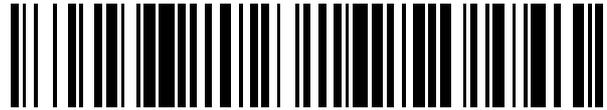


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 661 024**

51 Int. Cl.:

B64G 1/00 (2006.01)

B64G 1/26 (2006.01)

B64G 1/40 (2006.01)

B64G 1/42 (2006.01)

B64G 1/24 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **09.02.2016 PCT/EP2016/052710**

87 Fecha y número de publicación internacional: **18.08.2016 WO16128389**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **09.02.2016 E 16705070 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **13.12.2017 EP 3201090**

54 Título: **Satélite con medios de propulsión eléctricos, procedimiento de puesta en posición de tal satélite y procedimiento de mantenimiento en posición del citado satélite**

30 Prioridad:

10.02.2015 FR 1551034

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

27.03.2018

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

DOUBRERE, PATRICK

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 661 024 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

Satélite con medios de propulsión eléctricos, procedimiento de puesta en posición de tal satélite y procedimiento de mantenimiento en posición del citado satélite

5 La presente invención se inscribe en el ámbito de la puesta en posición y del mantenimiento en posición de un ingenio espacial, de modo más particular de un satélite, en su órbita de misión alrededor de un cuerpo celeste. De modo más particular, la invención concierne a un satélite destinado a ser puesto en posición en una órbita de misión alrededor de un cuerpo celeste, así como a un procedimiento de transferencia de tal satélite de una órbita inicial a la citada órbita de misión, y a un procedimiento de control de órbita y de actitud de dicho satélite en la citada órbita de misión.

10 La invención encuentra una aplicación particularmente ventajosa, aunque en modo alguno limitativo, en el caso de satélites de telecomunicaciones destinados a ser puestos en posición en órbita geoestacionaria (« Geostationary Orbit » o GEO) equipados con medios de propulsión de tipo eléctricos.

15 Los ingenios espaciales tales como los satélites artificiales están destinados a ser puestos en posición en órbita alrededor de un cuerpo celeste, en particular en órbita terrestre, especialmente en órbita geoestacionaria, a fin de llevar a cabo su misión, por ejemplo de telecomunicación, de observación, etc. Esta puesta en posición es realizada de manera habitual en dos etapas. La primera etapa consiste en lanzar el satélite al espacio, especialmente desde la superficie terrestre, por medio de un vehículo específicamente dedicado denominado habitualmente vehículo lanzador, y en inyectarle en una órbita inicial, denominada órbita de inyección. En la segunda etapa, el satélite es transferido desde esta órbita de inyección hasta su órbita de misión, denominada igualmente órbita final.

20 De manera conocida, en su órbita de misión, especialmente en órbita terrestre, un satélite está sometido a numerosas perturbaciones. Estas perturbaciones tienden, por una parte, a desplazar el satélite con respecto a una posición de consigna en su órbita y, por otra, a modificar la actitud del citado satélite con respecto a una actitud de consigna. A fin de mantener el satélite sensiblemente en la posición de consigna y en la actitud de consigna, es necesario efectuar un control de órbita y un control de actitud del citado satélite.

25 El control de órbita consiste en limitar las variaciones de los parámetros orbitales. En el caso de un satélite en órbita GEO, tal como un satélite de telecomunicaciones, el control de órbita significa controlar la posición del satélite con respecto a la Tierra, en términos de inclinación, longitud y excentricidad, y es conocido igualmente con el nombre de mantenimiento en posición del satélite (« station keeping » o « S/K » en la literatura anglosajona).

30 El control de órbita de un satélite en órbita GEO es realizado generalmente por medio de varias maniobras de control de órbita en el transcurso de las cuales son activados propulsores del satélite. El control de órbita del satélite es efectuado ajustando las fuerzas de empuje formadas por los citados propulsores en el transcurso de las diferentes maniobras de control de órbita. De manera tradicional, se efectúan varias maniobras de control de órbita:

- las maniobras Norte/Sur (N/S) permiten controlar la inclinación de la órbita del satélite,
- las maniobras Este-oeste (E/O) permiten controlar la longitud de la órbita del satélite.

35 La excentricidad a su vez puede ser controlada en el transcurso de las maniobras E/O o en el transcurso de las maniobras N/S.

40 Se puede definir un sistema de referencia del satélite centrado sobre un centro de masa del citado satélite y que comprende tres ejes X, Y y Z: cuando el satélite está en posición en su órbita de misión, el eje X es paralelo a un vector velocidad del satélite, el eje Z está dirigido hacia la Tierra y el eje Y es ortogonal a los ejes X y Z. En el sistema de referencia del satélite, las maniobras N/S necesitan tener fuerzas de empuje según el eje Y, mientras que las maniobras E/O necesitan tener fuerzas de empuje según el eje X. En la presente descripción, se entiende por centro de masa del satélite, el centro de masa teórico del satélite; su centro de masa real puede variar ligeramente en el transcurso del tiempo en función de la cantidad de ergoles en los depósitos, de la posición / orientación de los equipos de la carga útil, etc.

45 Los satélites están equipados clásicamente de medios de propulsión aptos para realizar, por una parte, su transferencia de la órbita inicial a la órbita de misión y, por otra, su mantenimiento en esta órbita de misión. Estos medios de propulsión pueden ser de tipo químico. Recientemente, para realizar la transferencia y el mantenimiento en órbita de los satélites, se ha utilizado, en sustitución de la propulsión química, la propulsión eléctrica, que permite obtener mejores rendimientos en comparación con la propulsión química.

50 Los satélites con medios de propulsión eléctricos propuestos por la técnica anterior ponen en práctica propulsores eléctricos cuya dirección de empuje es orientable por mecanismo. La orientación de los propulsores permite especialmente controlar la posición de la dirección de empuje con respecto al centro de masa del satélite, y pasar de una configuración adaptada a la transferencia eléctrica, en la cual el conjunto de los propulsores están orientados según el mismo eje en el plano XZ (en general el eje Z del sistema de referencia del satélite), a una configuración adaptada al mantenimiento en posición.

55

5 Como ejemplo, el documento de patente US-A-5.443.231 describe un satélite que comprende cuatro propulsores eléctricos, estando cada uno montado en un mecanismo que permite la orientación de su dirección de empuje. La transferencia y el mantenimiento en posición de este satélite son realizados por puesta en práctica simultánea o secuencial de dos propulsores dispuestos en diagonal, tanto en modo nominal como en caso de avería. Tal sistema carece sin embargo de robustez, siendo los casos en los cuales dos propulsores dispuestos en un mismo lado del satélite están averiados particularmente penalizantes para la misión del satélite. Además, las maniobras necesarias para el control de órbita y de actitud de tal satélite pueden considerarse complejas de realizar, especialmente en lo que concierne al control de excentricidad, y las mismas son en particular susceptibles de formar momentos que pueden modificar la actitud del satélite, a los cuales es necesario poner remedio.

10 El documento WO-A-92/09479 describe un satélite que comprende cuatro propulsores que pueden ser orientables con respecto al cuerpo del satélite, y dos propulsores eléctricos paralelos al eje Z del sistema de referencia del satélite.

15 La presente invención está destinada a proponer un satélite con medios de propulsión eléctricos que permita realizar de modo más simple y eficaz un gran número de maniobras diferentes de control de órbita y de actitud del satélite.

Un objetivo suplementario de la invención es que este satélite se beneficie de un alto grado de robustez en los casos de avería de propulsores y/o de unidades de alimentación y de control de los propulsores eléctricos, al tiempo que presente una masa y un coste limitados.

20 La invención está destinada igualmente a que la fase de transferencia de este satélite de la órbita inicial a la órbita de misión pueda ser realizada de manera rápida.

