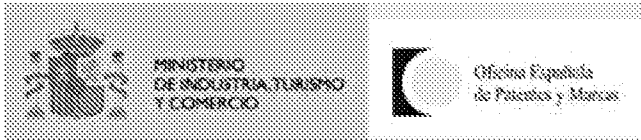


DOCUMENT MADE AVAILABLE UNDER THE PATENT COOPERATION TREATY (PCT)

International application number:	PCT/ES2011/000011
International filing date:	20 January 2011 (20.01.2011)
Document type:	Certified copy of priority document
Document details:	Country/Office: ES
	Number: P201030354
	Filing date: 11 March 2010 (11.03.2010)
Date of receipt at the International Bureau:	31 March 2011 (31.03.2011)

Remark: Priority document submitted or transmitted to the International Bureau in compliance with Rule 17.1(a),(b) or (b-bis)



CERTIFICADO OFICIAL

Por la presente certifico que los documentos adjuntos son copia exacta de la solicitud de PATENTE DE INVENCION número P201030354, que tiene fecha de presentación en este Organismo el 2010-03-11

INDICACIÓN DE PRIORIDAD: El código del país con el número de su solicitud de prioridad, que ha de utilizarse para la presentación de solicitudes en otros países en virtud del Convenio de París, es: ES 201030354.

Madrid, 24 de Marzo 2011

El Director del Departamento de Patentes
e Información Tecnológica

P.D.

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Ana R.', with a large, stylized flourish underneath.

Ana María Redondo Mínguez

(9) SOLICITA LA INCLUSIÓN EN EL PROCEDIMIENTO ACELERADO DE CONCESIÓN	SI <input checked="" type="checkbox"/> NO <input type="checkbox"/>
(10) EFECTUADO DEPÓSITO DE MATERÍA BIOLÓGICA:	SI <input type="checkbox"/> NO <input checked="" type="checkbox"/>
(11) DEPÓSITO: REFERENCIA DE IDENTIFICACIÓN: INSTITUCIÓN DE DEPÓSITO: NÚMERO DE DEPÓSITO: ACCESIBILIDAD RESTRINGIDA A UN EXPERTO (ART. 45.1. B):	
(12) DECLARACIONES RELATIVAS A LA LISTA DE SECUENCIAS: LA LISTA DE SECUENCIAS NO VA MÁS ALLÁ DEL CONTENIDO DE LA SOLICITUD LA LISTA DE SECUENCIAS EN FORMATO PDF Y ASCII SON IDENTICOS	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
(13) EXPOSICIONES OFICIALES:	LUGAR: FECHA:
(14) DECLARACIONES DE PRIORIDAD:	PAÍS DE ORIGEN: CÓDIGO PAÍS: NÚMERO: FECHA:
(15) AGENTE/REPRESENTANTE:	APELLIDOS: Carvajal y Urquijo NOMBRE: Isabel NACIONALIDAD: España CÓDIGO PAÍS: ES DNI/CIF/PASAPORTE: DOMICILIO: C/ Goya, 11. LOCALIDAD: Madrid PROVINCIA: 28 Madrid CÓDIGO POSTAL: 28001 PAÍS RESIDENCIA: España CÓDIGO PAÍS: ES TELÉFONO: 918065600 FAX: 918065609 CORREO ELECTRÓNICO: clarke@clarkemodet.com NÚMERO DE PODER:
(16) RELACIÓN DE DOCUMENTOS QUE SE ACOMPAÑAN:	DESCRIPCIÓN: <input checked="" type="checkbox"/> N.º de páginas: 9 REIVINDICACIONES: <input checked="" type="checkbox"/> N.º de reivindicaciones: 13 DIBUJOS: <input checked="" type="checkbox"/> N.º de dibujos: 4 RESUMEN: <input checked="" type="checkbox"/> N.º de páginas: 1 FIGURA(S) A PUBLICAR CON EL RESUMEN: <input checked="" type="checkbox"/> N.º de figura(s): 1 ARCHIVO DE PRECONVERSIÓN: <input type="checkbox"/> DOCUMENTO DE REPRESENTACIÓN: <input checked="" type="checkbox"/> N.º de páginas: 1 LISTA DE SECUENCIAS PDF: <input type="checkbox"/> N.º de páginas: ARCHIVO PARA LA BÚSQUEDA DE LS: <input type="checkbox"/> OTROS (Aparecerán detallados): OTRO1.pdf <input checked="" type="checkbox"/> N.º de páginas: 1
(17) EL SOLICITANTE SE ACOGE AL APLAZAMIENTO DE PAGO DE TASA PREVISTO EN EL ART. 162 DE LA LEY 11/1986 DE PATENTES, DECLARA: BAJO JURAMENTO O PROMESA SER CIERTOS TODOS LOS DATOS QUE FIGURAN EN LA DOCUMENTACIÓN ADJUNTA:	<input type="checkbox"/> DOC COPIA DNI: <input type="checkbox"/> N.º de páginas: DOC COPIA DECLARACIÓN DE CARENCIA DE MEDIOS: <input type="checkbox"/> N.º de páginas:

