos, embarcado a bordo de la y fijado a la astronave cazadora, incluyendo el dispositivo de lanzamiento al menos un tubo de cañón lanzador para guiar el o los acopladores magnéticos; comprendiendo dicho procedimiento las etapas que consisten en:

- colocar la astronave cazadora lo suficientemente distante del residuo espacial para evitarle entrar en colisión con este último y permitirle un avistamiento de al menos una de las caras de gran tamaño del residuo para unirle uno o varios acopladores magnéticos;

30 - lanzar el o los acopladores magnéticos por el dispositivo de lanzamiento desde la astronave cazadora hacia el residuo espacial, guiándoles a lo largo del o de los tubos de cañón lanzador tras la creación del o de los impulsos iniciales;

35 - autoanclar automáticamente el o los acopladores magnéticos a una cara del residuo por el al menos un elemento de autoanclaje bajo la acción de la o de las cantidades de movimiento del o de los acopladores magnéticos imprimidas por el dispositivo de lanzamiento;

40 - hacer que el o los acopladores magnéticos generen uno o varios campos magnéticos de acoplamiento al campo magnético terrestre, modulándose el o los campos magnéticos de acoplamiento de acuerdo con una ley de controles transmitida a través de una conexión de radiofrecuencia, elaborándose la ley de control a partir de una estimación del campo magnético terrestre y de una estimación de la actitud y de las velocidades angulares del residuo efectuadas al nivel del satélite cazador.

La invención se comprenderá mejor tras la lectura de la descripción de varias formas de realización que sigue, dada únicamente a título de ejemplo y hecha en referencia a los dibujos, en los cuales:

45 - la figura 1 es una vista de un primer modo de realización de un sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial;

- la figura 2 es una vista de un acoplador magnético del sistema de la figura 1 de acuerdo con la primera forma de realización, previéndose que el acoplador magnético se lance y se estibe automáticamente de manera individual al residuo;

50 - la figura 3 es una vista de un conjunto de tres acopladores magnéticos de un segundo modo de realización de un sistema de reducción de velocidades angulares, derivado del sistema de la figura 1, integrándose los tres acopladores magnéticos en el seno de un módulo electromagnético, configurándose dicho módulo electromagnético para lanzarse desde una nave espacial cazadora y anclarse automáticamente a un residuo espacial;

55 - las figuras 4A y 4B son vistas respectivas de un conjunto de tres acopladores magnéticos de un tercer modo de realización de un sistema de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial en una posición apilada en su lanzamiento y en una posición de despliegue tras su anclaje al residuo;

60 - la figura 5 es una vista de una fase de un lanzamiento separado de tres acopladores magnéticos del sistema de la figura 1, anclándose dos acopladores magnéticos en dos caras diferentes no coplanares del residuo y estando el acoplador magnético en curso de lanzamiento hacia una tercera cara del residuo que tiene una orientación diferente de las dos otras caras de autoanclaje del residuo;

- la figura 6 es una vista de una fase de un lanzamiento separado de tres acopladores magnéticos de un tercer modo de realización de un sistema de reducción de velocidades angulares, derivado del sistema de la figura 1,

en el que los acopladores magnéticos se unen a la astronave cazadora en su fase de lanzamiento y se separan de esta última después de su fase de anclaje al residuo;

- la figura 7 es una vista de un organigrama de un procedimiento de reducción de velocidades angulares implementado por el sistema de la figura 1;

- las figuras 8 y 9 son vistas de un ejemplo típico del avance temporal simulado de tres velocidades angulares de un residuo de residuos de un satélite alrededor de tres ejes X, Y, Z ortogonales entre sí y, de avance temporal simulado de los tres momentos magnéticos según los ejes X, Y, Z generados por los acopladores magnéticos del sistema 1, lanzados y autoanclados de acuerdo con el procedimiento de las figuras 5 a 7;

- la figura 10 es una vista de las duraciones de activación de los acopladores magnéticos según los ejes X, Y, Z, utilizados en las condiciones de la simulación descrita por las figuras 8 y 9.

De acuerdo con la figura 1 y un primer modo de realización, un sistema 2 espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo 4 espacial comprende una nave 6 espacial cazadora, tres acopladores 8, 10, 12 magnéticos, un dispositivo 14 de lanzamiento de los acopladores 8, 10, 12 magnéticos hacia el residuo, un dispositivo 16 de observación de los movimientos angulares y de estimación de la actitud y de las velocidades angulares del residuo 4 espacial, un conjunto 18 de magnetómetros montados en la astronave 6 cazadora para estimar el campo magnético terrestre, un módulo 20 de elaboración de los controles de reducción de las velocidades angulares del residuo 4 para ejecutar los tres acopladores 8, 10, 12, magnéticos y, al menos, un transmisor 22 de controles de radiofrecuencias RF destinadas a los acopladores 8, 10, 12 magnéticos.

La nave 6 espacial cazadora se coloca por sus dispositivos de propulsión y de navegación, no representados en la figura 1, lo suficientemente distante del residuo 4 espacial para evitar entrar en colisión con este último y permitir un avistamiento de al menos una de sus caras de gran tamaño para unirle uno o varios acopladores magnéticos. La nave 6 espacial cazadora aquí es un satélite cazador.

Como variante, la nave espacial cazadora es un transbordador espacial o cualquier otra nave espacial que disponga de una cierta autonomía para acercarse a un residuo y, de una cierta envergadura para soportar una lanzadera y sus proyectiles de acoplamiento magnético y para embarcar un ordenador electrónico de control de los acopladores magnéticos.

En la figura 1, tres acopladores 8, 10, 12 magnéticos, se utilizan para estabilizar el residuo 4 de gran tamaño que constituye aquí satélite objetivo, representándose claramente solo el acoplador 8 magnético en curso de lanzamiento o de proyección hacia una cara 24 de gran tamaño del residuo 4. La cara 24 aquí es un panel de la plataforma de un satélite.

Los dos acopladores magnéticos restantes 10, 12 se albergan y se alojan en el interior de la plataforma 26 del satélite 6 cazador a la espera de lanzarse hacia dos otras caras 32, 34 diferentes del satélite 4 objetivo.

Cabe señalar que el número de acopladores magnéticos requerido para estabilizar un residuo de gran tamaño depende de su velocidad de rotación (rotación según un eje puro o combinado según dos o tres ejes), del campo magnético terrestre en su órbita, de la orientación de las caras accesibles y de la duración de estabilización deseada.

De manera general, es decir, en los casos más frecuentes, este número es igual a 2 o 3.

En la figura 1, se supone que el frenado de la rotación requiere un número de tres acopladores magnéticos.

Los acopladores 8, 10, 12 magnéticos se configuran para lanzarse desde la astronave 6 cazadora hacia el residuo 4 espacial y generar a petición después de su anclaje al residuo 4 espacial uno o varios campos magnéticos de acoplamiento B al campo magnético terrestre Bt.

El dispositivo 14 de lanzamiento es un dispositivo de lanzamiento de impulso, por ejemplo, de tipo pirotécnico, fijado al satélite 6 cazador, girado hacia el exterior del satélite 6 cazador y que incluye un único tubo 40 de cañón lanzador para guiar uno tras otro los tres acopladores 8, 10, 12, magnéticos hacia el residuo espacial.

Como variante, el dispositivo de lanzamiento consta de una batería de tres tubos de cañón cargado cada uno previamente con un acoplador magnético.

De acuerdo con la figura 1, cada acoplador 8, 10, 12 magnético se configura para lanzarse por separado, es decir, individualmente, desde la astronave 6 cazadora y se ancla por separado a una cara 24, 32 34 diferente del residuo 4.

