



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 265 601**

51 Int. Cl.:
B64G 1/24 (2006.01)
B64G 1/44 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Número de solicitud europea: **03796144 .8**
86 Fecha de presentación : **02.12.2003**
87 Número de publicación de la solicitud: **1569847**
87 Fecha de publicación de la solicitud: **07.09.2005**

54 Título: **Procedimiento de pilotaje solar de vehículo espacial.**

30 Prioridad: **12.12.2002 FR 02 15714**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
16.02.2007

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
16.02.2007

73 Titular/es: **EADS ASTRIUM S.A.S.**
31, rue des Cosmonautes,
31402 Toulouse Cédex 4, FR

72 Inventor/es: **Polle, Bernard**

74 Agente: **Carpintero López, Francisco**

ES 2 265 601 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

Procedimiento de pilotaje solar de vehículo espacial.

La presente invención se refiere al pilotaje solar de un vehículo espacial, especialmente un satélite, mediante la creación de un par externo que tiende a hacer girar el satélite en un sistema absoluto, proporcionando a unas alas del satélite, sensiblemente simétricas, dotadas de paneles solares, orientables de forma independiente alrededor de un eje común, diferencias de apunte con relación a su orientación nominal hacia el sol.

Se conocen ya procedimientos de pilotaje solar. Especialmente, el documento EP-A-0101333 describe y reivindica un procedimiento de comando de actitud de un satélite situado en una órbita geoestacionaria, denominada GEO. El satélite está dotado de dos alas portadoras de paneles solares, situadas simétricamente a cada lado del cuerpo del satélite y orientables independientemente una de otra alrededor de un eje norte-sur que constituye el eje de cabeceo del cuerpo del satélite en órbita. Para incrementar los momentos generados por diferencias de apunte, cada ala lleva por lo menos una aleta lateral oblicua.

Se provoca la aparición de un momento alrededor de un eje denominado de desequilibrio I situado en el plano de las alas y ortogonal al eje de rotación mediante desapunte simultáneo, en el mismo sentido y de misma amplitud, de las dos alas, a partir de la orientación nominal. Se genera un momento denominado de molino de viento alrededor de un eje J perpendicular a un plano medio entre los paneles desapuntados, proporcionando a las alas desapuntes de sentido opuesto. Por el contrario, no es posible generar un par alrededor del eje común de rotación de las alas.

Este modo de pilotaje en una órbita geoestacionaria donde las perturbaciones de origen solar son muy preponderantes, presenta numerosas ventajas. Permite proporcionar pares externos que compensan el efecto de las perturbaciones y de desaturar los medios de intercambio de momentos cinéticos internos (ruedas de reacción o girodinos) previstos en el cuerpo del satélite sin consumir ergoles. La presencia de las aletas permite obtener pares apreciables a pesar del valor muy escaso de la presión solar, que es del orden de $4,6 \cdot 10^{-6} \text{ N/m}^2$.

Pero es imposible generar pares externos alrededor del eje de rotación de las alas, alineado con el eje de cabeceo en órbita geoestacionaria, ya que los ejes I y J siguen en un mismo plano durante el recorrido de la órbita. Por lo tanto, en una órbita GEO sigue siendo necesario utilizar toberas para obtener momentos externos.

Actualmente, no se utiliza el pilotaje solar para satélites situados en órbita baja (denominada LEO) o intermedia (denominada MEO). Diversos motivos han conducido a esta exclusión. Especialmente, se debe tener en cuenta la importancia relativa de los pares perturbadores que actúan sobre los satélites. Se trata de pares de origen magnético, aerodinámico, de gradiente de gravedad y solar. La última fuente es muy preponderante a la altitud de una órbita geosíncrona, lo que hace muy atractivo el pilotaje solar. En órbita baja, la proximidad del planeta se traduce en un campo elevado hace ventajoso el pilotaje magnético por medio de magneto-acopladores.

En los satélites actuales en órbita mediana, espe-

cialmente a altitudes del orden de 20.000 km, también se utilizan en general magneto-acopladores, bien directamente para el pilotaje, bien para desaturar o descargar ruedas de reacción.

Esta solución se utiliza especialmente en los satélites de localización terrestre (satélites GPS).