DOC COPIA CERTIFICACIÓN DE HABERES: DOC COPIA ÚLTIMA DECLARACIÓN DE LA RENTA: DOC COPIA LIBRO DE FAMILIA: DOC COPIA OTROS:	[] N.º de páginas: [] N.º de páginas: [] N.º de páginas: [] N.º de páginas:
(18) NOTAS: 1) Porcentaje de autoría de los inventores :	Claudio Bombardelli (50%) y Jesús Peláez Álvarez (50%).
(19) FIRMA DIGITAL: FIRMA DEL SOLICITANTE O REPRESENTANTE: LUGAR DE FIRMA: FECHA DE FIRMA:	ENTIDAD CLARKE MODET Y CIA SL - CIF B83049189 - NOMBRE GOMEZ ACEBO CARVAJAL ISABEL - NIF 00823302V 11 Marzo 2010

SISTEMA DE MODIFICACIÓN DE LA POSICIÓN Y ACTITUD DE CUERPOS EN ÓRBITA POR MEDIO DE SATÉLITES GUÍA

Campo técnico de la invención

5

La presente invención se enmarca en el campo aeroespacial. Más en particular, pertenece a los sistemas y mecanismos de guía, maniobra y control para satélites. En concreto, a aquellos que emplean la propulsión a través de un flujo dirigido de iones como medio para modificar la posición y/o la orientación (actitud) de satélites o más en general cuerpos en órbita.

10

Estado de la Técnica

15

La técnica anterior se ha ocupado ya del problema de modificar órbitas de cuerpos por medio de satélites. En casi todos los casos, el sistema propuesto ha comprendido siempre un sistema físico de acoplamiento (docking) entre el satélite y el cuerpo orbitador involucrados.

20

El problema de estos métodos es que, en general, el objeto espacial cuya órbita se quiere modificar es no-cooperativo, es decir, no posee ningún sistema de control diseñado para efectuar el acoplamiento con otro satélite. Además, el objeto espacial en el peor de los casos tendrá una posición inestable sin una orientación fija (por ejemplo girando de forma caótica alrededor de su centro de masa) como ocurre, con frecuencia, en el caso de la basura espacial. Realizar un acoplamiento controlado en estos casos constituye un problema tecnológico muy difícil y arriesgado, para el que se requieren herramientas robóticas avanzadas y sistemas de control de alta complejidad.

25

30

En la actualidad, una solución para este problema se trata en la solicitud estadounidense US 2007/0285304. En ella, se propone transmitir un empuje entre satélites a través de un flujo de gas expulsado por un cohete. La velocidad de expulsión de las partículas de dicho gas es proporcionada por una reacción química de combustión. Sin embargo, el sistema de empuje con gas adolece de importantes limitaciones. Primero, el ángulo de divergencia del gas expulsado por la tobera siempre supera los 20-30 grados, de forma que para transmitir el empuje de forma efectiva la distancia entre el satélite guía y el cuerpo empujado por el gas debe de ser muy pequeña. Segundo, el sistema posee un empuje específico muy bajo, cuando se compara con los modernos propulsores iónicos, de manera que el consumo de combustible resulta muy alto. Estas limitaciones pueden

35

ser superadas utilizando propulsores de tecnología radicalmente distinta que en lugar de gas expulsan plasma de alta velocidad. Los iones que componen dicho plasma son acelerados por un sistema eléctrico o electromagnético hacia velocidades de 30 km/s y más. Aunque los propulsores iónicos sean tecnológicamente muchos más complejos de los propulsores a gas y necesiten de un sistema de potencia para expulsar iones de alta velocidad ofrecen dos ventajas fundamentales: un empuje específico mucho más alto y un ángulo de divergencia mucho más pequeño.

Una de las necesidades más perentorias e interesantes para el mercado actual es la modificación de órbitas de satélites geoestacionarios que han llegado al fin de su vida útil, generalmente por agotamiento del combustible. Debido a perturbaciones orbitales de varios tipos, estos satélites se alejan de su órbita nominal, con el consiguiente deterioro en el rendimiento y en su cometido. Diversos análisis han demostrado que sería económicamente conveniente corregir las órbitas de estos satélites por medio de satélites guía equipados con sistemas de acoplamiento; algunos sistemas con este propósito han sido ya patentados por ejemplo en US 6,945,500 donde se describe un sistema para extender la vida de un satélite (Satellite Life Extension Spacecraft) que comprende un mecanismo de conexión con el satélite cuya vida se quiere extender, junto a un sistema de cohetes distribuidos para localizar y controlar el centro de masa del conjunto de los dos satélites. Se destaca que, en dicha invención, la transmisión de empuje requiere que los dos satélites sean conectados mecánicamente. Realizar una conexión de este estilo requiere maniobras previas de encuentro y acoplamiento ("rendezvous and docking").