25 Así, de acuerdo con la presente invención se propone un satélite destinado a ser puesto en posición en una órbita de misión alrededor de un cuerpo celeste, especialmente una órbita terrestre, en particular una órbita geoestacionaria, que comprende, de manera clásica en sí misma, una cara denominada Tierra destinada a estar dispuesta enfrente de la Tierra cuando el satélite está en posición, y una cara anti-Tierra opuesta, definiendo el citado satélite un sistema de referencia del satélite centrado sobre un centro de masa del satélite y que comprende tres ejes X, Y, Z, estando el eje Z destinado a estar dirigido hacia la Tierra cuando el satélite está en posición, siendo el eje X paralelo a un vector velocidad del satélite, y siendo el eje Y ortogonal a los ejes X y Z. Este satélite comprende:

- 30
- medios de propulsión que comprenden un primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable, y un segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable,
 - al menos dos unidades de alimentación de un propulsor eléctrico,
 - y una red de interconexión eléctrica que une una primera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico al primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable, y una segunda unidad de alimentación de un propulsor eléctrico al segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable.

35 Una unidad de alimentación, denominada habitualmente PPU, del inglés « Power Processing Unit », es definida en la presente descripción, de manera clásica en sí misma, como una unidad electrónica que facilita una alimentación principal adaptada al funcionamiento y al control de un propulsor eléctrico.

40 El primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y el segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable son aptos para ser colocados en una configuración adaptada para permitirles realizar conjuntamente la transferencia de órbita del satélite de la órbita inicial a la órbita de misión, es decir aptos para ser desplazados en el sistema de referencia del satélite de modo que orienten sus direcciones de empuje de manera adecuada para realizar la fase de transferencia del satélite de la órbita inicial a la órbita de misión. En particular, el primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y el segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable son aptos para ser colocados de modo que orienten, simultáneamente, su dirección de empuje en el plano XZ en el sistema de referencia del satélite, siendo sus componentes según Z del mismo sentido. El primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y el segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable pueden ser aptos especialmente para ser colocados de modo que orienten, simultáneamente, su dirección de empuje según el eje Z.

50 El satélite de acuerdo con la invención es además tal que los medios de propulsión comprenden igualmente un propulsor eléctrico de orientación fija con respecto al satélite, de línea de empuje sensiblemente alineada según el eje Z y que pasa por el centro de masa del satélite. Se entiende, por sensiblemente alineada, el hecho de que la línea de empuje puede ser tanto paralela al eje Z (o confundirse con este eje), como estar inclinada algunos grados con respecto al eje Z. La red de interconexión eléctrica une cada una de la primera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico y de la segunda unidad de alimentación de un propulsor eléctrico al propulsor eléctrico de orientación fija, de tal modo que cada una de las citadas unidades de alimentación es apta para alimentar el

55

propulsor eléctrico de de dirección de empuje orientable asociado, o bien el propulsor eléctrico de orientación fija, en función de las necesidades particulares de la misión.

5 El propulsor eléctrico de orientación fija puede ser ventajosamente puesto en práctica para las maniobras de control de órbita y de actitud del satélite, tanto en modo de funcionamiento nominal como en caso de avería de uno o varios propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, y en particular para las maniobras de control de excentricidad. El momento aplicado sobre el satélite por el propulsor de orientación fija es ventajosamente sensiblemente nulo en tanto que el centro de masa real del satélite esté próximo a su centro de masa teórico.

10 Además, en relación con este propulsor eléctrico de orientación fija, la configuración particular de la red de interconexión eléctrica del satélite de acuerdo con la invención, por una parte, asegura ventajosamente una redundancia en caso de avería del propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y, por otra, permite que puedan ser realizadas una mayor diversidad de maniobras por los medios de propulsión del satélite, pudiendo ser asignada la potencia llevada por cada unidad de alimentación de un propulsor eléctrico al propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable que le está asociado, o bien al propulsor eléctrico de orientación fija, en función de las necesidades.

15 De esta manera, en caso de avería de un propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable, la unidad de alimentación asociada a este propulsor inoperante puede ser utilizada para alimentar el propulsor eléctrico de orientación fija. El basculamiento de la alimentación del propulsor inoperante hacia el propulsor fijo es ventajosamente fácil y rápido de poner en práctica.

20 En particular, en el transcurso de la fase de transferencia de la órbita inicial la órbita de misión, en caso de avería de un propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable, la transferencia puede ser seguida ventajosamente por medio del propulsor eléctrico de orientación fija y del propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable que continúa operativo. A tal efecto, el empuje de este último está orientado sensiblemente hacia el centro de masa del satélite. El empuje total resultante es entonces superior o igual al 90% del empuje en modo nominal, es decir del empuje realizado simultáneamente por el primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y por el
25 segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable.

En el transcurso de la fase de control de órbita y de actitud del satélite, el propulsor eléctrico de orientación fija puede ser puesto en práctica ventajosamente en sustitución de un propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable, en caso de avería de este último, para asegurar el control de excentricidad.

30 Estos resultados ventajosos son obtenidos con solamente tres propulsores eléctricos en total, y dos unidades de alimentación, cuando la técnica anterior prevé, para asegurar el mismo grado de redundancia, cuatro propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, que funcionan por pares.

35 El primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y el segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable están ventajosamente configurados de modo que sean aptos para ejercer cada uno un empuje según el eje Z en el sistema de referencia del satélite, simultáneamente en el mismo sentido, de modo que les permita asegurar eficazmente la transferencia de órbita del satélite de la órbita inicial a la órbita final.

40 El primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y el segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable están además configurados preferentemente de modo que sean aptos para ejercer cada uno un empuje que comprende, en el sistema de referencia del satélite, una componente no nula según el eje Z y/o una componente no nula según el eje Y. El empuje ejercido por este primer propulsor y el empuje ejercido por este segundo propulsor son preferentemente de sentidos opuestos según el eje Y.

Preferentemente, el primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y el segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable están además dispuestos en caras distintas del satélite, especialmente dispuestos en caras opuestas del satélite, por ejemplo uno en una cara denominada tradicionalmente Norte del satélite, y el otro en una cara denominada tradicionalmente Sur.

45 De acuerdo con modos de realización particulares, la invención responde además a las características siguientes, puestas en práctica separadamente o en cada una de sus combinaciones técnicamente operativas.

50 De manera general, aparte de las características particulares descritas anteriormente y en lo que sigue, especialmente concernientes a sus medios de propulsión, el satélite es clásico en sí mismo. En particular, éste puede comprender cargas útiles, medios de recogida de energía solar, en forma de paneles solares, en general desplegables, medios de comunicación que utilizan antenas reflectoras desplegables, y un módulo de servicio, que asegura sus funciones de base, y que comprende especialmente sistemas de alimentación eléctrica, de control y de navegación, de telemetría y de comunicación, etc., así como el cableado eléctrico asociado. El mismo comprende igualmente una reserva de ergol suficiente para asegurar las maniobras de transferencia de órbita y de mantenimiento orbital, así como en su caso para maniobras de cambio de órbita para su transferencia, al final de la
55 vida de servicio, a su órbita cementerio. El conjunto de estos elementos son bien conocidos por el especialista en la materia y no se describirán de manera detallada en la presente descripción.

En modos de realización particulares de la invención, el propulsor eléctrico de orientación fija está dispuesto en la cara anti-Tierra del satélite. Por este hecho el mismo no constituye especialmente ninguna traba para la colocación y el despliegue de los instrumentos de la carga útil del satélite, que clásicamente están instalados en la cara Tierra del satélite.

- 5 En modos de realización particularmente ventajosos de la invención, los propulsores eléctricos de los medios de propulsión son todos compatibles con las mismas unidades de alimentación de un propulsor eléctrico. Los mismos son preferentemente idénticos.

Estos propulsores eléctricos pueden ser por ejemplo de tipo de efecto Hall, bien conocido por el especialista en la materia, siendo entendido que tal ejemplo no es en modo alguno limitativo de la invención.

- 10 En modos de realización particulares de la invención, el satélite comprende al menos tres unidades de alimentación de un propulsor eléctrico y una red de interconexión eléctrica que une cada una de estas unidades de alimentación de un propulsor eléctrico al menos a un propulsor eléctrico de los medios de propulsión del satélite, de tal manera que pueden ser puestos en práctica simultáneamente el propulsor eléctrico de orientación fija y dos propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable.