Pero el pilotaje mediante fuerzas electromagnéticas tiene inconvenientes en las órbitas denominadas intermedias o medianas: dado que el campo magnético es débil, se requieren corrientes importantes para generar pares apreciables. El campo electromagnético producido por los acopladores perturba los relojes, que deben ser extremadamente precisos para este tipo de misión. En las altitudes intermedias, el campo magnético es poco estable y está sujeto a tormentas magnéticas.

En la mayoría de los casos, las órbitas intermedias presentan una fuerte inclinación sobre el ecuador, de manera que la elevación del sol presenta fuertes variaciones, que pueden ser muy elevadas en ciertos períodos. Estas variaciones convierten la orientación de los ejes I y J de las alas con relación a un sistema inercial muy variable y permiten generar momentos externos en el conjunto del espacio en 3 dimensiones.

La presente invención pretende especialmente proporcionar un procedimiento de pilotaje utilizable especialmente para generar los momentos externos requeridos para completar la utilización de los medios de intercambio de momentos cinéticos portados por el cuerpo de un satélite o vehículo espacial y destinados a orientar el cuerpo del satélite alrededor de los tres ejes de un sistema inercial, especialmente en los satélites en órbita intermedia, como los satélites empleados para misiones de navegación, que exigen órbitas muy estables y previsibles para alcanzar la precisión necesaria. Pretende asimismo, de forma secundaria, permitir compensar los pares perturbadores que se acumulan durante los intervalos de tiempo muy largos, a menudo del orden del año, que separan las maniobras de mantenimiento en su puesto. Pretende asimismo permitir un pilotaje solar de 3 ejes en un vehículo espacial en un trayecto interplanetario.

Con este objetivo, la invención propone especialmente un procedimiento de comando de actitud de un vehículo espacial, especialmente un satélite situado en una órbita inclinada sobre el ecuador, habiéndose dotado el cuerpo del vehículo o satélite de por lo menos dos alas situadas simétricamente a cada lado del cuerpo del vehículo o el satélite, orientables de forma independiente alrededor de un eje común.

Según un primer aspecto, la invención propone un procedimiento de pilotaje de un vehículo espacial, que presenta un cuerpo equipado con medios de generación de momentos cinéticos internos y portador de dos alas dotadas de paneles solares, colocadas simétricamente a cada lado del cuerpo del vehículo, orientables de forma independiente en el cuerpo, alrededor de un eje común y dotadas de elementos que provocan la generación de una fuerza resultante de presión solar desfasada con relación al eje de rotación sobre un ala, cuando este ala se desapunta alrededor de dicho eje con relación al sol, según el cual:

- (a) para generar un momento tendente a cambiar la orientación del vehículo alrededor de un eje de molino de viento (J) ortogonal al plano medio de las alas, se proporcionan a las alas desapuntes opuestos,

para generar un momento tendente a cambiar la orientación del vehículo alrededor de un eje de desequilibrio (I) situado en el plano nominal de las alas y ortogonal al eje de rotación de las alas sobre el cuerpo, se proporcionan a las alas desapuntes de mismo sentido,

caracterizado porque se comanda la actitud del vehículo espacial para variar en el tiempo la orientación de los ejes de molino de viento y de desequilibrio, para permitir generar temporalmente un momento alrededor de cualquier dirección en un sistema inercial.

Según otro aspecto, la invención propone un procedimiento de pilotaje de un satélite situado en una órbita no geosíncrona inclinada sobre el ecuador, con el cuerpo del satélite equipado con medios de generación de momentos cinéticos internos y dotado de dos alas dotadas de paneles solares, colocadas simétricamente a cada lado del cuerpo del satélite, orientables de manera independiente alrededor de un eje común y dotadas de elementos tales como aletas que provocan la generación de una fuerza de presión solar desfasada con relación al eje de rotación sobre un ala cuando dicho ala está desapuntada alrededor de dicho eje con relación al sol, según el cual:

- se comanda la actitud del satélite en órbita, de manera a proporcionar a las dos alas, fuera de los períodos de creación de pares de desaturación, una orientación nominal que, en cada punto de la órbita, es tal que un eje ortogonal al plano de las alas esté dirigido sensiblemente hacia el sol y tal que un eje ortogonal, al mismo tiempo a la dirección del sol y al eje de rotación de las alas, barra un plano un plano ortogonal a la dirección del sol, y
- se generan momentos de pilotaje del satélite, proporcionando a ambas alas diferencias de apunte con relación a su orientación nominal sobre el cuerpo del satélite, en el mismo sentido o sentidos opuestos, durante emplazamientos en la órbita dependientes de la orientación del momento a generar.