Breve descripción de la invención

La presente invención se refiere a un sistema de modificación de la posición de un cuerpo para un satélite guía caracterizado por que comprende:

- unos medios primarios de propulsión mediante eyección de un flujo de iones para incidir y efectuar un empuje sobre el cuerpo;
- un módulo de medición configurado para estimar mediante la información obtenida con un radar, la masa del cuerpo, la sección eficaz (A_{eff}) del cuerpo para el impacto y la distancia relativa (d) del cuerpo con el satélite guía;
- un módulo de control acoplado con el módulo de medición, dicho módulo de control configurado para activar y dirigir, de acuerdo con la orientación y con la distancia relativa (d) con el cuerpo, los medios primarios;
- el módulo de control configurado además para activar unos medios secundarios de propulsión del satélite guía para orientar y desplazar dicho satélite guía, los medios

secundarios controlados de acuerdo con la masa (m_2) estimada del cuerpo y de la fuerza de propulsión generada por los medios primarios activados, de manera que los medios secundarios compensan variaciones en la distancia relativa (d) para mantenerla sustancialmente constante.

5

Es sistema propuesto es adecuado para la modificación de órbitas y/o posición de un cuerpo que se encuentra orbitando. Específicamente, este sistema permite desplazar satélites activos (para corregir errores de inyección en órbita o para prolongar la vida de los mismos), basura espacial o cuerpos celestes pequeños (asteroides, meteoroides, etc) gracias a la acción de satélites guía. El empuje necesario se transmite sin contacto físico con el cuerpo cuya órbita y/o posición se quiere modificar evitando así problemas de colisión en órbita y sin necesitar maniobras complejas de "rendezvous and docking".

10

Los sistemas del estado de la técnica mencionados, realizan maniobras muy complicadas y presentan un alto riesgo de colisiones o daños para los satélites participantes. La presente invención reduce drásticamente la complejidad y los riesgos asociados a este tipo de maniobras ya que se evita cualquier tipo de contacto mecánico entre los cuerpos involucrados siendo el empuje transmitido, indirectamente, a través de un chorro de iones de alta velocidad.

15

20

La finalidad básica del sistema es resolver el problema fundamental del desplazamiento de satélites y, más en general, de objetos espaciales permitiendo que el desplazamiento ocurra de la manera más sencilla posible y reduciendo al máximo los riesgos de colisiones o daños de los satélites que intervienen en la maniobra.

25

Se propone transmitir un empuje entre dos satélites o, de forma más general, entre un satélite y un cuerpo en órbita, a través de un flujo de iones de alta velocidad evitando el contacto físico directo entre las dos entidades. En el estado actual de la técnica es posible acelerar iones producidos por sistemas de propulsión eléctrica, hasta alcanzar velocidades superiores a 30 km/s. Estos sistemas de propulsión nunca se han utilizado para producir empuje dirigido en otro satélite localizado a cierta distancia de la fuente del flujo de iones. Además, los propulsores iónicos modernos pueden alcanzar valores muy pequeños del ángulo de divergencia de flujo. El valor teórico de divergencia se puede estimar a través de la siguiente fórmula:

30

35

$$\varphi \approx \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{2q_e T_{eV} / m_i}}{v_E} \right) \quad (A)$$

donde v_E es la velocidad de eyección de los iones, m_i su masa, T_{eV} la temperatura termodinámica del plasma antes de ser acelerado (normalmente $T_{eV} \approx 1$ eV) y $q_e \cong 1.6 \times 10^{-19} C$ es la carga del electrón.

5

Esto permite transmitir la totalidad del flujo iónico a una distancia máxima dada por:

$$d_{\max} \cong \frac{\sqrt{A_{\text{eff}}}}{2 \tan \varphi} \quad (B)$$

siendo A_{eff} la sección eficaz, con respecto a la dirección del satélite guía, del objeto espacial que se quiere controlar.

10

Al ser posible alcanzar velocidades v_E de 30 km/s y mayores, el ángulo de divergencia φ puede alcanzar un valor teórico, por ejemplo utilizando iones de xenón, inferior a 3 grados, lo que corresponde a una distancia de cerca de $10\sqrt{A_{\text{eff}}}$. Utilizando mercurio el ángulo de divergencia baja a menos de 2 grados mientras con argón sube a más de 4

15 grados. Destacar que también los iones de neón y de kriptón son aptos para su empleo en la invención.

