

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 710 576**

51 Int. Cl.:

B64G 1/28 (2006.01)

B64G 1/36 (2006.01)

G01D 5/14 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **04.05.2012 PCT/EP2012/058184**

87 Fecha y número de publicación internacional: **15.11.2012 WO12152669**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **04.05.2012 E 12718237 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **28.11.2018 EP 2694375**

54 Título: **Dispositivo y procedimiento de determinación de actitud de un satélite, y satélite que incorpora dicho dispositivo**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
25.04.2019

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:

LAGADEC, KRISTEN y
ARDAN, ANAÏS

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 710 576 T3

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

DESCRIPCIÓN

Dispositivo y procedimiento de determinación de actitud de un satélite, y satélite que incorpora dicho dispositivo

Campo técnico

5 La presente invención pertenece al campo de los satélites artificiales cuya actitud es controlada por medios que comprenden uno o varios actuadores inerciales. De modo más particular, la presente invención concierne a un procedimiento y a un dispositivo de determinación de la actitud y/o de la variación de actitud de tal satélite, así como a un satélite que incorpora dicho dispositivo.

Estado de la técnica

10 Para determinar la actitud de un satélite es conocido incorporar un sensor estelar en el satélite. Tal sensor estelar es un sensor óptico que observa una zona del espacio y que determina la actitud del citado satélite en función de las posiciones de estrellas en su campo de visión. Sin embargo, las mediciones efectuadas por un sensor estelar tienen a veces demasiado ruido para permitir determinar la actitud del satélite con una precisión suficiente, basándose únicamente en las mediciones del sensor estelar.

15 Se conoce igualmente determinar las variaciones de actitud de un satélite artificial incorporando en el satélite girómetros. Los girómetros son sensores cinemáticos que miden la velocidad de rotación del satélite, velocidad de rotación que permite determinar las variaciones de actitud del satélite. En la práctica, no es raro tener cuatro girómetros o más en un satélite, para la determinación de las variaciones de actitud del citado satélite.

20 Los dispositivos de determinación de la actitud actuales están generalmente provistos a la vez de girómetros y de un sensor estelar. Tales dispositivos permiten determinar la actitud del satélite con una buena precisión, porque las mediciones facilitadas por los girómetros permiten filtrar los ruidos de medición de los sensores estelares. Sin embargo, tales dispositivos son caros, en particular debido a la presencia de numerosos girómetros.

El documento US 6 263 264 describe un dispositivo de determinación de la actitud de un satélite que utiliza mediciones de la velocidad de rotación de las ruedas de reacción.

Exposición de la invención

25 La presente invención tiene por objetivo remediar los inconvenientes de los dispositivos propuestos por la técnica anterior, especialmente los expuestos anteriormente, proponiendo una solución que permita, en ciertas misiones, tener dispositivos de determinación de la actitud y/o de la variación de actitud que estén desprovistos de girómetros, al tiempo que reduzcan el impacto de los ruidos de medición de los sensores estelares sobre la eficiencia de la determinación de la actitud y/o de la variación de actitud.

30 Según un primer aspecto, la invención concierne a un dispositivo de determinación de una actitud o de una variación de actitud de un satélite, estando provisto el citado satélite de un sistema de control de actitud que comprende al menos un actuador inercial, comprendiendo el citado al menos un actuador inercial un elemento giratorio montado móvil en rotación alrededor de un eje de rotación, elemento giratorio cuya rotación es controlada para crear un par de control de actitud del citado satélite. El dispositivo comprende además:

- 35 - un captador angular destinado a equipar al menos un actuador inercial, apto para medir el ángulo de rotación del elemento giratorio alrededor de su eje de rotación.
- medios de cálculo configurados para determinar la actitud o la variación de actitud del satélite, inducida por la rotación del elemento giratorio de al menos un actuador inercial, en función de mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio por el captador angular.

40 Debido al principio de conservación del momento cinético, las variaciones de la velocidad de rotación del satélite y de la velocidad de rotación del elemento giratorio del actuador inercial están relacionadas.

45 En la práctica, las mediciones de velocidad de rotación o de la aceleración angular del elemento giratorio del actuador inercial están generalmente afectadas de mucho ruido, en particular cuando las mismas son pequeñas. La actitud estimada en función de mediciones de velocidad de rotación o de mediciones de aceleración angular del elemento giratorio es entonces poco precisa, y esto tanto más cuanto que estas mediciones afectadas de ruido deben ser integradas para restituir la actitud.