En general, el tipo de apunte para la aplicación de la invención al satélite será el "apunte Nadir solar". Este modo de apunte permite una desaturación de los medios de generación de momento cinético interno según los tres ejes, mientras que el modo de pilotaje en el caso de una órbita geoestacionaria autorizaba únicamente un comando de actitud según ejes del satélite ortogonales al eje de rotación de las alas.

En el caso de un vehículo espacial, en el transcurso de una misión interplanetaria, se pueden utilizar los medios de creación de momento cinético interno (antes que toberas, cuya fiabilidad es menor) para generar un spin lento o una orientación que permita, mediante pilotaje solar, descargar las ruedas o girodinos que permitieron anteriormente modificar el apunte alrededor del eje de rotación de las alas.

Aunque la invención pueda aplicarse con alas de paneles solares sencillas, es ventajoso utilizar una configuración del estilo descrito en el documento EP-

A-0101333 ya mencionado u otra configuración que proporcione un efecto comparable.

Las características anteriores, así como otras, aparecerán mejor mediante la lectura de la siguiente descripción de un modo particular de realización, incluido a título de ejemplo no limitativo.

La descripción se refiere a los dibujos que la acompañan, en los cuales:

- la figura 1 muestra un esquema de principio que muestra los parámetros que intervienen en la aplicación de la invención en el caso de su aplicación a un satélite;

- las figuras 2A y 2B muestran el apunte nominal "Nadir solar" de un satélite en órbita intermedia, denominada MEO, respectivamente para elevaciones alta y baja del sol con relación al plano de la órbita, cada vez para dos posiciones del satélite.

El satélite 10 esquematizado en la figura 1 presenta un cuerpo 12 portador de dos alas 16a y 16b que pueden girar sobre el cuerpo alrededor del mismo eje K. Unos motores no representados permiten girar las alas 16a y 16b de forma independiente entre sí alrededor del eje K, por ejemplo en respuesta a comandos procedentes de un sistema integrado en el satélite o procedentes de tierra. El cuerpo del satélite incluye asimismo medios que proporcionan un momento cinético de estabilización y de comando. Dichos medios pueden estar constituidos especialmente mediante ruedas cinéticas de eje fijo 14 y velocidad comandable, o mediante accionadores giroscópicos cuya rueda es portada por un cardán orientable. Mediante intercambio de momentos cinéticos internos, puede mantenerse o comandarse la actitud del cuerpo del satélite. Puede evaluarse por medio de sensores 15, por ejemplo un sensor de horizonte terrestre en el caso de un satélite en órbita intermedia, cuando se pretende mantener un eje ligado al cuerpo orientado hacia la tierra (eje de lazo).

En el modo ventajoso de realización mostrado en la figura 1, cada ala 16a o 16b lleva fijada una aleta 18a o 18b, en una orientación invariable con relación al ala. Las dos aletas son simétricas con relación al centro del satélite cuando las alas se encuentran en posición nominal. El cálculo permite determinar el efecto de pequeños desapuntes de las alas con relación a una orientación nominal frente al sol. A tal efecto, se puede remitir al documento EP 0101333 ya mencionado.

La capacidad de generación de pares de orientación mediante desapunte no es la misma alrededor de todos los ejes que pasan por el centro de gravedad G del satélite. La capacidad de generación de un par externo apreciable aparece inmediatamente alrededor de dos ejes:

- el eje J, que se suele denominar "molino de viento", ortogonal al plano medio de los paneles solares o de las alas,
- el eje I, situado en el plano medio de los paneles solares y ortogonal al eje y de rotación de los paneles solares, que suele denominarse eje de desequilibrio.

En los satélites geoestacionarios de pilotaje solar, la generación de pares mediante desapuntes de mismo sentido o sentido opuesto de las dos alas se emplea ya para producir pares alrededor de los ejes J y K. Por el contrario, los pares parásitos a lo largo del tercer

eje, que constituyen el eje de cabeceo en un satélite geoestacionario, se acumulan mediante los medios que presentan un momento cinético (ruedas o girodinamos) y, la desaturación, cuando es necesaria, se efectúa por medio del sistema de propulsión. Pero, la desaturación, o simplemente la descarga (unloading) de las ruedas mediante las toberas, que puede emplearse para cualquier misión, perturban la órbita del satélite y consume ergoles. Además, los sistemas de propulsión no presentan aún una fiabilidad absoluta a largo plazo.