Los acopladores 8, 10, 12 magnéticos constan cada uno, apilados según una dirección longitudinal de apilamiento, en la cola una bobina electromagnética y la cabeza un elemento de autoanclaje, configurado para autoanclarse a una cara 24, 32, 34 correspondiente del residuo 4. El autoanclaje de los acopladores 8, 10, 12 magnéticos se implementa por su elemento de autoanclaje respectivo bajo la acción de las cantidades de movimiento de los acopladores magnéticos imprimidas por el dispositivo 14 de lanzamiento.

Cada acoplador 8, 10, 12 magnético consta de una varilla ferromagnética de forma cilíndrica sobre la que se enrolla su bobina electromagnética.

5 Cada acoplador 8, 10, 12 magnético consta de un receptor de controles de radiofrecuencias RF diferente y un generador de impulsos de corriente, positivos o negativos, enchufado a su batería de alimentación. La anchura y la polaridad de los impulsos de corriente se modulan en función de los controles de radiofrecuencias RF recibidos. Por ejemplo, el generador de impulsos es un conmutador controlable de tres estados, un primer estado de paso de corriente, un segundo estado de paso de corriente en el otro sentido, un tercer estado de corte o de extinción de corriente.

10 Cada receptor de radiofrecuencia consta de una cadena de amplificación de radiofrecuencia diferente y un demodulador diferente.

El al menos un modulador del al menos un transmisor y los demoduladores usan una modulación digital robusta de estados múltiples, aquí, por ejemplo, dos estados.

La banda de frecuencias de la señal de control de radiofrecuencia es una banda de frecuencia comprendida en el conjunto de las bandas VHF y UHF.

15 De acuerdo con las figuras 1 y 2, solo los elementos que forman el acoplador 8 magnético se representan. De este modo, el acoplador 8 magnético consta de, fijados entre ellos, en la cola una varilla 52 ferromagnética de forma cilíndrica alargada sobre la cual se enrolla su bobina 54 electromagnética y en la cabeza un elemento 56 de autoanclaje, aquí una cabeza de arpón.

20 De manera general, el elemento de autoanclaje es un elemento comprendido en el conjunto formado por los elementos autoadhesivos, los elementos de tipo pinzas y los elementos de tipo arpones.

La varilla del acoplador 8 magnético consta de una cavidad 60 para recibir y albergar una batería 62 de alimentación eléctrica, un receptor 64 de radiofrecuencia RF de controles y un generador 66 de impulsos de corriente.

La batería 62 de alimentación eléctrica, el receptor 64 de radiofrecuencia RF de controles y el generador 66 de impulsos de corriente forman parte del acoplador 8 magnético.

25 De acuerdo con la figura 2 que describe una manera más detallada que la figura 1 la arquitectura del acoplador 8 magnético, el acoplador 8 magnético consta, además, de un amortiguador 70 dividido en dos partes 72, 74 dispuestas longitudinalmente por una parte y por la otra de la varilla 52 ferromagnética, en el extremo de la cola del acoplador 8 magnético y entre el extremo de la cabeza de la varilla 52 ferromagnética y el elemento 56 de autoanclaje.

30 Los dos acopladores 10, 12 magnéticos poseen una estructura idéntica a la del acoplador 8 magnético descrita en la figura 2.

35 De acuerdo con la figura 3 y un segundo modo de realización, un sistema 102 de reducción de velocidades angulares consta, al igual que el sistema 2 de la figura 1, de una nave 106 espacial cazadora, tres acopladores 108, 110, 112 magnéticos, un dispositivo 114 de lanzamiento de los acopladores 108, 110, 112 magnéticos hacia el residuo 4 espacial, el dispositivo 16 de observación de los movimientos angulares y de estimación de la actitud y de las velocidades angulares del residuo 4 espacial, el conjunto 18 de magnetómetros montados en la astronave 106 cazadora para estimar el campo magnético terrestre, el módulo 20 de elaboración de controles de reducción de las velocidades angulares del residuo 4 que se ejecutará por el o los acopladores 108, 110, 112 magnéticos y, el al menos un transmisor 22 de controles de radiofrecuencias RF destinados a los acopladores 108, 110, 112 magnéticos.

40 El sistema 102 de reducción de velocidades angulares difiere del sistema 2 de reducción de velocidades angulares en que los tres acopladores 108, 110, 112 magnéticos se integran en un módulo 120 electromagnético a través de una estructura portadora o cárter 122 de forma exterior cilíndrica y comparten en el seno de dicho módulo 120 electromagnético un único elemento 124 de autoanclaje. El elemento 124 de autoanclaje es un disco que tiene una superficie de cabeza recubierta por un material autoadhesivo, aquí, de tipo Gecko.

45 Los acopladores 108, 110, 112 magnéticos de forma alargada constan cada uno de una bobina 126, 128, 130 electromagnética, enrollada alrededor de una varilla 132, 134, 136 ferromagnética para canalizar las líneas del campo magnético generado por la bobina 126, 128, 130 asociada.

50 Las bobinas 126, 128, 130 electromagnéticas asociadas se disponen de acuerdo con un triedro que tiene tres ejes designados respectivamente por X, Y, Z. Los ejes X, Y, Z son aquí ortogonales entre sí y atraviesan longitudinal y respectivamente las bobinas 126, 128, 130.

Aquí, los tres acopladores 108, 110, 112 magnéticos comparten una misma batería 142 de alimentación eléctrica, comparten un mismo amortiguador 144 e, incluso, un mismo receptor 146 de controles de radiofrecuencias RF.

Cada acoplador 108, 110, 112 magnético consta de un generador 158, 160, 162 de impulsos de corriente diferente, enchufado a la batería 142 de alimentación común, modulándose la anchura y/o la frecuencia y la polaridad de los impulsos de corriente en función de los controles de radiofrecuencias recibidos por el receptor RF 146 y atribuido al acoplador magnético relacionado a través de un esquema de acceso de comunicación predeterminada.

- 5 El sistema 102 de reducción de velocidades angulares difiere igualmente del sistema 2 de reducción de velocidades angulares en que el dispositivo 114 de lanzamiento consta de un tubo de cañón adaptado al tamaño del módulo 120 electromagnético y se desprovee del cilindro de carga.

- De acuerdo con las figuras 4A-4B y un tercer modo de realización, derivado del segundo modo 102 de realización de la figura 3, un sistema 172 de reducción de velocidades angulares consta igualmente del sistema 102, una nave 106 espacial cazadora (no representada en las figuras 4A-4B), tres acopladores 178, 180, 182 magnéticos, un dispositivo 114 de lanzamiento de los acopladores 178, 180, 112 magnéticos hacia el residuo 4 espacial, el dispositivo 16 de observación de los movimientos angulares y de estimación de la actitud y de las velocidades angulares del residuo 4 espacial, el conjunto 18 de magnetómetros montados en la astronave 106 cazadora para estimar el campo magnético terrestre, el módulo 20 de elaboración de controles de reducción de las velocidades angulares del residuo 4 que se ejecutará por el o los acopladores 172, 180, 182 magnéticos y, el al menos un transmisor 22 de controles de radiofrecuencias RF destinados a los acopladores 178, 180, 182 magnéticos.
- 10
- 15

- El sistema 172 de reducción de velocidades angulares difiere del sistema 102 de reducción de velocidades angulares en que los tres acopladores 178, 180, 182 magnéticos se integran en un módulo 184 electromagnético a través de una estructura portadora o cárter 186 y comparten, en el seno de dicho módulo 184 electromagnético, un único elemento 186 de autoanclaje formado por un arpón, configurándose el módulo 184 electromagnético de manera que las bobinas 188, 190, 192 electromagnéticas de los acopladores 178, 180, 182 magnéticos se dispongan de manera paralela y alargada en el dispositivo de lanzamiento y en el momento del lanzamiento en una posición apilada (figura 4A) y se despliega en triedro en el momento del impacto con el residuo 4 bajo la acción de un mecanismo de despliegue (figura 4B).
- 20

- 25 Las bobinas 188, 190, 192 electromagnéticas se enrollan cada una alrededor de una varilla ferromagnética para canalizar las líneas del campo magnético generado por la bobina asociada e integra cada una, aquí, una batería de alimentación eléctrica diferente, un amortiguador diferente y un receptor de controles de radiofrecuencias RF diferente similar a los acopladores magnéticos del sistema 2 de las figuras 1 y 2.