50 Considerando captadores angulares aptos para medir directamente el ángulo de rotación del elemento giratorio del actuador inercial, la eficiencia sobre la restitución de la actitud del satélite mejorará con respecto a la utilización de mediciones de la velocidad de rotación o de la aceleración angular de dicho elemento giratorio. En efecto, las mediciones del ángulo de rotación son más precisas que las mediciones de velocidad de rotación o de la aceleración angular de dicho elemento giratorio.

Según modos particulares de realización, el dispositivo comprende una o varias de las características siguientes, tomadas aisladamente o según todas las combinaciones técnicamente posibles:

- 5 - el dispositivo comprende un captador de actitud apto para medir la actitud del satélite, y los medios de cálculo están configurados para determinar la actitud del satélite en función de mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio por el captador angular y en función de mediciones de la actitud por el captador de actitud;
- el captador de actitud es un sensor estelar;
- los medios de cálculo comprenden al menos un filtro digital de estimación, preferentemente un filtro de Kalman;
- el captador angular es apto para medir el ángulo de rotación del elemento giratorio con una resolución igual o superior a 1/128 de vuelta, preferentemente igual o inferior a 1/512 de vuelta;
- 10 - el captador angular es un captador de efecto Hall o un codificador óptico.

Según un segundo aspecto, la invención concierne a un satélite que comprende un sistema de control de actitud y un dispositivo de determinación de actitud o de variación de actitud según un modo cualquiera de realización de la invención, y en el cual al menos un actuador inercial es una rueda de reacción.

15 Preferentemente, el satélite está desprovisto de girómetro (o giroscopio) que mida directamente la actitud o variación de actitud del satélite.

Según un tercer aspecto, la invención concierne a un procedimiento de determinación de una actitud o de una variación de actitud de un satélite, estando el citado satélite provisto de un sistema de control de actitud que comprende al menos un actuador inercial, comprendiendo el citado al menos un actuador inercial un elemento giratorio montado móvil en rotación alrededor de un eje de rotación, elemento giratorio cuya rotación es controlada para crear un par de control de actitud del citado satélite. Además, estando al menos un actuador inercial previamente provisto de un captador angular apto para medir el ángulo de rotación del elemento giratorio alrededor de su eje de rotación, el procedimiento comprende las etapas de:

- medición del ángulo de rotación del elemento giratorio alrededor de su eje de rotación por medio del citado captador angular,
- 25 - determinación de la actitud o de la variación de actitud del satélite, inducida por la rotación del elemento giratorio de al menos un actuador inercial, en función de mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio por el captador angular.

Según modos particulares de puesta en práctica, el procedimiento comprende una o varias de las características siguientes, tomadas aisladamente o según todas las combinaciones técnicamente posibles:

- 30 - estando el satélite provisto previamente de un captador de actitud apto para medir la actitud del satélite, el procedimiento comprende una etapa de medición de la actitud del satélite, y la actitud del satélite es determinada en función de mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio por el captador angular y en función de mediciones de la actitud del satélite por el captador de actitud;
- 35 - la actitud del satélite es determinada igualmente en función de consignas de par aplicadas al menos a un actuador inercial,
- la etapa de determinación de la actitud del satélite pone en práctica un filtro digital de estimación, siendo facilitadas las mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio a la entrada del citado filtro digital de estimación; preferentemente, el filtro digital de estimación es un filtro de Kalman;
- la etapa de determinación de la actitud del satélite comprende las subetapas de:
 - 40 ○ estimación del par creado por al menos un actuador inercial en función de las mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio,
 - estimación de la actitud del satélite en función de la estimación del par creado por al menos un actuador inercial y en función de mediciones de la actitud del satélite por el captador de actitud;
- 45 - la subetapa de estimación de la actitud del satélite pone en práctica un primer filtro de Kalman, y las mediciones de la actitud del satélite y la estimación del par creado por al menos un actuador inercial son facilitadas en la entrada del citado primer filtro de Kalman;
- la subetapa de estimación del par creado por al menos un actuador inercial pone en práctica un segundo filtro de Kalman, y las mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio son facilitadas en la entrada del citado segundo filtro de Kalman.