Como se ha indicado anteriormente, la invención implica que, en el caso de un satélite, la órbita esté inclinada sobre el ecuador o que se renuncie, en ciertos períodos de la misión, al apunte nominal del cuerpo del satélite.

En el caso dado aquí a título de ejemplo, el satélite es comandado según una ley de apunte "Nadir solar" y se utilizan desapuntes comandados, de mismo sentido o sentido opuesto, de las alas con relación a la orientación nominal "Nadir solar" para el pilotaje. En órbitas fuertemente inclinadas sobre la eclíptica y sobre el ecuador, el ángulo de elevación del sol con relación al plano de la órbita puede adoptar, por ejemplo, las posiciones extremas mostradas en las figuras 2A y 2B.

La figura 2A muestra la actitud adoptada por el

satélite y por las alas de dos posiciones en la órbita, cuando la elevación solar e es máxima (es decir en los solsticios). El eje J ortogonal al plano de las alas está orientado en cualquier caso hacia el sol. Por el contrario, la orientación del eje K de rotación de los paneles solares cambia cíclicamente, en el período orbital. El eje de desequilibrio I barre el plano ortogonal a la dirección del sol.

Gracias a estas variaciones cíclicas que se producen en el transcurso de la circulación en la órbita, es posible, en ciertos períodos, descargar o desaturar los medios de generación de momentos cinéticos y reorientar el momento cinético de manera que es posible un apunte en cualquier dirección de un sistema inercial. Más concretamente, el pilotaje solar en dicha órbita permite descargar los medios de generación de momento cinético interno (incluso modificar directamente la orientación del satélite) alrededor de los ejes de molino de viento J y de desequilibrio I y, además, descargar los medios de generación de momento cinético alrededor del eje K de rotación de las alas.

La figura 2B, en la que están representadas orientaciones sucesivas adoptadas por el satélite en su órbita cuando la elevación del sol es nula (durante los equinoccios), muestra que existe la misma posibilidad. En cualquier caso, los ejes "activos" I y J barren el espacio 3D.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de pilotaje de un vehículo espacial (10), que presenta un cuerpo (12) equipado con medios de generación de momentos cinéticos internos (14) y portador de dos alas (16a, 16b) dotadas de paneles solares, colocadas simétricamente a cada lado del cuerpo del vehículo (10), orientables de forma independiente en el cuerpo, alrededor de un eje común (k) y dotadas de elementos (18a, 18b) que provocan la generación de una fuerza de presión solar desfasada con relación al eje de rotación (k) sobre un ala (16a, 16b), cuando este ala (16a, 16b) se desapunta alrededor de dicho eje con relación al sol, según el cual:

- (a) para generar un momento tendente a cambiar la orientación del vehículo (10) alrededor de un eje de molino de viento (J) ortogonal al plano medio de las alas (16a, 16b), se proporcionan a las alas (16a, 16b) desapuntes opuestos,
- (b) para generar un momento tendente a cambiar la orientación del vehículo (10) alrededor de un eje de desequilibrio (I) situado en el plano nominal de las alas (16a, 16b) y ortogonal al eje de rotación (K) de las alas (16a, 16b) sobre el cuerpo (12), se proporcionan a las alas (16a, 16b) desapuntes de mismo sentido,
- (c) **caracterizado** porque se comanda la actitud del vehículo espacial (10) para variar en el tiempo la orientación de los ejes de molino de viento (J) y de desequilibrio (I), para permitir generar temporalmente un momento alrededor de cualquier dirección en un sistema inercial.

2. Procedimiento, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque la etapa (c) se realiza situando el vehículo (10) en una órbita tal que el plano común de los ejes de molino de viento (J) y de desequilibrio (I) cambia en el espacio inercial en el transcurso del recorrido de la órbita.

3. Procedimiento, según la reivindicación 2, **caracterizado** porque se sitúa el vehículo (10) en una órbita MEO.

4. Procedimiento, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque, en un vehículo en misión interplanetaria, se lleva a cabo la etapa (c) orientando las alas (16a, 16b) hacia el sol y proporcionando al

vehículo (10) un spin lento alrededor de la dirección del sol (SOL).

5. Procedimiento, según la reivindicación 1, **caracterizado** porque se mantiene el eje (K) de las alas (16a, 16b) sensiblemente ortogonal a la dirección del sol (SOL).