- 30 En una variante del sistema 172 de las figuras 4A-4B, los acopladores magnéticos comparten una misma batería de alimentación eléctrica, un amortiguador y un mismo receptor de controles de radiofrecuencias RF similares a los acopladores magnéticos del sistema 102 de la figura 3.

- De acuerdo con las figuras 5 y una fase de lanzamiento de los acopladores magnéticos implementada por el sistema 2 de reducción de velocidades angulares de la figura 1, el acoplador 8 magnético, lanzado desde el satélite 6 cazador por el dispositivo 14 de lanzamiento, consigue rápidamente una trayectoria de lanzamiento hacia la cara 24 del satélite 4 objetivo que forma el residuo espacial. Los dos acopladores 10, 12 magnéticos ya están anclados respectivamente a las caras 34, 32 del satélite objetivo.
- 35

De acuerdo con la figura 6, una fase de un lanzamiento por separado de los tres acopladores 8, 10, 12 magnéticos se implementa por un tercer modo de realización de un sistema 202 de reducción de velocidades angulares, derivado del sistema 2 de reducción de velocidades angulares de la figura 1.

- 40 El sistema 202 de reducción de velocidades angulares difiere del sistema 2 de la figura 1 en que los acopladores 8, 10, 12 magnéticos se unen cada uno en el momento de su lanzamiento a la astronave 6 cazadora por un diferente amarre 208, 210, 212, flexible y de baja masa. Los amarres 208, 210, 212 se desmontan de la astronave 6 cazadora después del autoanclaje de los acopladores 8, 10, 12 magnéticos al residuo 4 espacial.

- 45 Aquí, los acopladores 10, 12 magnéticos ya están anclados al satélite 4 objetivo y sus amarres 210, 212 se desmontan del satélite 6 cazador. El acoplador 8 magnético en curso de lanzamiento se une al satélite 4 cazador por su amarre 208 y permanece unido a él tanto como el anclaje al residuo 6 tenga lugar. Esto permite evitar la creación de un nuevo residuo no controlado.

De acuerdo con la figura 7, un procedimiento 302 de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial, implementado, por ejemplo, por el sistema espacial de la figura 1, comprende un conjunto de etapas.

- 50 En una primera etapa 304, la astronave cazadora se coloca lo suficientemente distante del residuo 4 espacial para evitarle entrar en colisión con este último y permitirle un avistamiento de al menos una de las caras de gran tamaño del residuo 4 para unirle uno o varios acopladores magnéticos.

- Después, en una segunda etapa 306, el o los acopladores magnéticos se lanzan por el dispositivo de lanzamiento desde la astronave 6 cazadora hacia el residuo 4 espacial, guiándolos a lo largo de los tubos de cañón lanzador tras la creación del o de los impulsos iniciales.
- 55

Seguidamente, en una tercera etapa 308, el o los acopladores se anclan a una cara del residuo 4 por el al menos un elemento de autoanclaje bajo la acción de la o de las cantidades de movimiento del o de los acopladores magnéticos imprimidas por el dispositivo de lanzamiento.

5 Después, en una cuarta etapa 310, el o los acopladores magnéticos generan uno o varios campos magnéticos de acoplamiento al campo magnético terrestre, modulándose el o los campos magnéticos de acoplamiento de acuerdo con una ley de controles transmitidos a través de una conexión de radiofrecuencia, elaborándose la ley de control a partir de una estimación del campo magnético terrestre  $B_t$  y de una estimación de la actitud y de las velocidades angulares del residuo efectuadas a nivel del satélite cazador.

10 De acuerdo con las figuras 8 y 9, se presentan resultados de simulación por ordenador de un control de la reducción de velocidades angulares típicas, implementados por un sistema 2 tal como se describe en las figuras 1 y 2 y se dimensiona previamente de manera concreta con elementos realizables actualmente.

Estos resultados permiten establecer un dimensionamiento preliminar de la batería necesaria para la alimentación de los acopladores magnéticos utilizados para el frenado de la rotación del residuo.

15 El tiempo necesario para el frenado del residuo se evalúa por la simulación de los efectos observados en las velocidades angulares del residuo por la aplicación de una ley de control predeterminada.

La simulación se basa en las siguientes hipótesis:

- órbita descrita por el residuo 680 km, inclinación 98 °;
- Matriz de Inercia del residuo: [1400 50 -20; 50 1100 -20; -20 - 20 2200] kg.m<sup>2</sup>;
- velocidad angular e inicial del residuo: [0,05 0,05 0,05] rad/s;
- 20 • tres acopladores magnéticos montados ortogonalmente en el residuo (según tres ejes ortogonales entre sí X, Y y Z) que tiene cada uno un momento magnético máximo ( $M_{max}$ ) igual a 180 A.m<sup>2</sup>;
- la ley de control o comando supone que se estima la actitud y las velocidades angulares del residuo, por ejemplo, con una cámara montada en el satélite cazador y que se estima el campo magnético con ayuda de magnetómetros montados en la astronave cazadora.

25 La ley de control probada es de tipo:

$$M_x = M_{max} * \text{sign}(\omega^{\wedge}Bt)_x$$

$$M_y = M_{max} * \text{sign}(\omega^{\wedge}Bt)_y$$

$$M_z = M_{max} * \text{sign}(\omega^{\wedge}Bt)_z$$

en las que:

30 ( $M_x, M_y, M_z$ ) designan los componentes en el punto de referencia (X,Y,Z) del momento magnético de control;  $(\omega^{\wedge}Bt)_x, (\omega^{\wedge}Bt)_y, (\omega^{\wedge}Bt)_z$  designan los componentes en las coordenadas (X, Y, Z) del vector  $(\omega^{\wedge}Bt)$ , producto vectorial de la velocidad de rotación instantánea  $\omega$  del residuo 4 y del campo magnético terrestre  $B_t$ , estimados por el satélite 6 cazador con ayuda respectivamente de la cámara y de los magnetómetros;

35 Sign(.) designa la función signo;

$M_{max}$  designa el momento magnético máximo igual a 180 A.m<sup>2</sup>, pudiendo aplicarse a cada acoplador magnético.

De acuerdo con la figura 8, los avances temporales de los componentes en X, Y, Z de la velocidad angular del residuo en el punto de referencia del satélite cazador se describen respectivamente por una primera curva 412, una segunda curva 414 y una tercera curva 416.

40 De acuerdo con la figura 9, las evoluciones temporales de tres momentos magnéticos  $M_x, M_y, M_z$ , efectivamente aplicadas según los ejes X, Y, Z del satélite objetivo y generadas por los acopladores 8, 10,12 magnéticos del sistema 2 se describen por una cuarta curva 422, una quinta curva 424 y una sexta curva 426.

El momento magnético controlado en cada acoplador 8, 10 y 12 magnético se limita a tres valores: - $M_{max}$ , 0 o  $M_{max}$ .

45 Las velocidades angulares  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  según los ejes X, Y y Z, inicialmente implementadas alrededor de 3 grados/s se reducen a menos de 0,2 grados/s en aproximadamente 25.000 segundos, es decir, 7 horas.

En realidad, la duración real de activación de cada acoplador magnético es inferior a 25.000 segundos cuando se eliminan los tiempos en los que el control es cero.