50

Según un cuarto aspecto, la invención concierne 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 determinación de actitud o de variación de actitud según un modo cualquiera de puesta en práctica de la invención.

5 **Presentación de las figuras**

La invención se comprenderá mejor con la lectura de la descripción que sigue, dada como ejemplo en modo alguno limitativo, y hecha refiriéndose a las figuras, las cuales representan:

- Figura 1: una representación esquemática de un satélite provisto de un dispositivo de determinación de la actitud según la invención,
- 10 - Figuras 2a y 2b: representaciones esquemáticas de ejemplos de implementación de la invención que ponen en práctica uno o varios filtros digitales dinámicos,
- Figuras 3a y 3b: diagramas que representan esquemáticamente las principales etapas de un procedimiento de determinación de la actitud de un satélite según dos modos de puesta en práctica,
- Figura 4: curvas que ilustran los resultados esperados en términos de precisión de determinación de la actitud.

15 **Descripción detalla de modos de realización**

La figura 1 representa de modo esquemático un satélite 10 según la invención, que comprende especialmente un sistema 20 de control de actitud.

20 El sistema 20 de control de actitud comprende actuadores que permiten modificar la actitud del satélite 10, de los cuales un actuador inercial 22. En el modo de realización ilustrado por la figura 1, el sistema 20 de control de actitud comprende tres actuadores inerciales 22. Nada excluye, según otros modos de realización no ilustrados por figuras, tener un número diferente de actuadores inerciales.

25 Los actuadores inerciales 22 son del tipo que comprenden un elemento giratorio o rotor 220 montado móvil en rotación alrededor de un eje de rotación, cuya rotación permite crear un par de control de actitud del citado satélite 10. El control de los actuadores inerciales 22 se hace poniendo en práctica medios tradicionales que se salen del marco de la invención.

En lo que sigue de la descripción, se estará en el caso en que los actuadores inerciales 22 son ruedas de reacción. La invención es no obstante aplicable a otros tipos de actuadores inerciales que comprendan un elemento giratorio, como por ejemplo volantes de inercia.

El sistema 20 de control de actitud comprende igualmente un dispositivo 30 de determinación de la actitud del satélite 10.

30 El dispositivo 30 de determinación de la actitud comprende además captadores angulares 32, estando equipada cada rueda de reacción 22 de uno de estos captadores angulares 32.

Cada captador angular 32 es apto para medir el ángulo de rotación del rotor 220 de la rueda de reacción 22, asociada a este captador angular, alrededor del eje de rotación del citado rotor.

35 Por ejemplo, los captadores angulares 32 son captadores de efecto de Hall y/o codificadores ópticos, considerados como conocidos por el experto en la materia. Tales captadores angulares 32, aunque generalmente sean puestos en práctica para medir la velocidad de rotación del rotor, pueden ser considerados como codificadores incrementales, y así medir el ángulo acumulado de rotación de los rotores 220 por recuento del número de pasos de medición transcurridos desde un instante interior.

40 El dispositivo 30 de determinación de la actitud comprende igualmente medios 34 de cálculo configurados para restituir la actitud del satélite 10, inducida por la rotación de los rotores 220 de las ruedas de reacción, en función de las mediciones de los ángulos de rotación de los rotores 220 realizadas por los captadores angulares 32.

45 Los medios 34 de cálculo se presentan por ejemplo en forma de una unidad de cálculo conectada a los captadores angulares 32. La unidad de cálculo comprende al menos un procesador y medios de memorización en los cuales está memorizado un producto programa de ordenador, en forma de un conjunto de instrucciones de código de programa que haya que ejecutar para efectuar los cálculos necesarios para determinar la actitud del satélite 10. En una variante, la unidad de cálculo comprende igualmente uno o varios circuitos lógicos programables de tipo FPGA, PLD, etc..., adaptados para efectuar todos o parte de los cálculos necesarios para determinar la actitud del satélite 10.

Se explica ahora cómo pueden ser utilizadas las mediciones realizadas por los captadores angulares 32 para determinar la actitud del satélite 10.