- 15 Esta tercera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico permite utilizar, para la propulsión del satélite, los empujes simultáneos a la vez de dos propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable y del propulsor eléctrico de orientación fija. Durante la fase de transferencia del satélite de la órbita inicial a la órbita de misión, esto permite disminuir el tiempo necesario para la transferencia, y minimizar así especialmente el tiempo de exposición del satélite a las radiaciones de los cinturones de Van Allen, así como el coste de la misión. Esto es realizado ventajosamente por medio de propulsores que son todos del mismo tipo, y utilizan el mismo carburante, por tanto con un equipo del satélite de coste y de peso limitados.

Esta disminución de la duración de la fase de transferencia de órbita es obtenida ventajosamente por la puesta en práctica de medios materiales (el propulsor eléctrico de orientación fija) que ventajosamente constituyen igualmente una solución de redundancia con respecto a un propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable.

- 25 El satélite puede comprender un número de unidades de alimentación de un propulsor eléctrico superior a tres, por ejemplo igual a cuatro o cinco.

En modos de realización particulares de la invención, destinados a lograr uno de los objetivos que se ha fijado la presente invención, que es asegurar un grado de robustez elevado del satélite de acuerdo con la invención en caso de avería(s), los medios de propulsión del satélite comprenden un primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional dispuesto en una misma cara del satélite que el primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable, y preferentemente apto para ser desplazado en el sistema de referencia del satélite de modo que oriente su dirección de empuje de manera adecuada para realizar la fase de transferencia del satélite de la órbita inicial a la órbita de misión.

- 30 Preferentemente, los medios de propulsión del satélite comprenden además un segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional dispuesto en una misma cara del satélite que el segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable, y preferentemente apto para ser desplazado en el sistema de referencia del satélite de modo que oriente su dirección de empuje de manera adecuada para realizar la fase de transferencia del satélite de la órbita inicial a la órbita de misión.

- 40 De esta manera, el satélite comprende ventajosamente dos pares de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, preferentemente dispuestos respectivamente en dos caras distintas de satélite, preferentemente a nivel de las caras denominadas respectivamente Norte y Sur del satélite. Un primer par de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable comprende el primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y el primer propulsor eléctrico de empuje orientable adicional y un segundo par de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable comprende el segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y el segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional.

- 45 En tal configuración del satélite de acuerdo con la invención, perfectamente ventajoso en términos de redundancia en caso de avería, en modos de realización preferidos de la invención, el satélite comprende una tercera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico y una red de interconexión eléctrica que une esta tercera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico al primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional y al segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional.

De esta manera, la red de interconexión eléctrica une preferentemente.

- una primera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico al primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y al propulsor eléctrico de orientación fija.

- 55 - una segunda unidad de alimentación de un propulsor eléctrico al segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y al propulsor eléctrico de orientación fija,

- y una tercera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico al primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional y al segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional.

5 Así, con un número de propulsores eléctricos limitado, y un número de unidades de alimentación de un propulsor eléctrico igualmente limitado, el satélite de acuerdo con la invención presenta un grado elevado de redundancia, en caso de avería de uno o varios propulsores eléctricos y/o en caso de avería de una o varias unidades de alimentación de un propulsor eléctrico.

10 Con respecto a las configuraciones propuestas por la técnica anterior según las cuales los satélites están equipados con cuatro propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, y de dos unidades de alimentación de un propulsor eléctrico, que permiten el funcionamiento simultáneo de dos propulsores eléctricos, la puesta en práctica combinada de acuerdo con modos de realización particulares de la presente invención, de un propulsor eléctrico suplementario, de orientación fija con respecto a satélite y de línea de empuje que pasa por el centro de masa del satélite y sensiblemente alineada con el eje Z, y de una tercera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico, permite a la vez disminuir la duración de la fase de transferencia de órbita para llevar el satélite a su órbita de misión (aproximadamente en un tercio), y facilitar un grado elevado de robustez, en caso de avería tanto de un propulsor eléctrico como de una unidad de alimentación de un propulsor eléctrico, y tanto durante la fase de transferencia como durante la fase de mantenimiento orbital del satélite. En el caso de una avería de una unidad de alimentación, la duración de la fase de transferencia es llevada simplemente al caso de funcionamiento con dos propulsores eléctricos. Esto es obtenido sin sobrecarga importante del sistema de potencia, del peso y del coste del satélite.

20 La misión del satélite es igualmente robusta en una doble vería, especialmente en la avería simultánea de un propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable y de una unidad de alimentación de un propulsor eléctrico, o en la avería simultánea de dos propulsores de un mismo par de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable. En este último caso, la degradación de la duración de la misión, debida a una menor eficacia de las maniobras, como se explica a continuación, es solamente ligera.

25 El satélite de acuerdo con la invención puede comprender una pluralidad de propulsores eléctricos de orientación fija con respecto al satélite, de línea de empuje sensiblemente alineada según el eje Z y que pasa sensiblemente por el centro de masa del satélite, dispuestos en una misma cara del satélite.

En modos de realización particulares de la invención, el satélite comprende medios de desplazamiento en el sistema de referencia del satélite de cada uno de los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable de los medios de propulsión del satélite.

30 En modos de realización particulares de la invención, estos medios de desplazamiento son comunes para los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable dispuestos en una misma cara del satélite.

35 Los medios de desplazamiento en el sistema de referencia del satélite de cada uno de los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable pueden estar formados por mecanismos en dos ejes, en cada uno de los cuales está montado individualmente un propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable, permitiendo cada uno de estos mecanismos la orientación de la línea de dirección de empuje del propulsor asociado según una dirección elegida en el sistema de referencia del satélite, en general sensiblemente según el eje Z, para la fase de transferencia de órbita, y lo más próxima al eje Y, apuntando aproximadamente al centro de masa del satélite, para el mantenimiento orbital del satélite.

40 En modos de realización particulares de la invención, los medios de desplazamiento de cada uno de los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable comprenden dos brazos articulados que llevan cada uno un propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable, y en su caso el propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional dispuesto en la misma cara del satélite. Cada uno de estos brazos articulados comprende al menos tres articulaciones que comprenden cada una al menos un grado de libertad en rotación alrededor de un eje de rotación.

45 La fuerza de empuje de cada propulsor, en particular la dirección de empuje y el punto de aplicación de la fuerza de empuje, es controlada mandando las articulaciones del brazo articulado.

50 En el marco de tal modo de realización de la invención, el propulsor eléctrico de orientación fija de acuerdo con la invención se considera particularmente útil en caso de avería simultánea de los dos propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable de un mismo par, llevados por un mismo brazo articulado, o en caso de avería de un brazo articulado. En efecto, para las maniobras de mantenimiento en posición, el propulsor fijo aporta entonces la componente según el eje Z que falta, y la misión puede continuar con un solo brazo articulado. Igualmente, durante la fase de transferencia, el empuje puede ser efectuado combinando el empuje del propulsor eléctrico de orientación fija y el empuje del propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable que continúa operativo en el brazo articulado. En este caso, para conservar un empuje sin par, el empuje del propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable llevado por el brazo articulado no está alineado con el del propulsor eléctrico de orientación fija. Típicamente, el ángulo entre los empujes es de menos de 50°, lo que implica una pérdida de eficacia de menos del 10%.

De acuerdo con otro aspecto, la presente invención concierne a un procedimiento de transferencia de un satélite de acuerdo con la invención, que responda a una o varias de las características anteriores, de una órbita inicial, especialmente de una órbita de inyección, a una órbita de misión alrededor de un cuerpo celeste, especialmente una órbita terrestre, y en particular una órbita geoestacionaria. Este procedimiento comprende una etapa de propulsión del satélite por medio simultáneamente del propulsor eléctrico de orientación fija con respecto al satélite, de línea de empuje alineada según el eje Z y que pasa por el centro de masa del satélite, y de al menos un propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable.