50 De acuerdo con la figura 10, el avance temporal de las duraciones acumuladas de activación (- $M_{max}$  o + $M_{max}$ ) de cada acoplador magnético se representa por una séptima curva 432 para el acoplador magnético de momento 8 magnético orientado según el eje X, por una octava curva 434 para el acoplador 10 magnético de momento magnético orientado según el eje Y y, por una novena curva 436 para el acoplador 12 magnético de momento 12



magnético orientado según el eje Z.

Parece ser que la duración real de activación de un acoplador magnético es como máximo de 17.000 segundos, es decir, 4,7 horas.

5 Por otra parte, los datos técnicos disponibles de los fabricantes de equipos proveedores de acopladores magnéticos muestran que un acoplador magnético capaz de generar un momento magnético de  $180 \text{ A}\cdot\text{m}^2$  pesa aproximadamente 2,5 kg y consume 7,3 W para un momento magnético proporcionado igual a  $M_{\text{max}}$ . La energía necesaria para la alimentación es, por lo tanto, de:  $7,3 \times 4,7 = 34 \text{ Wh}$ .

10 Por analogía con las baterías actualmente producidas, es posible estimar la masa y el volumen de la batería. En efecto, una batería clásica de 720 Wh pesan 7,2 kg y ocupan  $6,7 \text{ dm}^3$ , el suministro de una energía de 34 Wh correspondería, por lo tanto, a una batería de 0,34 kg y de volumen  $0,32 \text{ dm}^3$ .

**REIVINDICACIONES**

1. Sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo (4) espacial, comprendiendo el sistema espacial
- 5 - una nave (6) espacial cazadora, configurada para colocarse lo suficientemente distante del residuo (6) espacial para evitar entrar en colisión con este último y permitir un avistamiento de al menos una de sus caras de gran tamaño para fijarle uno o varios acopladores magnéticos,  
 - al menos uno o varios acopladores (8, 10, 12; 108, 110, 112; 178, 180, 182) magnéticos configurados para lanzarse desde la astronave (6) cazadora hacia el residuo (4) espacial y generar a petición tras su anclaje al residuo (4) espacial uno o varios campos magnéticos de acoplamiento al campo magnético terrestre;
- 10 **caracterizado porque** el sistema espacial consta de
- un dispositivo (14; 114) de lanzamiento por impulso del o de los acopladores magnéticos de la nave espacial hacia el residuo (4) espacial, fijándose el dispositivo (14; 114) de lanzamiento a la astronave (6) cazadora e incluyendo al menos un tubo (40) de cañón lanzador para guiar el o los acopladores (8, 10, 12; 108, 110, 112; 178, 180, 182) magnéticos hacia el residuo (4) espacial y,  
 15 - el o los acopladores (8, 10, 12; 108, 110, 112; 178, 180, 182) magnéticos constan cada uno de una bobina (54; 126, 128, 130; 188, 190, 192) electromagnética y, al menos, un elemento (56; 124) de autoanclaje a una cara del residuo (4) bajo la acción de la o de las cantidades de movimiento del o de los acopladores (8, 10, 12; 108, 110, 112; 178, 180, 182) magnéticos imprimidas por el dispositivo (14; 114) de lanzamiento.
2. Sistema espacial de reducción de las velocidades angulares de un residuo espacial según la reivindicación 1, en el que,
- 20 cada acoplador (8, 10, 12) magnético se configura para lanzarse por separado desde la astronave (6) cazadora y anclarse por separado al residuo (4) espacial, o  
 al menos dos acopladores (108, 110, 112; 178, 180, 182) magnéticos se integran en un módulo (120) electromagnético y comparten, en el seno del módulo (120; 184) electromagnético, uno o varios elementos (56; 25 124; 186) de autoanclaje.
3. Sistema espacial de reducción de las velocidades angulares de un residuo espacial según la reivindicación 2, en el que cuando al menos dos acopladores (108, 110, 112; 178, 180, 182) magnéticos se integran en un módulo (120; 184) electromagnético,
- 30 - los al menos dos acopladores (108, 110, 112) magnéticos se despliegan previamente antes de su lanzamiento, o  
 - los al menos dos acopladores (178, 180, 182) magnéticos se sujetan paralelamente unos contra otros de manera compacta en una posición de apilamiento en su lanzamiento y se despliegan en diedro o poliedro bajo la acción de un mecanismo de despliegue en su anclaje al residuo.
4. Sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial según una cualquiera de las reivindicaciones 2 a 3, en el que,
- 35 el dispositivo (14; 114) de lanzamiento consta de un tubo único de cañón adaptado al tamaño de un acoplador (8, 10, 12) magnético o el tamaño del módulo (120; 184) electromagnético y,  
 un cilindro de carga de los acopladores magnéticos cuando se prevé lanzar y anclar por separado cada acoplador (8, 10, 12) magnético.
- 40 5. Sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que,  
 el elemento (56; 124; 186) de autoanclaje es un elemento comprendido en el conjunto formado por los elementos autoadhesivos, los elementos de tipo pinzas y los elementos de tipo arpones.
6. Sistema espacial de reducción de las velocidades angulares de un residuo espacial según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en el que,
- 45 - cuando los acopladores (8, 10, 12) magnéticos se configuran para lanzarse y anclarse por separado, cada acoplador magnético consta de una batería (62) de alimentación eléctrica diferente o,  
 - cuando al menos dos acopladores (108, 110, 112) magnéticos se integran en un módulo (120) electromagnético, los al menos dos acopladores (108, 110, 112) magnéticos pueden compartir una misma  
 50 batería (142) de alimentación eléctrica en el seno del módulo (120) electromagnético.
7. Sistema espacial de reducción de las velocidades angulares de un residuo espacial según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, en el que,  
 cada acoplador (8, 10, 12) magnético consta de un amortiguador (70) diferente cuando los acopladores (8, 10, 12) magnéticos se configuran para lanzarse y anclarse por separado o,  
 55 cuando al menos dos acopladores (108, 110, 112) magnéticos se integran en un módulo (120) electromagnético, los

al menos dos acopladores (108, 110, 112) magnéticos comparten un mismo amortiguador (144) en el seno del módulo (120) electromagnético.

8. Sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial según una cualquiera de las reivindicaciones 6 a 7, en el que,  
 5 cada acoplador (8, 10, 12) magnético consta de un receptor (66) de controles de radiofrecuencias RF y un generador (64) de impulsos de corriente diferente se enchufa a su batería (62) de alimentación, modulándose la anchura y la polaridad de los impulsos de corriente en función de los controles de radiofrecuencias RF recibidos cuando los acopladores (8, 10, 12) magnéticos se configuran para lanzarse y anclarse por separado; o  
 10 cuando al menos dos acopladores (108, 110, 112) magnéticos se integran en un módulo (120) electromagnético, los al menos dos acopladores (108, 110, 112) magnéticos comparten un mismo receptor (146) de controles de radiofrecuencias RF en el seno del módulo (120) electromagnético y consta cada uno de un generador (158, 160, 162) de impulsos de corriente conectado a su batería (142) de alimentación común, modulándose la anchura y la polaridad de los impulsos de corriente en función de controles de radiofrecuencias diferentes recibidos por el receptor (146) RF común.
9. Sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial según la reivindicación 8, que comprende, además,  
 15 al menos un transmisor (22) de controles de radiofrecuencias RF destinados al al menos un receptor de órdenes radioeléctricas RF, embarcándose el al menos un transmisor (22) a bordo de la astronave (6) cazadora.
10. Sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial según una cualquiera de las reivindicaciones 8 a 9, en el que,  
 20 cada transmisor (22) de radiofrecuencia consta de un modulador de señal de radiofrecuencia y una cadena de amplificación de radiofrecuencia de transmisión y, cada receptor de radiofrecuencia consta de una cadena de amplificación de radiofrecuencia y un demodulador, y los moduladores y demoduladores usan una modulación digital robusta de estados múltiples, preferentemente de dos estados.
11. Sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial según la reivindicación 10, en el que,  
 la banda de frecuencias de la señal de control de radiofrecuencia es una banda de frecuencia comprendida en el conjunto de las bandas VHF y UHF.
12. Sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11, en el que,  
 30 cada acoplador (8, 10, 12; 108, 110, 112; 178, 180, 182) magnético consta de una varilla (52; 132, 134, 136) ferromagnética de forma cilíndrica sobre la que se enrolla una bobina (54; 126, 128, 130) electromagnética.
13. Sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial según la reivindicación 12, en el que,  
 35 cuando los acopladores (8, 10, 12) magnéticos se configuran para lanzarse y anclarse por separado, la varilla de cada acoplador magnético consta de una o varias cavidades para recibir y albergar una batería de alimentación eléctrica y/o un receptor de radiofrecuencia de controles y/o un generador de impulsos de corriente y/o, cada acoplador magnético consta de un amortiguador dispuesto longitudinalmente por una parte y por otra de su varilla ferromagnética.
14. Sistema espacial de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 13, en el que el o los acopladores (8, 10, 12) magnéticos o el módulo electromagnético se unen en su lanzamiento a la astronave cazadora por al menos un amarre flexible y de baja masa, siendo el o los amarres desmontables de la astronave cazadora después del autoanclaje del o de los acopladores magnéticos al residuo espacial.  
 45
15. Sistema espacial de reducción de las velocidades angulares de un residuo espacial según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 14, que comprende, además,  
 un dispositivo (16) de observación de los movimientos angulares y de estimación de la actitud y de las velocidades angulares del residuo espacial y,  
 50 un conjunto (18) de magnetómetros montados en la astronave (6) cazadora para estimar el campo magnético terrestre Bt,  
 un módulo (20) de elaboración de controles de reducción de las velocidades angulares del residuo a partir de las velocidades angulares estimadas del residuo y del campo magnético terrestre estimado.
16. Procedimiento de reducción de velocidades angulares de un residuo espacial implementado por un sistema espacial que comprende  
 55
- una nave (6) espacial cazadora,
  - al menos uno o varios acopladores (8, 10, 12; 108, 110, 112) magnéticos que consta cada uno de una bobina (54; 126, 128, 130) electromagnética diferente y al menos un elemento (56; 124) de autoanclaje,

- un dispositivo de lanzamiento por impulso (14; 114) del o de los acopladores magnéticos, embarcado a bordo de, y fijado a, la astronave cazadora, incluyendo el dispositivo de lanzamiento al menos un tubo de cañón lanzador para guiar el o los acopladores magnéticos;

comprendiendo dicho procedimiento las etapas que consisten en:

- 5 - colocar (304) la astronave cazadora lo suficientemente distante del residuo espacial para evitarle entrar en colisión con este último y permitirle un avistamiento de al menos una de las caras de gran tamaño del residuo para unirle uno o varios acopladores magnéticos;
- 10 - lanzar (306) el o los acopladores magnéticos por el dispositivo de lanzamiento desde la astronave cazadora hacia el residuo espacial, guiándoles a lo largo del o de los tubos de cañón lanzador tras la creación del o de los impulsos iniciales;
- 15 - autoanclar (308) automáticamente el o los acopladores magnéticos a una cara del residuo por el al menos un elemento de autoanclaje bajo la acción de la o de las cantidades de movimiento del o de los acopladores magnéticos imprimidas por el dispositivo de lanzamiento;
- hacer que el o los acopladores magnéticos generen (310) uno o varios campos magnéticos de acoplamiento al campo magnético terrestre, modulándose el o los campos magnéticos de acoplamiento de acuerdo con una ley de controles transmitidos a través de una conexión de radiofrecuencia, elaborándose la ley de control a partir de una estimación del campo magnético terrestre y de una estimación de la actitud y de las velocidades angulares del residuo efectuadas al nivel del satélite cazador.

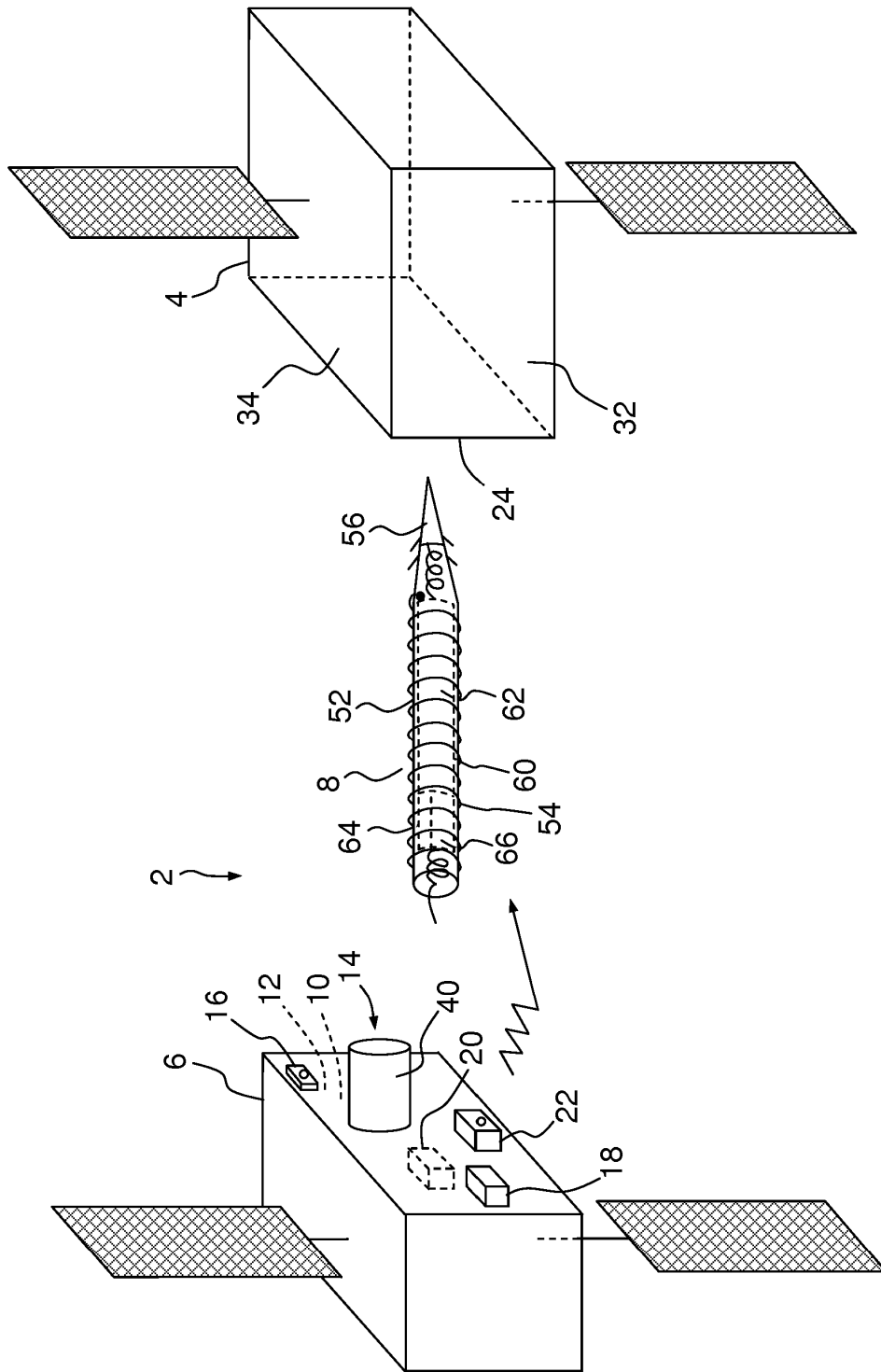
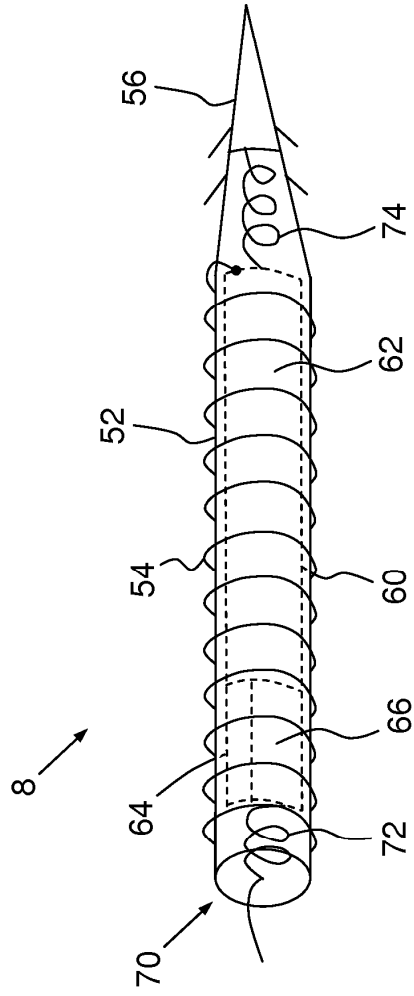