50

Debido al principio de conservación del momento cinético, las variaciones de la velocidad de rotación del satélite 10 y de la velocidad de rotación del rotor 220 de esta rueda de reacción 22 están relacionadas. Si se considera una formulación en un eje de la dinámica del conjunto que comprende el satélite 10 y una rueda de reacción 22, se tiene la relación siguiente:

$$5 \quad \dot{H} = I \cdot \dot{\Omega} + J \cdot \dot{\omega} = C_e \quad (e1)$$

expresión en la cual:

- « · » corresponde al operador de derivación,
- H es el momento cinético total del conjunto que comprende el satélite 10 y la rueda de reacción 22,
- I es la inercia del satélite 10,
- 10 - Ω es la velocidad de rotación del satélite 10,
- J es la inercia del rotor 220 de la rueda de rotación 22,
- ω es la velocidad de rotación del rotor 220 de la rueda de reacción 22,
- C_e corresponde al par externo debido a perturbaciones externas.

15 En ausencia de perturbaciones externas, es decir cuando el par externo C_e es sensiblemente nulo, la variación de la velocidad de rotación del satélite 10 es proporcional a la variación de la velocidad de rotación del rotor:

$$\dot{\Omega} = - \left(\frac{J}{I} \right) \cdot \dot{\omega} \quad (e2)$$

Se comprende por tanto que si se dispone de una medición precisa de la velocidad de rotación del rotor 220, y si se conoce la relación J/I , entonces se puede determinar la velocidad angular del satélite 10 sin tener que recurrir a uno o varios girómetros.

20 Considerando un captador angular 32 apto para medir el ángulo de rotación $\Delta\alpha$ del rotor 220 entre dos instantes separados una duración ΔT , se puede determinar la variación $\Delta\theta$ de la actitud del satélite 10, si por otra parte se conoce el momento cinético total H, que es la integral de los pares externos C_e . Se tiene en entonces la expresión siguiente:

$$\Delta\theta = H \cdot \Delta T - \left(\frac{J}{I} \right) \cdot \Delta\alpha \quad (e3)$$

25 Así, la observación del ángulo de rotación $\Delta\alpha$ del rotor 220 entre dos instantes permite observar la variación $\Delta\theta$ de la actitud del satélite 10 entre estos dos instantes. Si se conoce la actitud del satélite 10 en un instante dado, se puede por consiguiente determinar la actitud del citado satélite en un instante posterior integrando los ángulos de rotación $\Delta\alpha$ del rotor 220, con el fin de obtener un ángulo acumulado de rotación α . Hay que observar que los captadores angulares del tipo de codificadores incrementales miden directamente el ángulo acumulado de rotación α , es decir
30 que miden directamente la integral de los ángulos de rotación $\Delta\alpha$ con respecto a un instante anterior.

Se comprende por tanto que, equipando a las ruedas de reacción 22 con captadores angulares 32 y por un tratamiento apropiado de las mediciones de los ángulos de rotación (relativo $\Delta\alpha$ o acumulado α) de los rotores 220 de estas ruedas de reacción, es posible determinar la variación de actitud del satélite 10, e igualmente la actitud del satélite 10 a después de esta variación, si se conoce la actitud del citado satélite antes de esta variación.

35 Hay que observar que, según la presente invención, se miden los ángulos de rotación (relativos $\Delta\alpha$ o acumulados α) de los citados rotores, que no deben ser confundidos con las velocidades de rotación y/o las aceleración angulares de los citados rotores. En efecto, las mediciones de velocidad de rotación o de la aceleración angular están generalmente afectadas de ruido, cuyas mediciones deben ser integradas para restituir la actitud del satélite 10. Por este motivo, se consideran ventajosamente, captadores angulares 32 aptos para medir directamente el ángulo de rotación (relativo
40 $\Delta\alpha$ o acumulado α), en la medida en que tales captadores angulares 32 permitirán generalmente obtener mejores resultados en la restitución de la actitud del satélite 10 que captadores que solo permiten medir la velocidad de rotación o la aceleración angular.

En la práctica, en los sistemas de control de actitud de la técnica anterior, es conocido dotar a las ruedas de reacción con captadores angulares, del tipo de taquímetros, tales como captadores de efecto Hall o codificadores ópticos, cuyas
45 mediciones son utilizadas para estimar las velocidades de rotación de los rotores con fines de control local y/o de vigilancia por la electrónica de la rueda de reacción. Según la invención, las mediciones de ángulos de rotación facilitadas por estos captadores angulares podrán entonces ser utilizadas ventajosamente para restituir la actitud del satélite 10, de modo que la puesta en práctica de la invención no necesitará añadir captadores angulares específicos para la restitución de actitud, sino que podrá utilizar los taquímetros preexistentes para obtener mediciones de ángulo

de rotación de los citados rotores.