Esta etapa es realizada especialmente en caso de avería de un propulsor de dirección de empuje orientable, cuando la transferencia de órbita no puede ser efectuada en modo nominal, es decir por empuje simultáneo por dos propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable.

Todavía de modo más particular, cuando el satélite comprende al menos tres unidades de alimentación de un propulsor eléctrico y una red de interconexión eléctrica que une cada una de estas unidades de alimentación de un propulsor eléctrico al menos a un propulsor eléctrico de los medios de propulsión de tal manera que puedan ser puestos en práctica simultáneamente el propulsor eléctrico de orientación fija y dos propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, el procedimiento de transferencia comprende preferentemente una etapa de propulsión del satélite por medio simultáneamente del propulsor eléctrico de orientación fija y de al menos dos propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable dispuestos en caras distintas del satélite.

En modos de puesta en práctica, particulares de la invención, correspondientes a un modo de funcionamiento nominal, para la citada etapa de propulsión, la dirección de empuje de cada uno de los propulsores eléctricos puestos en práctica está sensiblemente alineada según el eje Z.

La órbita de misión del satélite puede ser por ejemplo una órbita terrestre, especialmente la órbita geoestacionaria. La órbita inicial es entonces a su vez preferentemente una órbita terrestre baja. La transferencia del satélite de la órbita inicial a la órbita de misión puede ser efectuada según cualquier trayectoria clásica en sí misma, simple o sofisticada.

De acuerdo con otro aspecto, la presente invención concierne a un procedimiento de control de órbita y de actitud de un satélite de acuerdo con la invención, que responda a una o varias de las características anteriores, en una órbita de misión alrededor de un cuerpo celeste, especialmente una órbita terrestre, en particular una órbita geoestacionaria. Este procedimiento comprende una etapa de propulsión del satélite por el propulsor eléctrico de orientación fija con respecto al satélite.

Esta etapa puede ser realizada aisladamente, o simultáneamente con una etapa de propulsión por uno o varios propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable. La misma permite especialmente aportar control de excentricidad. Ésta puede ser realizada además tanto en modo nominal, como en caso de avería.

Otro aspecto de la invención reside en un procedimiento de mando a distancia de un satélite de acuerdo con la invención, que responda a una o varias de las características anteriores, para la puesta en práctica de las etapas de un procedimiento de transferencia del satélite de acuerdo con la invención y/o de las etapas de un procedimiento de control de órbita y de actitud del satélite de acuerdo con la invención. De acuerdo con este procedimiento, el satélite es mandado a distancia por un dispositivo de mando, en particular en el suelo, siendo determinadas sucesivamente y enviadas al satélite señales por este dispositivo de mando, para la realización de las citadas etapas.

Otro aspecto de la invención concierne a un dispositivo de mando que comprende medios configurados para mandar, preferentemente a distancia, especialmente desde la superficie terrestre, un satélite de acuerdo con la invención que responda a una o varias de las características anteriores, por transmisión de señales de mando sucesivas al citado satélite, para realizar las etapas del procedimiento de acuerdo con la invención de transferencia del satélite de la órbita inicial a la órbita de misión, y después las etapas del procedimiento de acuerdo con la invención de control de órbita y de actitud del satélite en la órbita de misión.

Este dispositivo de mando, especialmente de mando en el suelo, es clásico en sí mismo y puede comprender una o varias antenas para recibir las señales del satélite, y emitir señales de instrucciones en dirección a este último. El mismo puede comprender ordenadores y medios de tratamiento y de almacenamiento de los datos recibidos del satélite. En particular este último está preferentemente equipado con un módulo de mando, que comprende especialmente uno o varios procesadores, sometido a un módulo de comunicación que coopera con el dispositivo de mando.

La presente invención concierne igualmente a un producto programa de ordenador que comprende un conjunto de instrucciones de código de programa que, cuando las mismas son ejecutadas por un procesador, ponen en práctica un procedimiento de transferencia de un satélite de acuerdo con la invención y/o un procedimiento de control de órbita y de actitud de un satélite de acuerdo con la invención.

La invención se describirá ahora de modo más preciso en el marco de modos de realización preferidos, que en modo alguno son limitativos, representados en las figuras 1 a 6, en los cuales:

- la figura 1 representa de manera esquemática un satélite de acuerdo con un modo de realización particular de la invención;
 - la figura 2 representa de manera esquemática un satélite de acuerdo con un modo de realización diferente de la invención;
- 5
- la figura 3 representa de manera esquemática un satélite de acuerdo con un modo de realización preferido de la invención,
 - la figura 4 muestra una vista parcial de un satélite de acuerdo con un modo de realización particular de la invención, que ilustra el funcionamiento del propulsor eléctrico de orientación fija;
- 10
- la figura 5a muestra una vista parcial de un satélite de acuerdo con un modo de realización particular de la invención, en configuración de transferencia de órbita para puesta en posición del satélite en su órbita de misión;
 - la figura 5b muestra una vista parcial del satélite de la figura 5a, en configuración de maniobras Norte/Sur;
 - y la figura 6 muestra un diagrama que ilustra la red de interconexión eléctrica de un satélite de acuerdo con un modo de realización particular de la invención.
- 15
- La invención se describirá a continuación refiriéndose al ejemplo particular no limitativo de un satélite 10 destinado a ser puesto en posición en órbita geoestacionaria. Sin embargo, nada excluye, según otros ejemplos, considerar otros tipos de ingenios espaciales (lanzadera espacial, estación orbital, etc.), y/u otras órbitas terrestres, por ejemplo órbitas geosíncronas, órbitas medias (« Médium Earth Orbit » o MEO), órbitas bajas (« Low Earth Orbit » o LEO), etc.
- 20
- Un satélite 10 de acuerdo con un modo de realización particular de la invención está mostrado de manera esquemática en la figura 1.
- Este satélite comprende, de manera clásica en sí misma, una cara denominada Tierra 101, destinada a ser dirigida hacia la Tierra cuando el satélite está en posición, y una cara anti-Tierra opuesta 102. La cara Tierra 101 lleva generalmente los instrumentos de la carga útil del satélite. El satélite 10 comprende igualmente una cara denominada Sur 103 y una cara denominada Norte 104, opuesta.
- 25
- El satélite 10 define un sistema de referencia del satélite que comprende tres ejes X, Y y Z. De modo más particular, el eje X es paralelo a un vector velocidad del satélite 10 en sistema de referencia inercial, el eje Z está dirigido hacia el centro de la Tierra cuando el satélite se encuentra en órbita geoestacionaria, y el eje Y es ortogonal a los ejes X y Z.
- 30
- Como está ilustrado en la figura 1, el satélite 10 comprende por ejemplo un cuerpo 20, y dos generadores solares 11, 11' a una y otra parte del cuerpo 20. Los dos generadores solares 11, 11' están por ejemplo montados móviles en rotación con respecto al cuerpo 20 del satélite 10, alrededor de un mismo eje de rotación. Un primer generador solar 11 se despliega desde la cara Sur 103 del satélite 10, y un segundo generador solar 11' se despliega desde su cara Norte 104.
- 35
- El satélite 10 comprende además al menos dos propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, llevados uno por la cara Sur 103 del satélite 10, y el segundo par por su cara Norte 104. El satélite 10 comprende preferentemente al menos dos pares de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, llevados el primer par por la cara Sur 103 del satélite 10 y el segundo par por su cara Norte 104. Estos propulsores no están representados en la figura 1 pero la dirección de empuje asociada está ilustrada en 12, 12' para el par de propulsores llevado por la cara Sur 103 del satélite 10, y en 13, 13' para el par de propulsores llevado por su cara Norte 104. En cada par, un propulsor denominado nominal es puesto en práctica generalmente en funcionamiento nominal, y un segundo propulsor, denominado propulsor adicional, asegura una redundancia para el caso de avería del propulsor nominal.
- 40
- Cada par de propulsores es llevado por un brazo articulado 14, 15, comprendiendo cada uno de estos brazos 14, 15 tres articulaciones que comprenden cada una al menos un grado de libertad en rotación con respecto a un eje de rotación. Un ejemplo de realización de tales brazos se describirá de manera detallada más adelante de la presente descripción.
- 45
- El satélite 10 puede comprender uno o varios propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable adicionales.
- 50
- El satélite 10 comprende además un propulsor de orientación fija 16, cuya línea de empuje, ilustrada en 17 en la figura 1, está alineada sensiblemente según el eje Z, que es el eje destinado a ser dirigido hacia la Tierra cuando el satélite 10 está en posición en la órbita geoestacionaria y pasa por el centro de masa del satélite 10 (no representado en esta figura).