15

En realidad, y debido a otros factores, el valor de φ es más grande de lo indicado por la ecuación (A) así que es razonable tomar como límite de la tecnología actual unos 6

20 grados y una distancia máxima de actuación:

20

$$d_{\max} \approx 5\sqrt{A_{\text{eff}}} \quad (C)$$

El empuje transmitido por el chorro de iones se puede calcular de varias maneras. Por

25 ejemplo una fórmula muy utilizada es la siguiente:

25

$$F_{p1} \approx 2\eta \frac{P}{v_E} \quad (D)$$

Donde P es la potencia eléctrica disponible a bordo del satélite y dedicada al sistema de propulsión, y η es el rendimiento del sistema de propulsión. El valor de η depende del tipo de propulsor y supera el 70% en motores iónicos. El valor de P depende de la masa

30 dedicada al sistema de potencia a bordo del satélite. Por ejemplo, un sistema de 1 kW

30

tiene, normalmente, un coste en masa de 10-20 kg. Utilizando dicho sistema y suponiendo $\eta = 0.7$ y $v_E = 30$ km/s se alcanza un empuje de cerca de 0.05 N. Aunque pequeño, dicho empuje resulta ser varios órdenes de magnitud superior a la fuerza de resistencia atmosférica, que actúa sobre un satélite convencional, en órbita terrestre baja (de 400 a 1000 km) y puede ser utilizado, por ejemplo, para despejar órbitas congestionadas de basura espacial.

Una vez definidos los límites tecnológicos del sistema de empuje se puede pasar a la descripción detallada de la invención.

10

Descripción de las figuras

Para complementar la descripción y con objeto de ayudar a una mejor comprensión de las características de la invención, se acompaña la presente memoria descriptiva de las figuras 1 a 4, como parte integrante de la misma.

15

La invención se describirá en lo que sigue con más detalle haciendo referencia a un ejemplo de ejecución de la misma representado en dichas figuras.

La figura 1 representa un ejemplo de cómo se produce el desplazamiento de un cuerpo o satélite no activo (2), blanco del flujo de iones (7) dirigido mediante el sistema de generación/expulsión de iones (sistema primario de propulsión) (3) instalado en un satélite guía (1) que incluye un sistema secundario de propulsión (4) para mantener una distancia y una posición relativa entre ambos objetos y un sistema radar (5) para medir la distancia y la sección eficaz del objeto.

25

La figura 2 representa un ejemplo de cómo se produce el desplazamiento de un *satélite activo* (2). Los elementos clave del sistema son los mismos a excepción de medida de distancia que debe ser más sofisticado pudiendo incluir no solamente un sistema radar sino también un sistema de visión para estimar la orientación del satélite activo y localizar puntos adecuados para dirigir el flujo de iones.

30

La figura 3 representa esquemáticamente una realización de la invención, con entradas y salidas de manera que se pueda proveer a dicho sistema de los dispositivos y subsistemas encargados de calcular los parámetros necesarios para realizar la maniobra apropiadamente.

35

La figura 4 representa un diagrama de bloques, donde se han ilustrado las relaciones entre los diferentes módulos. Aparecen en la figura, el módulo de control (9) que gobierna el propulsor iónico (3) empleado para desplazar cuerpos externos, el propulsor del propio satélite (4), el módulo de medición (10) que recoge información de un radar (5) y opcionalmente de un sistema de visión (11). También opcionalmente se muestra un dispositivo disparador (12) que permite dirigir el propulsor iónico (3) hacia un objetivo sin necesidad de maniobrar el satélite guía en su conjunto. Estos módulos no indispensables se muestran en línea discontinua.

10

Descripción detallada de la invención

Los parámetros conocidos en entrada son la masa m_1 del satélite guía, la distancia máxima d_{\max} que puede alcanzar el flujo de iones; los parámetros estimados en entrada son la masa m_2 del objeto para maniobrar, su sección eficaz A_{eff} y su posición \mathbf{d} con respecto al satélite guía. En salida tenemos las fuerzas \mathbf{F}_{p1} y \mathbf{F}_{p2} que deben ser proporcionadas por los sistemas de propulsión la orientación necesaria para el satélite guía así que la maniobra se cumpla correctamente, y la dirección de disparo del flujo de iones.

20

A continuación se explica el funcionamiento de la invención según una realización de la invención. Para ello se enumeran los dispositivos que están involucrados de una u otra manera.

Objeto espacial que se quiere maniobrar (2): Puede ser artificial (p.e. satélite activo o inactivo o parte de ello, cohete etc.) o natural (asteroide, cometa, meteoroides, etc.).

25

Satélite(s) guía (1): uno o más satélites que se encargan de transmitir el empuje al objeto que se quiere maniobrar sin entrar en contacto físico con ello.

Propulsor iónico electrostático (3), es decir un sistema que ioniza átomos de argón, mercurio o xenón mediante la exposición de electrones provenientes de un cátodo, y acelera los iones producidos al pasarlos a través de rejillas cargadas a fin de expulsarlos generando el empuje deseado. Este sistema propulsor será siempre utilizado como propulsor primario para transmitir el empuje al objeto que se quiere maniobrar y puede opcionalmente ser utilizado como propulsor secundario para controlar la distancia relativa entre los cuerpos involucrados en la maniobra.