5 En todos los casos, los captadores angulares, tales como captadores de efecto Hall o codificadores ópticos, son componentes menos caros que los girómetros. En el caso en que el dispositivo 30 de determinación de actitud estuviera desprovisto de girómetro, la adición de captadores angulares 32 con el solo objetivo de restituir la actitud de conformidad con la invención conduciría a un dispositivo 30 cuya complejidad y coste serían inferiores a los de los dispositivos que comprenden girómetros.

Hay que observar que si el dispositivo 30 solo se utilizan mediciones de los ángulos de rotación de los rotores 220 de las ruedas de reacción 22, el citado dispositivo 30 solo será en la práctica apto para determinar que la variación de actitud del satélite 10.

10 Hay que observar igualmente que la determinación de la variación de actitud en función de las únicas mediciones de los ángulos de rotación de los rotores 220 de las ruedas de reacción 22 solo es eficaz con la condición de que las ruedas de reacción 22 sean la principal fuente de variación de la actitud del satélite 10.

15 Este será por ejemplo el caso cuando la actitud del satélite 10 es controlada exclusivamente por las ruedas de reacción 22, y cuando los pares externos C_e sean despreciables o conocidos de modo preciso (por ejemplo debido a que los mismos varíen lentamente) en el horizonte de tiempo característico en el transcurso del cual se busca restituir las evoluciones de la actitud. Este no será en general el caso si los pares externos C_e no son despreciables y provocan fuertes variaciones de actitud y/o si los pares externos C_e varían rápidamente de modo que no pueden ser estimados de modo suficientemente preciso.

20 En todos los casos, en particular cuando la restitución de la actitud del satélite 10 no es posible en función de las únicas mediciones de los ángulos de rotación de los rotores de las ruedas de reacción 22, pueden utilizarse otras mediciones.

25 En particular, en el modo preferido de realización ilustrado por la figura 1, el dispositivo 30 comprende además un captador de actitud, apto para medir la actitud del satélite 10. En tal caso, el dispositivo 30 puede ser puesto en práctica no solamente para determinar la variación de actitud del satélite 10 entre dos instantes, sino igualmente la actitud del satélite 10 en un sistema de referencia predefinido cualquiera. En lo que sigue de la descripción, se estará, salvo mención contraria, en el caso en que el dispositivo 30 es puesto en práctica para determinar la actitud del satélite 10.

Preferentemente, el captador de actitud es un captador óptico. En lo que sigue de la descripción, se estará de manera no limitativa donde el captador de actitud es un captador óptico de tipo sensor estelar 36.

30 Además, los medios 34 de cálculo están configurados para determinar la actitud del satélite 10 en función no solamente de las mediciones de los ángulos de rotación de los rotores 220 de los captadores angulares 32, sino igualmente en función de las mediciones de la actitud del satélite 10 por el sensor estelar 36. En otras palabras, los medios 34 de cálculo ponen en práctica un filtro de estimación de la actitud del satélite 10, que efectúa una fusión de las mediciones efectuadas por los captadores angulares 32 y las mediciones efectuadas por el sensor estelar 36.

35 Debido a mediciones de la actitud del satélite 10 por el sensor estelar 36, la determinación de la actitud del satélite 10 será más consistente que explotando únicamente las mediciones de los ángulos de rotación de los rotores 220 de las ruedas de reacción 22.

Con respecto a un dispositivo de determinación de actitud que solo utilizara mediciones de actitud facilitadas por un sensor estelar, la utilización de las mediciones de los ángulos de rotación de los rotores 220 de las ruedas de reacción 22 permite mejorar los resultados de restitución de la actitud del satélite 10.

40 En efecto, estando afectadas de ruido las mediciones de actitud facilitadas por el sensor estelar 36, la adición de las mediciones hechas por los captadores angulares 32 permite filtrar una parte del ruido de las mediciones del citado sensor estelar.

Preferentemente, los medios 34 de cálculo comprenden al menos un filtro digital dinámico del tipo de filtro de Kalman.