El mismo puede comprender además uno o varios propulsores eléctricos de orientación fija con respecto al satélite adicionales.

5 El conjunto de los propulsores eléctricos, sean de dirección de empuje orientable o de orientación fija con respecto al satélite 10, son preferentemente, pero no obligatoriamente, idénticos, de modo que pueden ser alimentados y controlados por las mismas unidades de alimentación eléctrica.

Estos propulsores eléctricos pueden ser por ejemplo de tipo de efecto Hall y presentar una potencia comprendida entre 2,5 kW y 5 kW cada uno.

10 El satélite 10 comprende, de manera clásica en sí misma, un depósito de ergoles, no representado en las figuras, adaptado para recibir un volumen de ergoles en forma de gas, por ejemplo de xenón, para la alimentación de los propulsores eléctricos.

15 Una variante de satélite 10 de acuerdo con la invención está mostrada esquemáticamente en la figura 2. Este satélite 10 es idéntico al descrito anteriormente refiriéndose a la figura 1, a diferencia de que los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable son llevados cada uno por un brazo articulado individual 18, 18' para los propulsores llevados por la cara Sur 103 del satélite 10, y 19, 19' para los propulsores llevados por la cara Norte 104 del satélite 10, presentando estos brazos cada uno dos articulaciones que comprenden cada una al menos un grado de libertad con respecto a un eje de rotación.

20 Estos brazos articulados 18, 18' y 19, 19' permiten cada uno controlar la orientación de la dirección de empuje del propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable que le está asociado, en particular en el plano XZ, especialmente según el eje Z, para una fase de transferencia del satélite 10 de una órbita inicial a su órbita de misión geostacionaria, y sensiblemente según el eje Y para las maniobras de mantenimiento en posición en esta órbita.

La figura 3 muestra una representación más detallada de un satélite de acuerdo con un modo de realización particularmente ventajoso de la invención.

25 Para las necesidades de la descripción de esta figura, se asocia al satélite 10 un sistema de referencia del satélite centrado sobre un centro de masa O del satélite 10 y que comprende tres ejes X, Y, Z. De modo más particular, el eje X es paralelo a un vector velocidad del satélite 10 en sistema de referencia inercial, el eje Z está dirigido hacia el centro de la Tierra, y el eje Y es ortogonal a los ejes X y Z. se asocian A cada uno de los ejes X, Y y Z del sistema de referencia del satélite se asocian vectores unitarios respectivamente u_x , u_y y u_z . El vector unitario u_x corresponde al vector velocidad normalizado por la norma del citado vector velocidad, el vector unitario u_z está orientado hacia el centro de masa O del satélite 10 hacia el centro de la Tierra, y el vector unitario u_y está orientado de tal modo que el conjunto (u_x , u_y , u_z) constituye una base ortonormada directa del sistema de referencia del satélite.

En lo que sigue de la descripción, se considera de manera no limitativa el caso en que el cuerpo 20 del satélite 10 es sensiblemente en forma de paralelepípedo rectángulo. El cuerpo 20 comprende así seis caras dos a dos paralelas.

35 Se considera además de manera no limitativa el caso en que la actitud del satélite 10 es controlada, para las necesidades de la misión del citado satélite 10, de modo que sea coloque en una actitud de consigna, denominada « actitud de misión », en la cual:

- una cara del cuerpo 20 del satélite 10, denominada cara Tierra 101, que lleva por ejemplo un instrumento de una carga útil del citado satélite 10, está dirigida hacia la Tierra y es sensiblemente ortogonal al eje Z; la cara opuesta a la cara Tierra, dispuesta en el lado opuesto a la Tierra, es denominada cara anti-Tierra 102.

40 - las dos caras opuestas del cuerpo 20 de satélite 10 en las cuales están dispuestos los dos generadores solares 12, denominadas respectivamente cara Sur 103 y cara Norte 104, son sensiblemente ortogonales al eje Y;

- y las dos últimas caras opuestas del cuerpo 20 de satélite 10, respectivamente 105 y 106, son sensiblemente ortogonales al eje X.

45 El satélite 10 comprende igualmente un conjunto de accionadores adaptados para controlar la órbita y la actitud del citado satélite 10, así como un dispositivo de mando (no representados en las figuras) de los citados accionadores.

Para las necesidades del control de actitud, el satélite 10 comprende preferentemente un dispositivo de almacenamiento de momento cinético.

50 El satélite 10 comprende además medios de propulsión que comprenden un conjunto de propulsores eléctricos, de modo más particular:

- un propulsor eléctrico 16 de orientación fija con respecto al satélite 10, dispuesto en la cara anti-Tierra 102 del satélite 10, y cuya línea de empuje está sensiblemente alineada según el eje Z y pasa por el centro de masa O del satélite;

5 - y dos pares de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable: un primer par de propulsores eléctricos 21, 21' es llevado por la cara Sur 103 del satélite 10, y un segundo par de propulsores eléctricos 22, 22' es llevado por la cara Norte 104 del satélite.

10 El punto de fijación del propulsor de orientación fija 16 a la cara anti-Tierra 102 del satélite 10 corresponde sensiblemente a la proyección ortogonal del centro de masa teórico del satélite 10 sobre la cara anti-Tierra 102. De esta manera, el momento aplicado sobre el satélite 10 por el propulsor de orientación fija 16 es sensiblemente nulo en tanto que el centro de masa O real del satélite 10 esté próximo al centro de masa teórico. Hay que observar que el satélite 10 puede comprender, según otros ejemplos, varios propulsores 16 de orientación fija con respecto al satélite 10.

15 El propulsor de orientación fija 16 puede ser puesto en práctica para asegurar la transferencia del satélite 10 de la órbita inicial a su órbita de misión geoestacionaria, o, en posición, para controlar la excentricidad de la órbita. Éste puede ser activado simultáneamente a los propulsores eléctricos 21, 21', 22, 22', y/o en el transcurso de maniobras de control de excentricidad, específicas, distintas de las maniobras de control N/S y E/O de la órbita.

20 Cada par de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable 21, 21' y 22, 22' está asociado a medios de desplazamiento de los citados propulsores en el sistema de referencia del satélite, adaptados para controlar simultáneamente la inclinación y la longitud de la órbita del satélite 10. De modo más particular, estos medios de desplazamiento están adaptados para:

- modificar ángulos entre una dirección de empuje de cada propulsor y los ejes respectivamente X, Y del sistema de referencia del satélite.

25 - desplazar cada propulsor, a dirección de empuje constante en el sistema de referencia del satélite, de modo que forme un momento de eje cualquiera en un plano ortogonal a la citada dirección de empuje (incluido un momento nulo alineando la dirección de empuje con el centro de masa O del satélite 10).

El control de órbita del satélite 10 es realizado, a nivel de un dispositivo de mando del satélite 10, mandando los medios de propulsión y los medios de desplazamiento según un plan de maniobra que comprende maniobras de control de órbita en el transcurso de las cuales son activados los medios de propulsión.

30 Con tales medios de desplazamiento, se comprende que es posible, en el transcurso de una misma maniobra de control de órbita y con un mismo propulsor, controlar la dirección de empuje del citado propulsor de modo que se controle simultáneamente la inclinación (ajustando la componente de la dirección de empuje según el eje Y) y la longitud (ajustando la componente de la dirección de empuje según el eje X) de la órbita.

En el ejemplo ilustrado por la figura 3, los medios de desplazamiento comprenden dos brazos articulados 14, 15, llevando cada brazo articulado 14, 15 dos propulsores eléctricos 21, 21' y 22, 22'.