6. Procedimiento de pilotaje de un satélite (10) situado en una órbita no geosíncrona inclinada sobre el ecuador, con el cuerpo (12) del satélite (10) equipado con medios de generación de momentos cinéticos internos (14) y dotado de dos alas (16a, 16b) dotadas de paneles solares, colocadas simétricamente a cada lado del cuerpo (12) del satélite (10), orientables de manera independiente alrededor de un eje común (K) y dotadas de elementos tales como aletas (18a, 18b) que provocan la generación de una fuerza de presión solar desfasada con relación al eje de rotación (K) sobre un ala (16a, 16b) cuando dicho ala (16a, 16b) está desapuntada alrededor de dicho eje (K) con relación al sol (SOL), según el cual:

- se comanda la actitud del satélite (10) en órbita, de manera a proporcionar a las dos alas (16a, 16b), fuera de los períodos de creación de pares de desaturación, una orientación nominal que, en cada punto de la órbita, es tal que un eje (J) ortogonal al plano de las alas (16a, 16b) esté dirigido sensiblemente hacia el sol (SOL) y tal que un eje ortogonal (I), al mismo tiempo a la dirección del sol (SOL) y al eje (K) de rotación de las alas (16a, 16b), barra un plano un plano ortogonal a la dirección del sol (SOL), y
- se generan momentos de pilotaje del satélite (10), proporcionando a ambas alas (16a, 16b) diferencias de apunte con relación a su orientación nominal sobre el cuerpo (12) del satélite (10), en el mismo sentido o sentidos opuestos, durante emplazamientos en la órbita dependientes de la orientación del momento a generar.

7. Procedimiento, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** porque se dota a cada una de las alas (16a, 16b) de por lo menos una aleta lateral oblicua (18a, 18b) que constituye dicho elemento que provoca la generación de una fuerza de presión solar desfasada con relación al eje de rotación del ala (16a, 16b).

FIG. 1

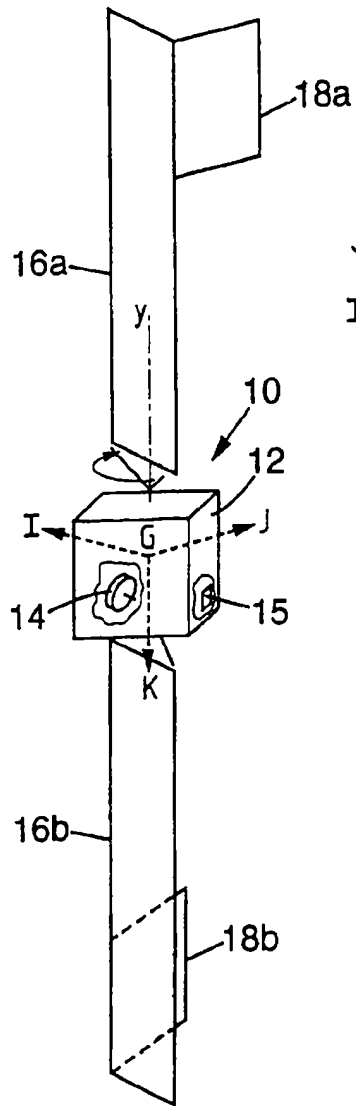


FIG. 2A

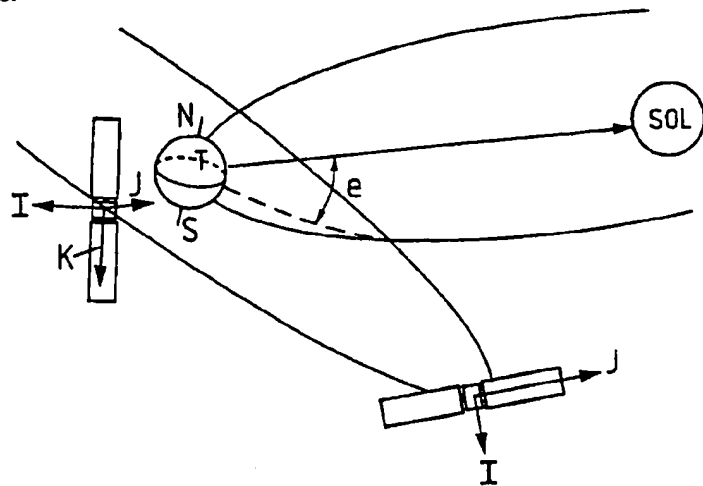


FIG. 2B