FIG.1



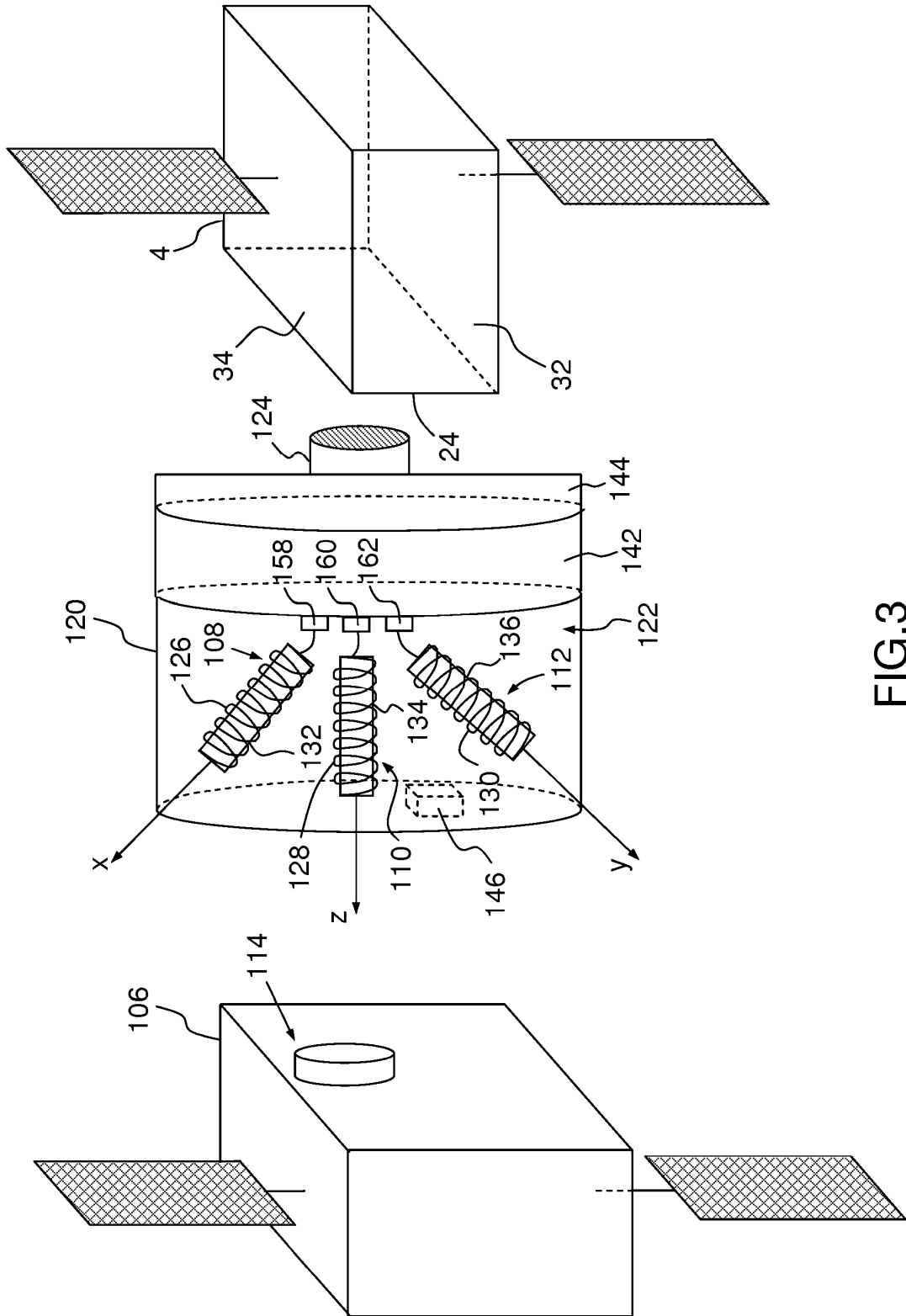


FIG.3

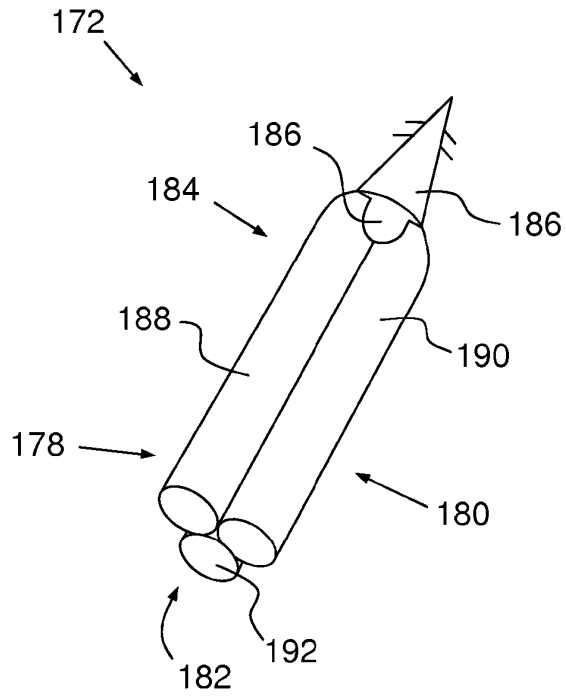


FIG. 4A

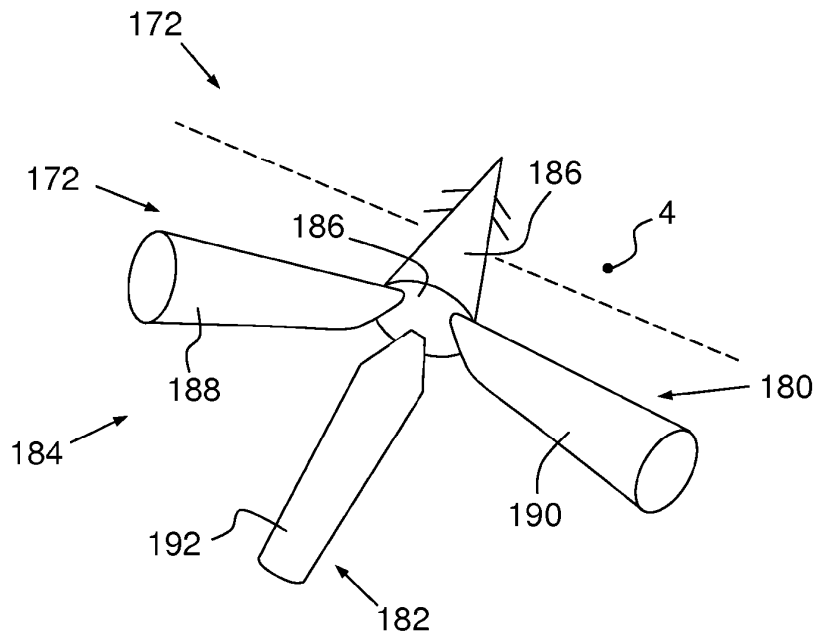