35 En el ejemplo no limitativo ilustrado por la figura 3, los brazos articulados 14, 15 están dispuestos respectivamente en la cara Sur 103 y la cara Norte 104 del cuerpo 20 del satélite 10. Los brazos articulados 14, 15 son por ejemplo puestos en práctica respectivamente para el control Sur y el control Norte de la inclinación de órbita del satélite 10, activando alternativamente un propulsor 21, 21' o un propulsor 22, 22'.

40 El brazo articulado 14 está preferentemente fijado a la cara Sur 103 en un punto fijo que está desplazado, según el eje Z, con respecto a la proyección ortogonal del centro de masa teórico O del satélite 10 sobre la cara Sur 103. De manera análoga, el brazo articulado 15 está preferentemente fijado a la cara Norte 104 en un punto fijo que está desplazado, según el eje Z, con respecto a la proyección ortogonal del centro de masa teórico O del satélite 10 sobre la citada cara Norte 104. En esta configuración, la fuerza de empuje de los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable respectivamente 21, 21' y 22, 22', comprende en control norte/sur una componente según el eje Z sin formar momento. Sin embargo, tal configuración no es en modo alguno limitativa de la invención.

45 Cada uno de los dos brazos articulados 14, 15 comprende al menos tres articulaciones respectivamente 141, 142, 143 y 151, 152, 153. Cada una de estas articulaciones comprende al menos un grado de libertad en rotación alrededor de un eje de rotación. Las articulaciones 141, 142 y 151 y 152 están unidas entre sí por una unión respectivamente 144 y 154, mientras que las articulaciones 142 y 143, y 152 y 153 están unidas entre sí por una unión respectivamente 145 y 155.

Una pletina 146, 156 se extiende desde la articulación terminal 143, 153 de cada brazo articulado 14, 15 y lleva los propulsores eléctricos 21, 21' y 22, 22'.

Cada brazo articulado 14, 15 ofrece tres grados de libertad para modificar, con respecto a la posición de control N/S, la dirección de empuje y el punto de aplicación de la fuerza de empuje de los propulsores que el mismo lleva. A tal

efecto, el dispositivo de mando controla los ángulos de rotación de las articulaciones 141, 151, 142, 152, y 143, 153, designados respectivamente por θ_1 , θ_2 y θ_3 .

5 Los diferentes propulsores eléctricos del satélite 10 de acuerdo con la invención pueden ser puestos en práctica tanto para la fase de transferencia del satélite de una órbita inicial, en particular una órbita de inyección en la cual el mismo ha sido inyectado por un vehículo lanzador, a su órbita de misión geoestacionaria, como para el control de órbita y de actitud del satélite en posición.

Para el conjunto de estas fases, el propulsor eléctrico 16 de orientación fija con respecto al satélite 10 presenta un empuje de dirección fija sensiblemente alineada según el eje Z del satélite, como se indica de manera esquemática en la figura 4.

10 Este propulsor eléctrico de orientación fija 16 puede ser puesto en práctica en el transcurso de la fase de transferencia de órbita, en funcionamiento nominal, para reducir el tiempo de transferencia, o en caso de avería de uno o varios propulsores de dirección de empuje orientable 21, 21', 22, 22'.

15 Éste igualmente puede ser puesto en práctica para el control de órbita y de actitud del satélite 10 en posición en la órbita geoestacionaria, especialmente para las maniobras de control de excentricidad, en funcionamiento nominal, o en caso de avería, en particular en caso de fallo de un par de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable 21, 21' o 22, 22' o de uno de los brazos articulados 14, 15. El propulsor eléctrico de orientación fija 16 permite así compensar el empuje según el eje Z creado por los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable que siguen siendo operativos.

20 Los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable 21, 21', 22, 22' pueden ser puestos en práctica tanto para la fase de transferencia de órbita como para la fase de control de órbita y de actitud del satélite 10. A tal efecto, estos son desplazados en el sistema de referencia del satélite, de modo que orienten su dirección de empuje de manera adecuada, por ejemplo según el eje Z, en el mismo sentido.

25 Las figuras 5a y 5b ilustran ejemplos de posicionamiento de los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable 21, 21' llevados por el brazo articulado 14. Para la fase de transferencia de órbita, o para ciertas maniobras de control de órbita y de actitud del satélite 10, como ilustra la figura 5a, los propulsores eléctricos 21, 21' están colocados en una configuración en la cual son aptos para ejercer un empuje según el eje Z. Para ciertas maniobras de control de órbita y de actitud del satélite 10, como está ilustrado en la figura 5b, los propulsores eléctricos 21, 21' están colocados en una configuración en la cual son aptos para ejercer un empuje en una dirección diferente en el sistema de referencia del satélite.

30 El satélite 10 comprende además al menos dos unidades de alimentación eléctrica de un propulsor eléctrico, denominadas PPU en lo que sigue de la presente descripción, que son clásicas en sí mismas. Preferentemente, el mismo comprende al menos tres PPU 24, 25, 26, y una red de interconexión eléctrica 23, de la cual un ejemplo de realización está ilustrado en la figura 6, uniendo cada una de estas PPU a uno o varios propulsores eléctricos del satélite 10.

35 En el modo de realización particularmente ventajoso ilustrado en la figura 6, la red de interconexión eléctrica 23 une entre sí los diferentes constituyentes siguientes:

40 - una primera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico 26, denominada PPU1, está unida por una parte al propulsor nominal 21 del primer par de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, denominado S1, y por otra al propulsor eléctrico de orientación fija 16; un conmutador, no representado en la figura, permite a la unidad de alimentación PPU1 26 alimentar, a elección, el propulsor eléctrico S1 21, o bien el propulsor eléctrico de orientación fija 16;

45 - una segunda unidad de alimentación de un propulsor eléctrico 25, denominada PPU2, está unida por una parte al propulsor nominal 22 del segundo par de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, denominado N1, y por otra al propulsor eléctrico de orientación fija 16; un conmutador, no representado en la figura, permite a la unidad de alimentación PPU2 25 alimentar, a elección, el propulsor eléctrico N1 22, o bien el propulsor eléctrico de orientación fija 16,

50 - y una tercera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico 24, denominada PPU3, está unida por una parte al propulsor adicional 21' del primer par de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable denominado S2 y por otra al propulsor adicional 22' del segundo par de propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, denominado N2; un conmutador, no representado en la figura, permite a la unidad de alimentación PPU3 24 alimentar, a elección, el propulsor eléctrico S2 21', o bien el propulsor eléctrico N2 22'.

La unión entre las PPU y los propulsores eléctricos es realizada por un cableado eléctrico clásico en sí mismo.

Una caja de relés 27, igualmente clásica en sí misma, está dispuesta aguas arriba del propulsor eléctrico de orientación fija 16, en los caminos de alimentación desde la unidad de alimentación PPU1 26 y la unidad de

alimentación PPU2 25, para permitir la alimentación del propulsor eléctrico de orientación fija 16 desde la primera PPU1 26, o bien desde la segunda PPU2 25, a elección.

5 El satélite 10 que responde a las características anteriores presenta ventajosamente un grado de robustez particularmente elevado, y puede adaptarse fácilmente a un gran número de averías diversas, incluidas averías dobles, por lo que su funcionamiento, y en particular la duración de su misión, no se ve afectada o se ve poco afectada por las averías, y esto para una diferencia de masa y de coste con respecto a los satélites de la técnica anterior relativamente pequeña. Esta ventaja se añade a la de la disminución de la duración de fase de transferencia de órbita, de la órbita de inyección a la órbita geoestacionaria, que permite especialmente minimizar el tiempo de exposición del satélite 10 a las radiaciones de los cinturones de Van Allen.

10 Para la puesta en práctica de las fases de transferencia de órbita y de las fases de control de órbita y de actitud, el satélite 10 puede ser mandado a distancia por un dispositivo de mando, especialmente en el suelo, de manera clásica en sí mismo.

15 Este dispositivo de mando a distancia está configurado para gobernar las diferentes fases puestas en práctica por el satélite 10. A tal efecto, el dispositivo de mando y el satélite 10 comprenden cada uno medios tradicionales de comunicación a distancia.