45 Se describen seguidamente ejemplos no limitativos de filtros de Kalman adaptados para permitir la determinación de actitud del satélite 10 en función de las mediciones de los captadores angulares 32 y de las mediciones del sensor estelar 36. Con fines de simplificación de las ecuaciones, se estará en un sistema de una dimensión, formulando los filtros según un solo eje de control de la actitud y para una sola rueda de reacción 22. La generalización de estas ecuaciones al caso de N ruedas de reacción 22 para un control del satélite 10 según 3 ejes puede efectuarse de manera tradicional.

50 La figura 2a representa un primer ejemplo en el cual los medios 34 de cálculo comprenden un solo filtro 340 de Kalman.

Se estará de manera no limitativa en el caso de un filtro de Kalman lineal clásico. De manera conocida por el experto en la materia, tal filtro es un filtro de estimación recursivo que comprende dos etapas principales, una etapa de predicción (o propagación) y una etapa de actualización (o reajuste) en el transcurso de las cuales se determinan iterativamente los parámetros siguientes.

- $x_{k,k}$: estimación del vector de estado x_k del filtro 340 en el instante k ,
- $P_{k,k}$: matriz de covarianza del error sobre el estado del filtro 340.

De manera conocida, la predicción del estado del filtro y la predicción de la matriz de covarianza del error pueden efectuarse de acuerdo con las expresiones siguientes.

5
$$X_{k+1,k} = F_k \cdot x_{k,k} + B_k \cdot u_k \tag{e4}$$

$$P_{k+1,k} = F_k \cdot P_{k,k} \cdot F_k^T + Q_k \tag{e5}$$

expresiones en las cuales:

- F_k es una matriz de transición, que relaciona el estado en el instante k con el instante $k+1$,
- u_k es una entrada de control,
- 10 - B_k es una matriz que relaciona la entrada de control u_k con el vector de estado del filtro,
- Q_k es una matriz de covarianza del ruido,
- A^T es la matriz traspuesta de una matriz A .

De manera conocida, la actualización de la estimación del vector de estado del filtro 340 y la actualización de la matriz de covarianza del error se efectúan por ejemplo de acuerdo con las relaciones siguientes:

15
$$x_{k+1,k+1} = x_{k+1,k} \cdot (Id - K_k) + K_k \cdot y_k \tag{e6}$$

$$P_{k+1,k+1} = (Id + K_k \cdot H_k) \cdot P_{k+1,k} \cdot (Id + K_k \cdot H_k)^T + K_k \cdot R_k \cdot K_k^T \tag{e7}$$

expresiones en las cuales:

- y_k corresponde a las mediciones facilitadas en la entrada del filtro 340,
- H_k es una matriz que relaciona el vector de estado x_k con las mediciones y_k ,
- 20 - R_k es una matriz de covarianza del ruido de medición,
- Id es una matriz de identidad,
- K_k es una matriz de ganancia,

De manera conocida, la matriz K_k de ganancia es calculada por ejemplo de acuerdo con la relación:

$$K_k = P_{k+1,k} \cdot H_k^T \cdot (R_k + H_k \cdot P_{k+1,k} \cdot H_k^T)^{-1} \tag{e8}$$

25 En el contexto de la invención, y como está ilustrado en la figura 2a, el filtro 340 de Kalman toma preferentemente en entrada:

- las mediciones del ángulo de rotación del rotor 220 de la rueda de reacción 22 por el captador angular 32,
- las mediciones de actitud del satélite 10 por el sensor estelar 36,
- el par controlado (o consigna de par) en la rueda de reacción 22 por el sistema 20 de control de actitud.

30 Los estados del filtro 340 comprenden por ejemplo los estados siguientes.

- α : ángulo acumulado de rotación del rotor 220 de la rueda de reacción 22,
- ω : velocidad de rotación del rotor 220,
- f : aceleración angular del rotor debida al rozamiento,
- θ : actitud del satélite 10,

- 35 - Ω : velocidad de rotación del satélite 10,
- c : aceleración angular del satélite 10 debida a los pares externos,
- d : derivada de los pares perturbadores externos.