30

Sistema de potencia (8): Proporciona al satélite guía la potencia necesaria para alimentar los varios propulsores y instrumentos de medida y control. Puede ser cualquiera: paneles solares, amarras electrodinámicas, sistema nuclear, etc..

5 *Propulsor secundario (4)*, es decir un sistema, alojado en el satélite guía, que proporcione el empuje necesario para controlar la distancia relativa entre los cuerpos involucrados en la maniobra. Puede ser cualquier tipo de propulsor (iónico, químico, amarra electrodinámica, vela solar, etc..).

10 *Radar de medida (5)*: Está alojado en el satélite guía y tiene la función de medir la distancia relativa entre satélite guía y objeto para maniobrar y de estimar el tamaño (e.d. la sección eficaz) de este último.

Módulo de control de actitud (9): Está alojado en el satélite guía y tiene la función de controlar la orientación de este último para que pueda dirigir correctamente el flujo de iones al objeto para maniobrar.

15 *Módulo de control de distancia relativa (10)*: Recoge la información necesaria del radar de medida (5) para controlar los dos sistemas de propulsión (3,4) de manera que la distancia relativa entre los cuerpos se mantenga constante. Opcionalmente, si existe, puede emplear la información suministrada por un módulo de visión.

Dispositivos opcionales:

20 *Módulo de visión (11)*: Está alojado en el satélite guía y tiene la función de medir la distancia relativa entre satélite guía y objeto para maniobrar y estimar no solamente el tamaño (sección eficaz) de este último sino también su orientación y características físicas necesarias para asegurar que el chorro de iones sea dirigido a partes no sensible del objeto controlado evitando posibles daño al funcionamiento de este último. Dichos
25 sistemas elaboran una imagen del objeto analizado la cual tiene que ser procesada por algoritmos de reconocimiento de última generación de manera que se puedan identificar partes sensibles y no sensibles del objeto controlado.

30 *Dispositivo apuntador (12)*: permite variar la eyección del flujo de iones sin necesidad de maniobrar la orientación del satélite guía de manera que el control del objeto que se quiere maniobrar resulta más eficaz.

35 Como se desprende de los dibujos, la invención, que se implanta en un satélite guía (1), posee un sistema de generación y expulsión de un flujo de iones de alta velocidad (3) dirigido hacia el cuerpo celeste cuya órbita y/o posición se quiere modificar (2), y un sistema de propulsión secundario (4). El sistema de generación y expulsión de iones de

alta velocidad produce un empuje \mathbf{F}_{p1} sobre el cuerpo (2) y, por la ley de acción y reacción de Newton, un empuje igual y contrario ($-\mathbf{F}_{p1}$) sobre el satélite guía. El sistema de propulsión secundario (4) deberá proporcionar un empuje adicional \mathbf{F}_{p2} para equilibrar el sistema y conseguir aceleración relativa (\mathbf{a}_{rel}) nula entre los dos cuerpos de acuerdo con lo indicado por la siguiente ecuación:

$$\mathbf{a}_{rel} = \frac{\mathbf{F}_{p2} - \mathbf{F}_{p1}}{m_1} - \frac{\mathbf{F}_{p1}}{m_2} = 0 \quad (E)$$

La ecuación E es la ecuación de control del sistema para realizar la maniobra de desplazamiento del cuerpo celeste (2). En dicha ecuación la masa m_1 del satélite guía se conoce con cierta precisión mientras m_2 es conocida sólo aproximadamente (por ejemplo a través de bases de datos de objetos espaciales). Un sistema de medida basado en un radar (5), o si disponible, en sistemas de visión (11) más precisos, es capaz de estimar la distancia d entre los dos cuerpos en distintos instantes.

El módulo de control de actitud (9) se encarga de realizar la corrección necesaria y actuar sobre los dos propulsores de manera que dicha distancia se mantenga constantemente igual a una distancia deseada (ésta última no podrá superar el límite máximo establecido por la ecuación C).

Según el comportamiento del sistema durante la maniobra de control será incluso posible afinar la estimación de la masa m_2 del objeto que se quiere desplazar.

Nótese que el sistema de propulsión secundario (4) no tiene por qué ser otro propulsor iónico. Amarras electrodinámicas, velas solares, sistemas de propulsión por aerobraking, y cohetes de propulsante líquido o sólido pueden ser utilizados.

El módulo de control de distancia relativa (10) es necesario no solamente para mantener constante la distancia entre cuerpo y satélite guía sino también para localizar la posición del cuerpo con suficiente precisión y direccionar el flujo de iones (7) hacia el mismo.