El dispositivo de mando está adaptado para determinar señales de mando que son enviadas al satélite 10. Estas señales de mando son determinadas por ejemplo en función de señales de medición recibidas del satélite 10 que son determinadas por diferentes sensores (giroscopio, sensor estelar, etc) de este último.

20 El satélite 10 comprende por ejemplo al menos un procesador y al menos una memoria electrónica en la cual está memorizado un producto programa de ordenador, en forma de un conjunto de instrucciones de código de programa que hay que ejecutar para poner en práctica las diferentes etapas de un procedimiento de mando del satélite 10.

25 En una variante, el dispositivo de mando comprende igualmente uno o unos circuitos lógicos programables, de tipo FPGA, PLD, etc., y/o circuitos integrados especializados (ASIC) adaptados para poner en práctica todas o parte de las etapas del procedimiento de mando. En otras palabras, el dispositivo de mando comprende un conjunto de medios configurados en modo software (producto programa de ordenador específico) y/o hardware (FPGA, PLD, ASIC, etc.) para poner en práctica las diferentes etapas de un procedimiento de transferencia del satélite 10 de la órbita de inyección a la órbita de misión, y después de un procedimiento de control de órbita y de actitud del satélite 10 en la órbita de misión.

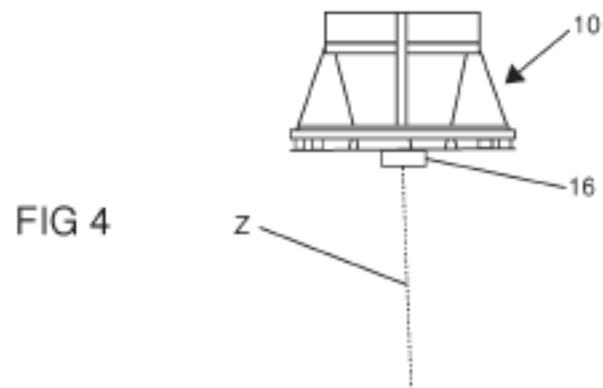
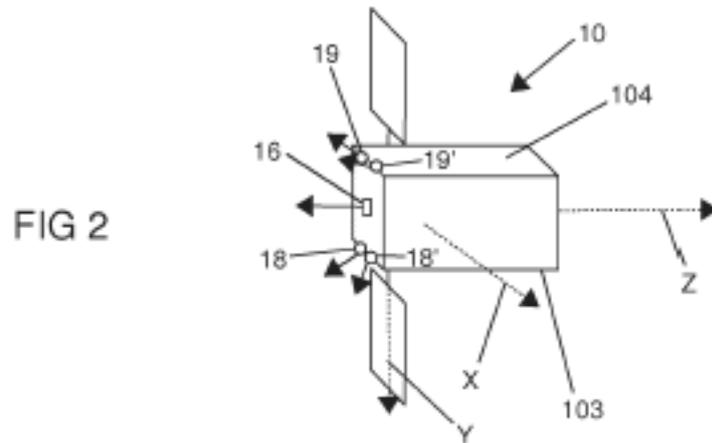
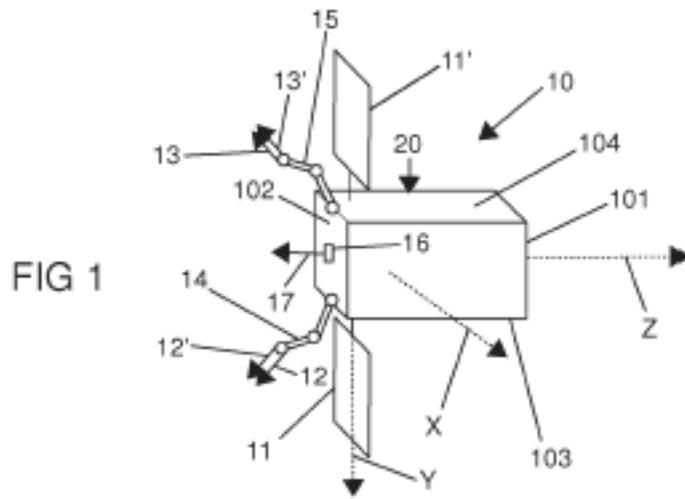
30

REIVINDICACIONES

- 5 1. Satélite (10) destinado a ser puesto en posición en una órbita de misión alrededor de un cuerpo celeste, que comprende una cara denominada Tierra (101) destinada a estar dispuesta enfrente de la Tierra cuando el citado satélite (10) está en posición, y una cara anti-Tierra (102) opuesta, definiendo el citado satélite (10) un sistema de referencia del satélite centrado sobre un centro de masa del satélite y que comprende tres ejes X, Y, Z, estando el eje Z destinado a ser dirigido hacia la tierra cuando el citado satélite (10) está en posición, comprendiendo el citado satélite (10).
- 10 - medios de propulsión que comprenden un primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable (21), y un segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable (22), comprendiendo los citados medios de propulsión además un propulsor eléctrico (16) de orientación fija con respecto al satélite, de línea de empuje alineada según el eje Z,
- caracterizado por que
- la línea de empuje del propulsor eléctrico de orientación fija (16) pasa por el centro de masa del satélite, por que el satélite (10) comprende:
- 15 - al menos dos unidades de alimentación de un propulsor eléctrico (25, 26) y una red de interconexión eléctrica (23) que une una primera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico (26) al citado primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable (21), y una segunda unidad de alimentación de un propulsor eléctrico (25) al citado segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable (22),
- 20 y por que la citada red de interconexión eléctrica (23) une cada una de la citada primera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico (26) y de la citada segunda unidad de alimentación de un propulsor eléctrico (25) al citado propulsor de orientación fija (16), de tal modo que cada una de las citadas unidades de alimentación (25, 26) es apta para alimentar el propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable asociado (22, 21), o bien el citado propulsor eléctrico de orientación fija (16).
- 25 2. Satélite (10) de acuerdo con la reivindicación 1, en el cual el propulsor eléctrico (16) de orientación fija está dispuesto en la cara anti-Tierra (102) del satélite (10).
- 30 3. Satélite (10) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 2, que comprende al menos tres unidades de alimentación de un propulsor eléctrico (24, 25, 26) y una red de interconexión eléctrica (23) que une cada una de las citadas unidades de alimentación de un propulsor eléctrico al menos a un propulsor eléctrico de los citados medios de propulsión de tal manera que puedan ser puestos en práctica simultáneamente el citado propulsor eléctrico de orientación fija (16) y dos propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable.
4. Satélite (10) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en el cual los medios de propulsión comprenden un primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional (21') dispuesto en una misma cara (103) del citado satélite que el primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable (21).
- 35 5. Satélite (10) de acuerdo con la reivindicación 4, en el cual los medios de propulsión comprenden un segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional (22') dispuesto en una misma cara (104) del citado satélite que el segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable (22).
- 40 6. Satélite (10) de acuerdo con la reivindicación 5, que comprende una tercera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico (24) y una red de interconexión eléctrica que une la tercera unidad de alimentación de un propulsor eléctrico (24) al citado primer propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional (21') y al citado segundo propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable adicional (22').
7. Satélite (10) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, que comprende una pluralidad de propulsores eléctricos (16) de orientación fija con respecto al satélite (10), de línea de empuje alineada según el eje Z y que pasa sensiblemente por el centro de masa del satélite, dispuestos en una misma cara (102) del citado satélite (10).
- 45 8. Satélite (10) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, que comprende medios de desplazamiento de cada uno de los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable (21, 21', 22, 22') de los medios de propulsión en el sistema de referencia del satélite.
9. Satélite (10) de acuerdo con la reivindicación 8, en el cual los medios de desplazamiento son comunes para los propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable dispuestos en una misma cara del citado satélite.
- 50 10. Satélite (10) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 8 a 9, en el cual los medios de desplazamiento de cada uno de los citados propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable (21, 21', 22, 22') comprenden dos brazos articulados (14, 15) que llevan cada uno un propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable (21, 22) y en su caso el propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable dispuesto en la misma cara

del citado satélite (21', 22'), comprendiendo cada uno de los citados brazos articulados (14, 15) al menos tres articulaciones (141, 142, 143 y 151, 152, 153) que comprenden cada una al menos un grado de libertad en rotación alrededor de un eje de rotación.