El vector de estado x_k del filtro en el instante k comprende entonces los estados discretos siguientes:

$$x_k = [\alpha_k \ \omega_k \ f_k \ \theta_k \ \Omega_k \ c_k \ d_k]^T \quad (e9)$$

Con el fin de predecir el estado del filtro y la matriz de covarianza del error, se consideran las ecuaciones dinámicas continuas siguientes:

$$5 \quad \dot{\alpha} = \omega \quad (e10)$$

$$\dot{\omega} = -\frac{1}{J} \cdot (C_c + C_f) \quad (e11)$$

$$\dot{\theta} = \Omega \quad (e12)$$

$$\dot{\Omega} = \frac{1}{I} \cdot (C_c + C_e + C_f) \quad (e13)$$

ecuaciones en las cuales:

- 10 - C_c es el par controlado en la rueda de reacción 22,
 - C_f es el par de rozamiento del rotor 220 de la rueda de reacción.

Las expresiones (e10) y (e11) corresponden a las ecuaciones dinámicas continuas para la predicción de los estados asociados a la rueda de reacción 22, mientras que las expresiones (e12) y (e13) corresponden a las ecuaciones dinámicas continuas para la predicción de los estados asociados al satélite 10.

- 15 Las ecuaciones dinámicas en el ámbito discreto (muestreado) se deducen de las ecuaciones dinámicas continuas, y pueden expresarse en las formas aproximadas siguientes:

$$\alpha_{k+1} = \alpha_k + \Delta T \cdot \omega_k - \frac{\Delta T^2}{2} \cdot \left(f_k + \frac{1}{J} \cdot u_k \right) \quad (e14)$$

$$\omega_{k+1} = \omega_k - \Delta T \cdot \left(f_k + \frac{1}{J} \cdot u_k \right) \quad (e15)$$

$$f_{k+1} = f_k \cdot \left(1 - \frac{\Delta T}{\tau_f} \right) \quad (e16)$$

$$20 \quad \theta_{k+1} = \theta_k + \Delta T \cdot \Omega_k - \frac{\Delta T^2}{2} \cdot \left(c_k + u_k + \frac{J}{I} \cdot f_k \right) \quad (e17)$$

$$\Omega_{k+1} = \Omega_k + \Delta T \cdot \left(c_k + u_k + \frac{J}{I} \cdot f_k \right) \quad (e18)$$

$$c_{k+1} = c_k + \Delta T \cdot d_k \quad (e19)$$

expresiones en las cuales:

- ΔT es el período de muestreo
 25 - u_k , la entrada de control, corresponde al par controlado normalizado por la inercia del satélite 10, o sea C_c/I .
 - el rozamiento del rotor 220 es modelado por una variable aleatoria exponencialmente correlacionada, es decir un ruido blanco de media nula y de desviación típica σ_f , filtrado por un filtro de paso bajo de constante de tiempo τ_f , la covarianza asociada a esta variable aleatoria correlacionada exponencialmente, que hay que añadir a la matriz Q_k , se expresa entonces por $2 \cdot \Delta T \cdot \sigma_f^2 / \tau_f$.

- 30 En el ejemplo no limitativo descrito, la derivada d_k de los pares externos C_e no es estimada porque su modelo de evolución no se considera conocido. Para hacer esto, las ganancias que multiplican la derivada d_k en la matriz K_k de ganancia son arbitrariamente puestas a cero.

El captador angular 32 y el sensor estelar 36 facilitan mediciones respectivamente del ángulo acumulado de rotación α del rotor 220 de la rueda de reacción 22 y de la actitud θ del satélite 10. La matriz H_k se expresa como sigue:

$$35 \quad H_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (e20)$$

Con el fin de simplificar la regulación del filtro 340 de Kalman, se puede modelar el ruido de medición estelar por un ruido blanco gaussiano de media nula y desviación típica σ_s cuyo valor es elegido de manera tradicional en función de un conocimiento a priori de características del ruido de medición.