En el caso de que el cuerpo que se quiere controlar sea un satélite activo será necesario evitar que el flujo de iones de alta velocidad impacte en alguna parte sensible del satélite. Por esta razón el satélite guía puede disponer adicionalmente de un módulo de visión

(11) más sofisticado capaz de estimar la actitud del satélite activo y localizar partes sensibles de lo mismo y cuáles son robustas. El módulo de visión (11) elabora una imagen del satélite que tiene que ser procesada por algoritmos de reconocimiento de última generación de manera que el sistema de control de dirección del flujo de iones actúe como establecido.

En esta invención, el satélite guía se sitúa en las proximidades del satélite geoestacionario hasta alcanzar una distancia máxima d_{\max} dada por la fórmula C. Un sistema de visión localiza el lado del satélite que corresponde a la tobera del motor de apogeo, es decir el sistema de propulsión primario (3) utilizado para maniobrar estos tipos de satélites durante toda su vida útil. La posición del satélite guía se controla de manera que el flujo de iones de alta velocidad pueda ser dirigido contra la tobera de dicho motor (fig. 2) por ser ésta una parte más resistente.

A continuación, comienza la maniobra de desplazamiento en la que el satélite guía proporciona el empuje necesario, mientras se controla la distancia relativa entre los dos satélites (que debe mantenerse constante) y el alineamiento del flujo de iones con la tobera del satélite controlado. Esta última se puede utilizar no solamente para proporcionar el empuje, sino también para controlar, a través de pequeñas modificaciones de la dirección de disparo, la posición del satélite geoestacionario cuando sea necesario.

Reivindicaciones

1. Sistema de modificación de la posición de un cuerpo (2) para un satélite guía (1) caracterizado por que comprende:

5

- unos medios primarios (3) de propulsión mediante eyección de un flujo de iones para incidir y efectuar un empuje sobre el cuerpo (2);

10

- un módulo de medición (10) configurado para estimar mediante la información obtenida con un radar (5), la masa (m_2) del cuerpo (2), la sección eficaz (A_{eff}) del cuerpo (2) para el impacto, la posición y la distancia relativa (d) del cuerpo (2) con el satélite guía (1);

15

- un módulo de control (9) acoplado con el módulo de medición (10), dicho módulo de control (9) configurado para activar y dirigir, de acuerdo con la orientación y con la distancia relativa (d) con el cuerpo (2), los medios primarios (3);

20

- el módulo de control (9) configurado además para activar unos medios secundarios (4) de propulsión del satélite guía (1) para orientar y desplazar dicho satélite guía (1), los medios secundarios (4) controlados de acuerdo con la masa (m_2) estimada del cuerpo (2) y de la fuerza de propulsión generada por los medios primarios (3) activados, de manera que los medios secundarios (4) compensan variaciones en la distancia relativa (d) para mantenerla sustancialmente constante.

25

2. Sistema según reivindicación 1, caracterizado por que el módulo de medición (10) está configurado para comunicar con el módulo de control (9) si la distancia relativa (d) supera un valor límite (d_{max}) que depende de la sección eficaz (A_{eff}) del cuerpo (2).

30

3. Sistema según reivindicación 2, caracterizado por que el módulo de control (9) está configurado para desactivar los medios primarios (3) de propulsión y para activar los medios de propulsión secundarios (4) para orientar y desplazar el satélite guía (1).

35

4. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que los medios primarios (3) de propulsión comprenden un dispositivo apuntador (12) para dirigir el flujo de iones emitido por dichos medios primarios (3) en una dirección concreta.