- 5 11. Satélite (10) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, en el cual los propulsores eléctricos (16, 21, 21', 22, 22') de los medios de propulsión son todos compatibles con las mismas unidades de alimentación de un propulsor eléctrico, y preferentemente idénticos.
- 10 12. Procedimiento de transferencia de un satélite (10) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11 de una órbita inicial a una órbita de misión del citado satélite (10) alrededor de un cuerpo celeste, caracterizado por que el mismo comprende una etapa de propulsión del citado satélite (10) por medio simultáneamente del propulsor eléctrico (16) de orientación fija con respecto al satélite (10) y de al menos un propulsor eléctrico de dirección de empuje orientable (21, 21', 22, 22').
- 15 13. Procedimiento de transferencia de acuerdo con la reivindicación 12, según el cual, comprendiendo el satélite (10) al menos tres unidades de alimentación de un propulsor eléctrico (24, 25, 26) y una red de interconexión eléctrica (23) que une cada una de las unidades de alimentación de un propulsor eléctrico al menos a un propulsor eléctrico de los citados medios de propulsión de tal manera que puedan ser puestos en práctica simultáneamente el citado propulsor eléctrico de orientación fija (16) y dos propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable, el citado procedimiento de transferencia comprende una etapa de propulsión del citado satélite (10) por medio simultáneamente del citado propulsor eléctrico de orientación fija (16), y de al menos dos propulsores eléctricos de dirección de empuje orientable (21, 21', 22, 22') dispuestos en caras distintas (103, 104) del citado satélite.
- 20 14. Procedimiento de control de órbita y de actitud de un satélite (10) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11, en una órbita de misión alrededor de un cuerpo celeste, caracterizado porque el mismo comprende una etapa de propulsión del citado satélite (10) por el propulsor eléctrico (16) de orientación fija con respecto al citado satélite (10).
- 25 15. Procedimiento de mando a distancia de un satélite (10) para la puesta en práctica de las etapas de un procedimiento de transferencia de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 12 a 13 y/o de las etapas de un procedimiento de control de órbita y de actitud de acuerdo con la reivindicación 14, según el cual el citado satélite (10) es mandado a distancia por un dispositivo de mando, siendo determinadas sucesivamente señales de mando y enviadas al citado satélite (10) por el dispositivo de mando para la realización de las citadas etapas.
- 30 16. Producto programa de ordenador caracterizado por que el mismo comprende un conjunto de instrucciones de código de programa que, cuando las mismas son ejecutadas por un procesador, ponen en práctica un procedimiento de transferencia de un satélite (10) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 12 a 13 y/o un procedimiento de control de órbita y de actitud de un satélite (10) de acuerdo con la reivindicación 14.



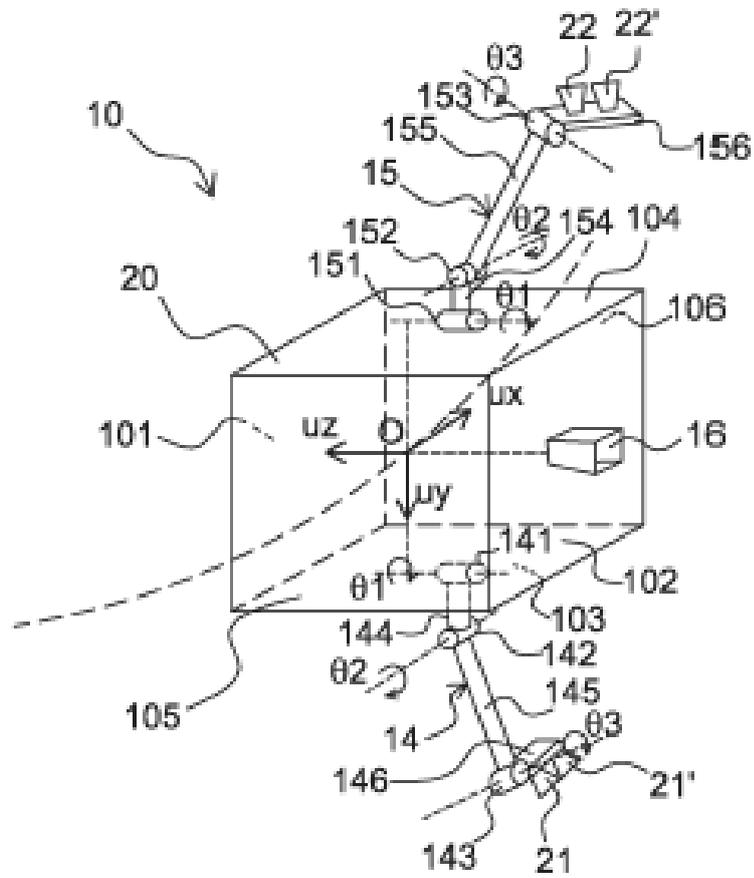


Fig.3

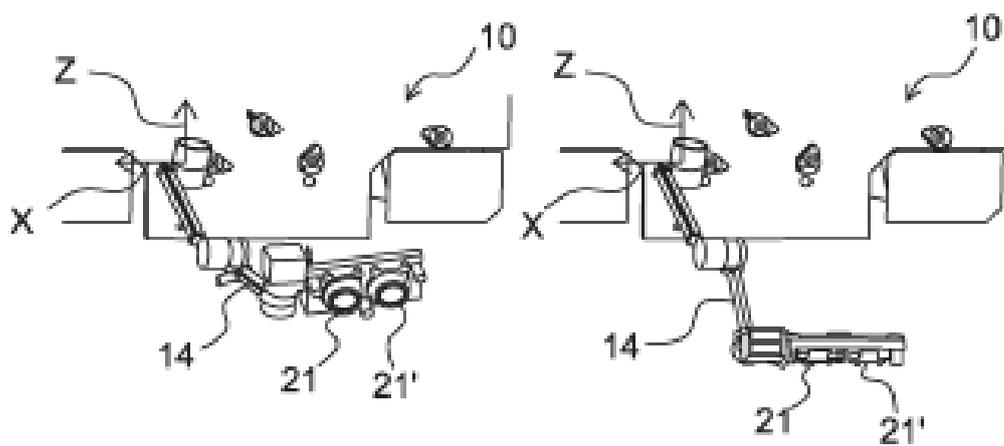


Fig.5b

Fig.5a

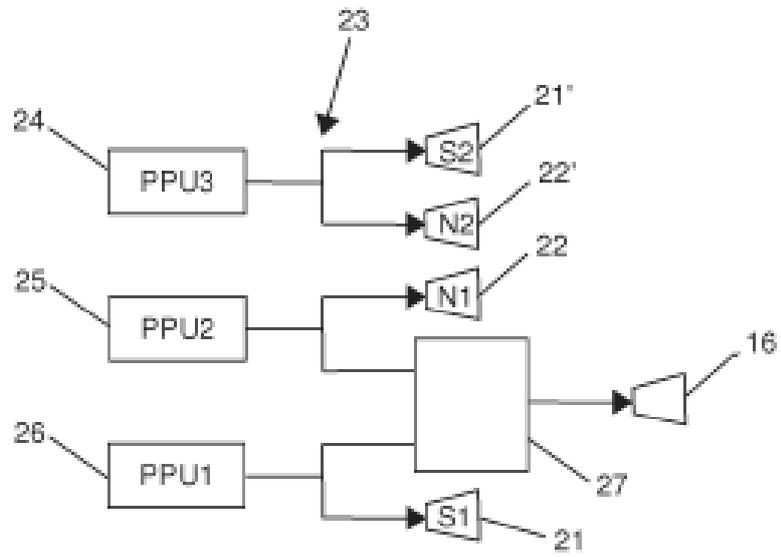


FIG 6