FIG. 4B



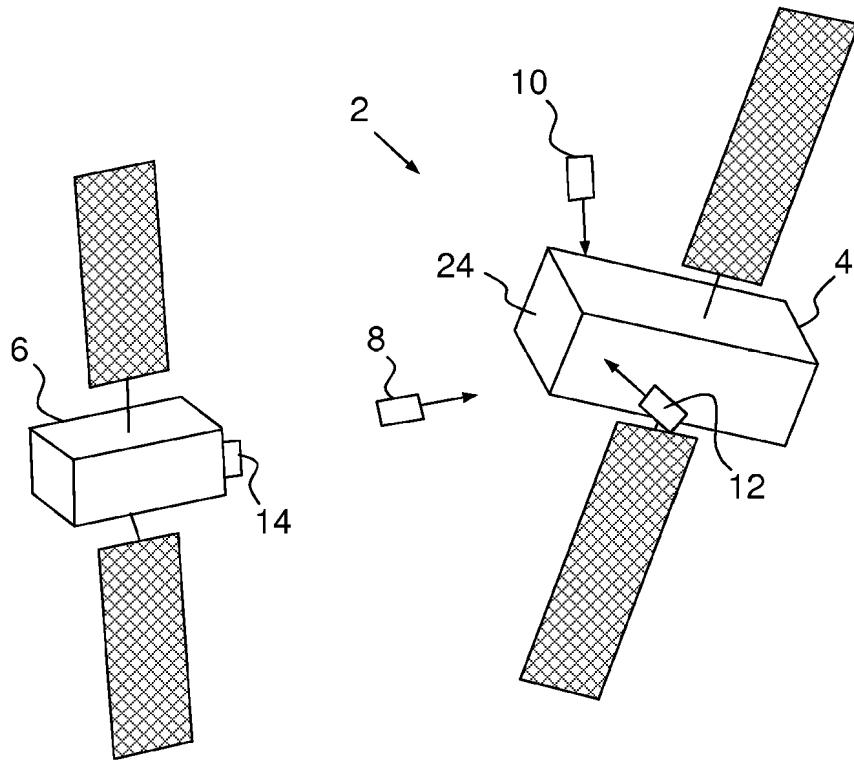


FIG.5

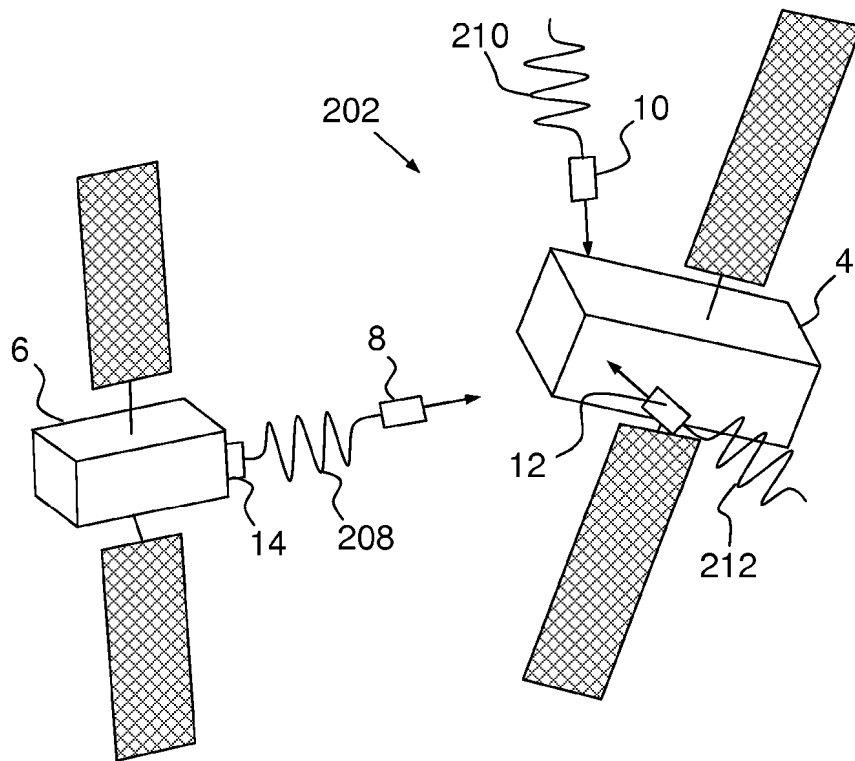


FIG.6

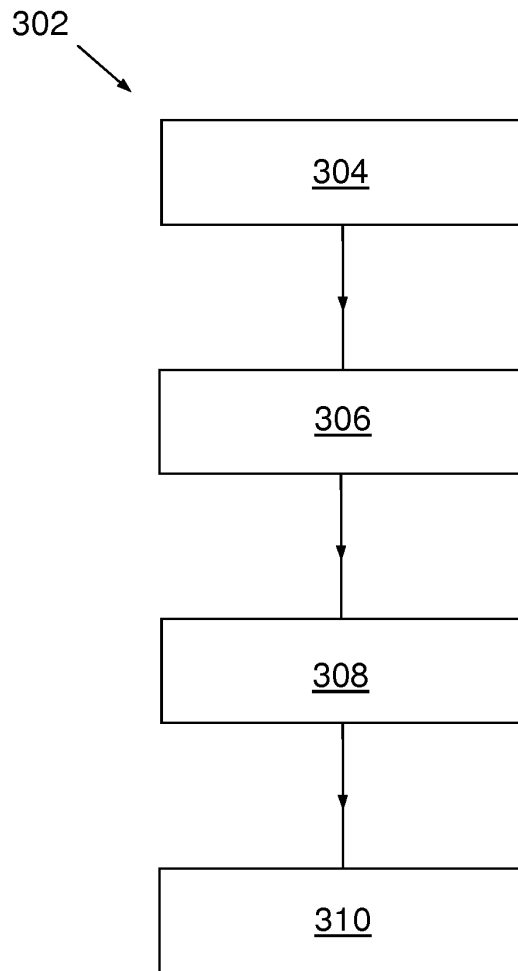