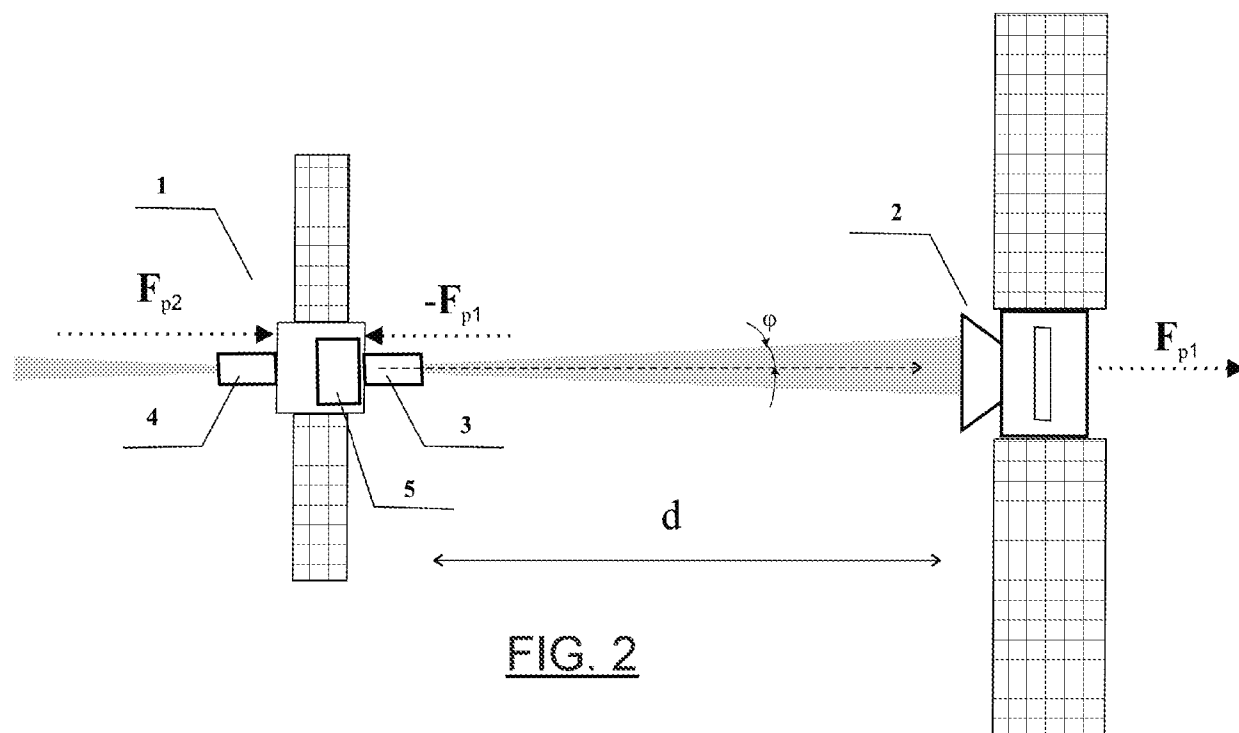
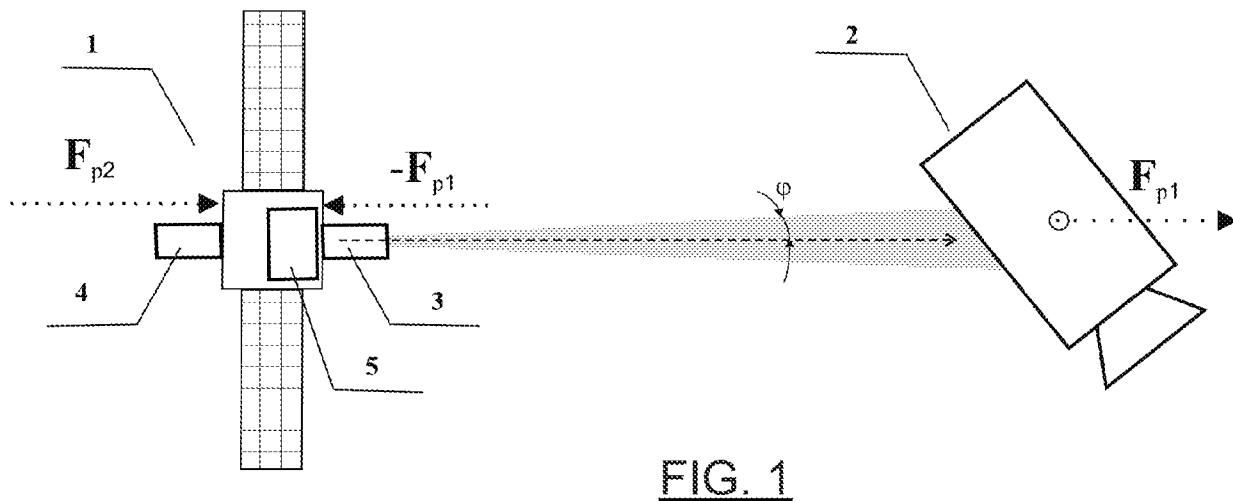
5. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que el módulo de medición (10) comprende un sistema de visión (12) configurado para estimar la distancia relativa (d), la sección eficaz, la orientación e identificar idoneidad de la zona de impacto en el cuerpo (2).
- 5
6. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que el módulo de control (9) accede a una base de datos para recoger información acerca del cuerpo (2) a partir de los datos obtenidos por el módulo de medición (10) para determinar adicionalmente otras características y confirmar los datos obtenidos.
- 10
7. Sistema según la reivindicación 5 ó 6, caracterizado por que cuando el cuerpo (2) es un satélite artificial, el sistema de visión (12) se configura para detectar la tobera del motor de apogeo en dicho satélite y estimar su sección eficaz (A_{eff}) correspondiente para guiar el flujo de iones emitido por los medios primarios (3) únicamente hacia esta zona.
- 15
8. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que los medios primarios (3) de propulsión eyectan un flujo de iones de argón.
- 20
9. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que los medios primarios (3) de propulsión eyectan un flujo de iones de mercurio.
10. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que los medios primarios (3) de propulsión eyectan un flujo de iones de xenón.
- 25
11. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que los medios primarios (3) de propulsión eyectan un flujo de iones de kriptón.
12. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que los medios primarios (3) de propulsión eyectan un flujo de iones de neón.
- 30
13. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que el sistema de medición (10) permite ajustar la estimación de los parámetros del cuerpo (2) iterativamente cuando la información suministrada por el radar (5) y/o el sistema de visión artificial (12) es actualizada.
- 35

RESUMEN**SISTEMA DE MODIFICACIÓN DE LA POSICIÓN Y ACTITUD DE CUERPOS EN ÓRBITA POR MEDIO DE SATÉLITES GUÍA**

- 5 Comprende un satélite (1) equipado con un sistema de expulsión de un flujo de iones de alta velocidad (3) y un sistema de propulsión secundario (4), estando dicho satélite situado en las proximidades de un cuerpo (2) cuya órbita y/o posición se quiere modificar y estando la posición del satélite controlada de manera que el flujo de iones generado esté dirigido contra el cuerpo (2) generando el empuje necesario para modificar la órbita
- 10 y/o orientación del mismo.
- El sistema es adecuado para desplazar satélites activos, basura espacial o cualquier cuerpo celeste, transmitiendo el empuje necesario sin contacto físico con el cuerpo cuya órbita y/o orientación se quiere modificar. Esto permite evitar problemas de colisión en órbita y maniobras complejas de "rendevous and docking".

15

- 12 -



- 13 -

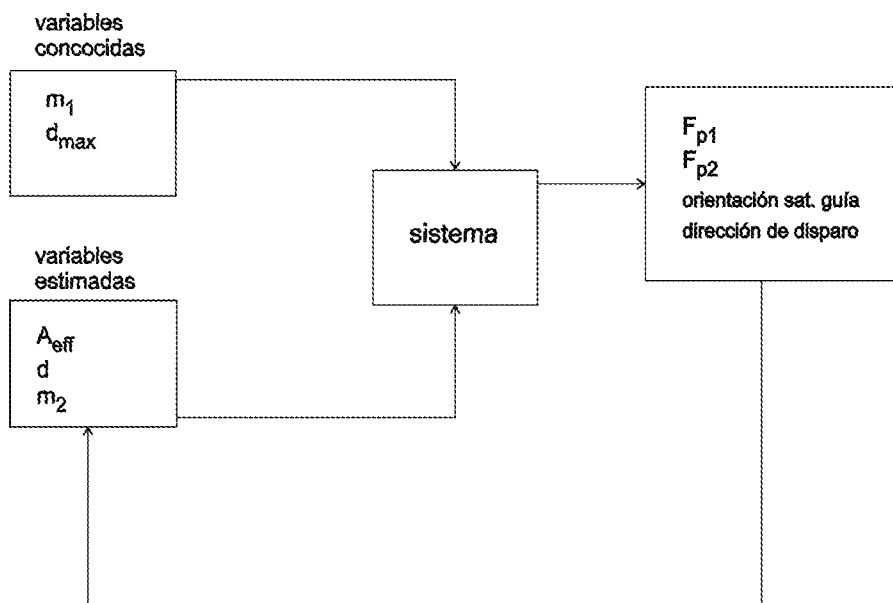


FIG. 3

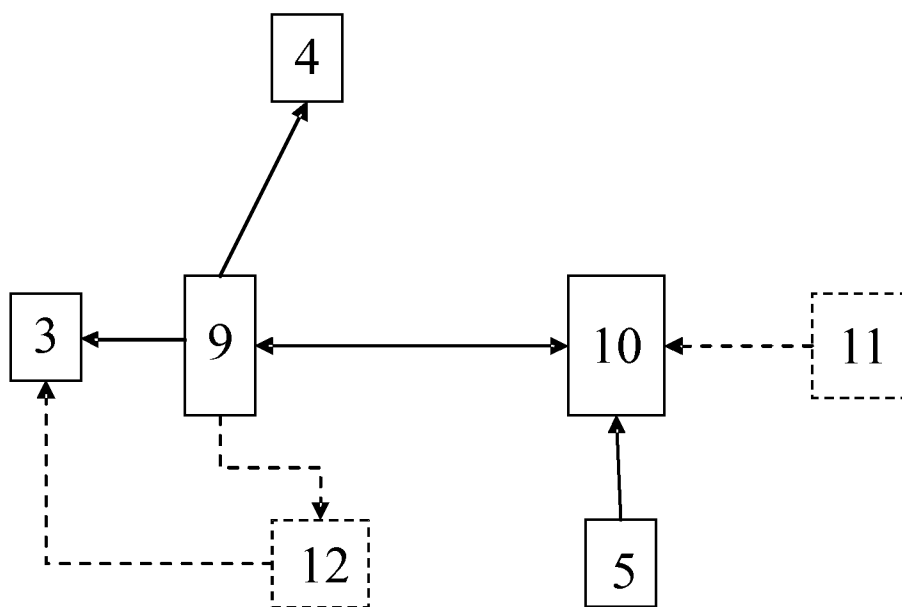


FIG. 4