FIG.7

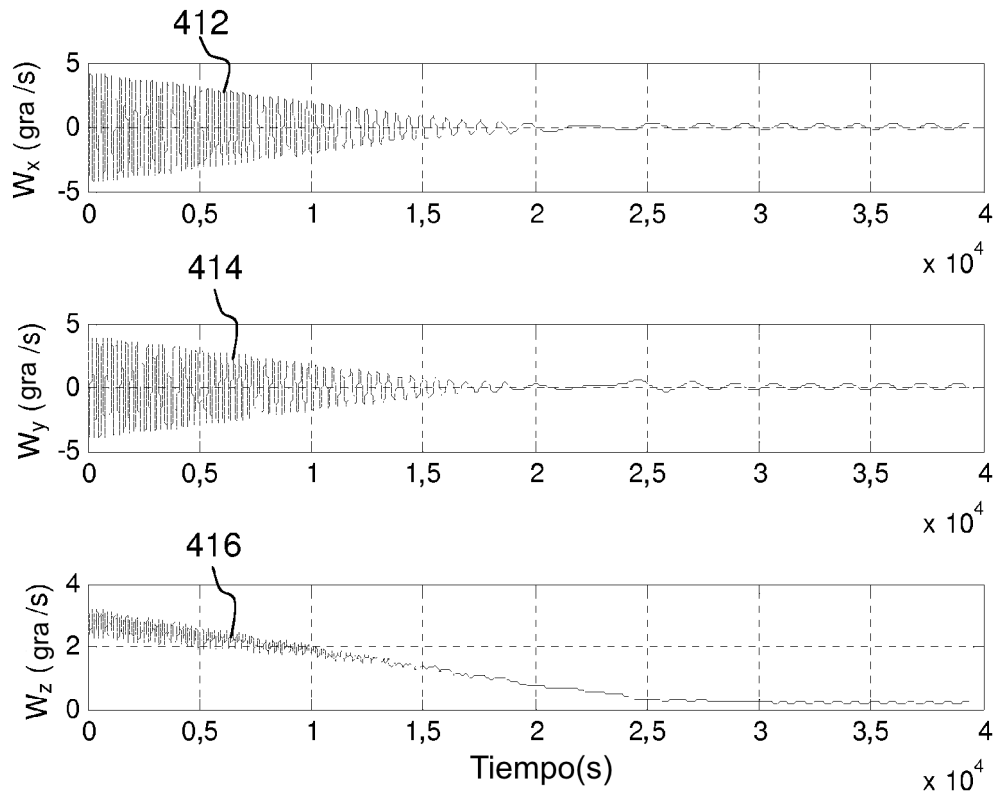


FIG.8

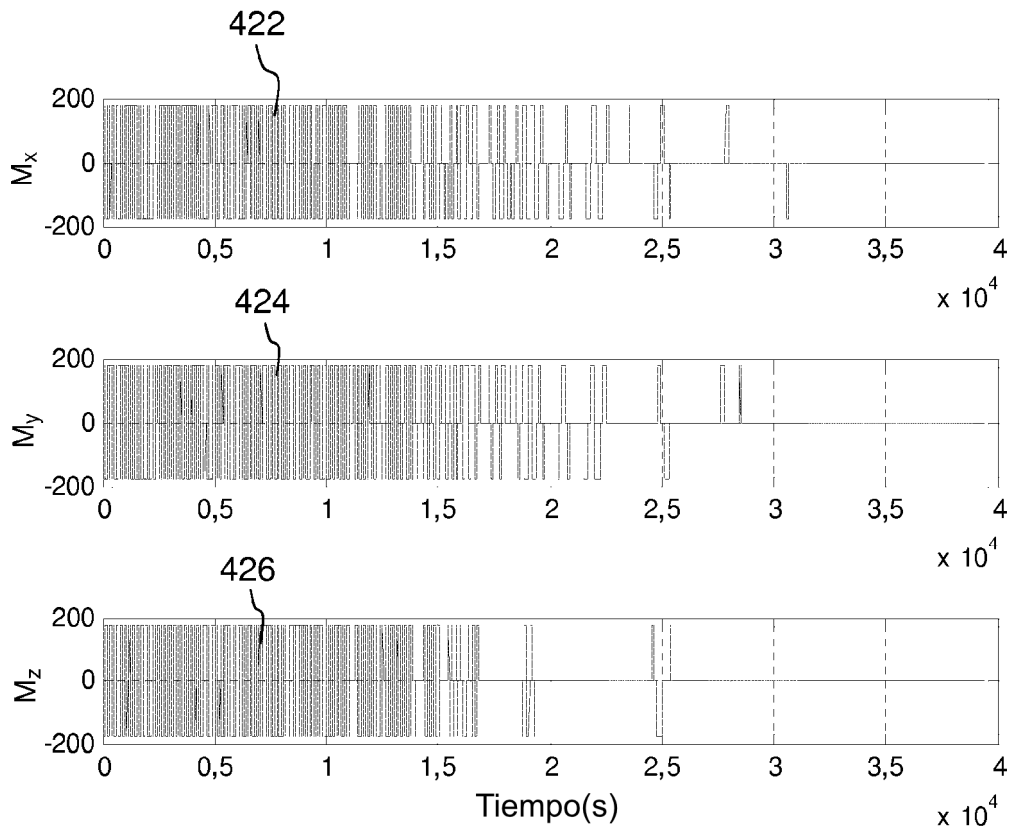


FIG.9

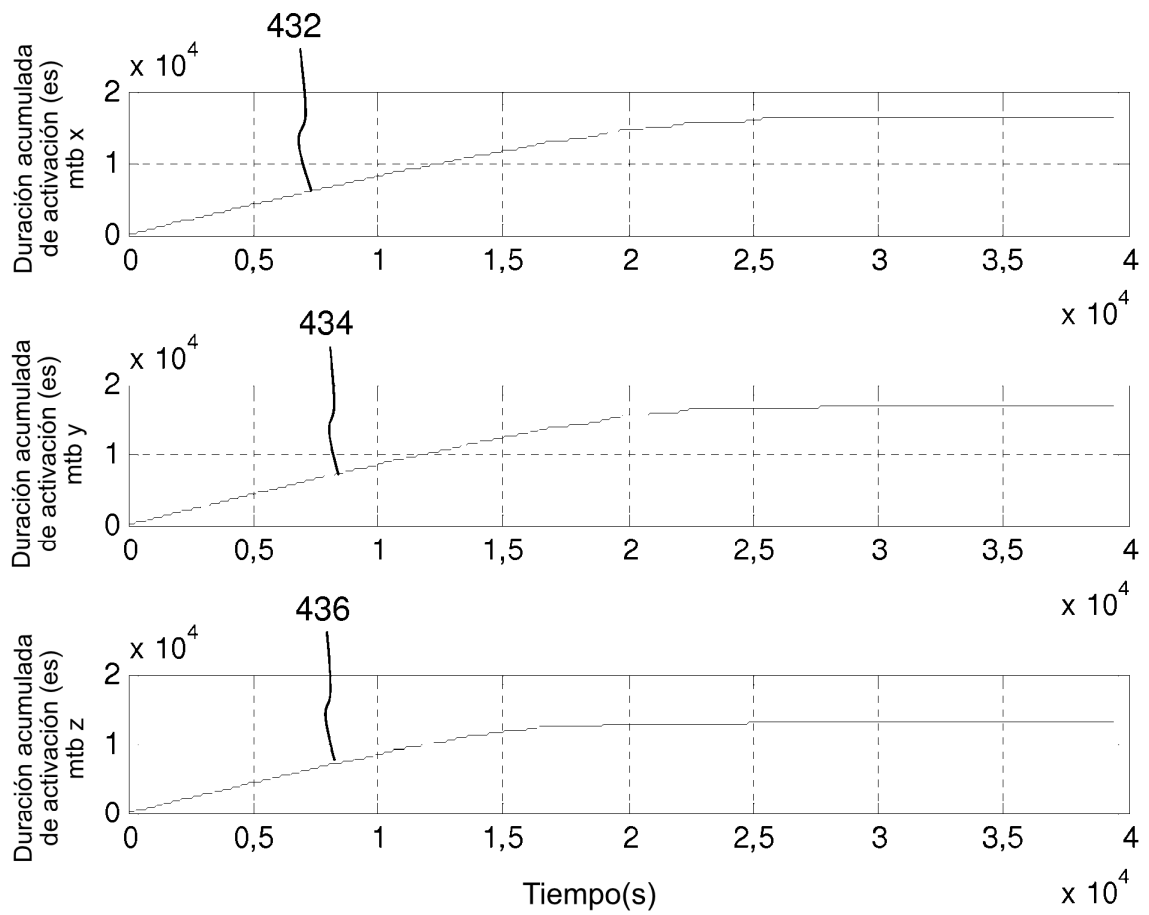


FIG.10