El ruido de medición del ángulo acumulado de rotación α corresponde principalmente al error de cuantificación sobre

la posición angular del rotor 220, y es sensiblemente el mismo que el ruido de medición del ángulo de rotación $\Delta\alpha$. Si la velocidad de rotación del rotor 220 es suficientemente variable, el error de cuantificación puede ser modelado como un ruido gaussiano de media nula y desviación típica σ_α que se expresa en función de un paso de cuantificación q como:

$$\sigma_\alpha = \frac{q}{\sqrt{12}} \quad (e21)$$

5 La matriz R_k de covarianza del ruido de medición se expresa en este caso como sigue:

$$R_k = \begin{bmatrix} \sigma_s^2 & 0 \\ 0 & \frac{q^2}{12} \end{bmatrix} \quad (e22)$$

Habida cuenta de las expresiones (e14) a (e19), la matriz F_k de transición puede expresarse como sigue:

$$F_k = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & -\Delta T^2/2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -\Delta T & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 - \Delta T/\tau_r & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & (J/I) \cdot \Delta T^2/2 & 1 & \Delta T & \Delta T^2/2 & 0 \\ 0 & 0 & (J/I) \cdot \Delta T & 0 & 1 & \Delta T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (e23)$$

La matriz B_k de control puede expresarse como sigue.

$$10 \quad B_k = \frac{1}{J} \cdot [-\Delta T^2/2 \quad -\Delta T \quad 0 \quad (J/I) \cdot \Delta T^2/2 \quad (J/I) \cdot \Delta T \quad 0 \quad 0] \quad (e24)$$

Hay que observar que, de manera general, la toma en cuenta del rozamiento del rotor 220 en el filtro 340 permite tener un estimador más consistente en caso de inestabilidad de rozamiento. Además, el hecho de medir el ángulo de rotación del rotor 220, y de facilitar en la entrada el par controlado u_k permite igualmente tener una consistencia mejorada en caso de rozamientos, y permite deducir el par efectivamente creado por la rueda de reacción 22, que difiere del par controlado especialmente como consecuencia de los citados rozamientos.

La figura 2b representa esquemáticamente un segundo ejemplo en el cual los medios 34 de cálculo comprenden dos filtros de Kalman: un primer filtro 342 de Kalman y un segundo filtro 344 de Kalman.

El primer filtro 342 de Kalman es puesto en práctica para estimar el par creado por la rueda de reacción 22. Si se considera el filtro 340 de Kalman descrito anteriormente refiriéndose a la figura 2a, el primer filtro 342 puede por ejemplo conservar solo los estados $[\alpha, \omega, f]$, de modo que la matriz de transición del primer filtro 342 es obtenida a partir de la expresión (e23) conservando solo los coeficientes relativos a los estados $[\alpha, \omega, f]$:

$$20 \quad F_k = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & -\Delta T^2/2 \\ 0 & 1 & -\Delta T \\ 0 & 0 & 1 - \Delta T/\tau_r \end{bmatrix} \quad (e25)$$

A la salida del primer filtro 342, el par creado, designado por u'_k es calculado por ejemplo como sigue:

$$25 \quad u'_k = -\frac{1}{I} \cdot \frac{\omega_{k+1} - \omega_k}{\Delta T} \quad (e26)$$

El segundo filtro 344 de Kalman es puesto en práctica para determinar la actitud del satélite en función de las mediciones de actitud por el sensor estelar 36 en función de la estimación del par creado u'_k . Si se considera el filtro 340 de Kalman anteriormente descrito, el segundo filtro 344 puede por ejemplo conservar solo los estados $[\theta, \Omega, c, d]$, de modo que la matriz de transición del segundo filtro 344 es obtenida a partir de la expresión (e23) conservando solo los coeficientes relativos a los estados $[\theta, \Omega, c, d]$:

$$30 \quad F_k = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & -\Delta T^2/2 & 0 \\ 0 & 1 & -\Delta T & \Delta T^2/2 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta T \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (e27)$$

La matriz B_k de control puede expresarse como sigue:

$$35 \quad B_k = [\Delta T^2/2 \quad \Delta T \quad 0 \quad 0] \quad (e28)$$

La separación en un primer filtro 342 y un segundo filtro 344 es ventajosa porque la misma presenta una mejor compatibilidad retroactiva con eventuales filtros existentes. En efecto, el primer filtro 342 puede ser puesto en práctica para mejorar los resultados de cualquier filtro existente de estimación de actitud que tomará en la entrada el par

controlado, sin que sea necesario modificar este filtro existente.

Como se indicó anteriormente, la generalización de los ejemplos precedentes a un número N de ruedas de reacción 22 para un control de la actitud del satélite 10 según 3 ejes se efectúa de manera tradicional.

5 Por ejemplo, en el caso descrito en relación con la figura 2b, se puede prever un primer filtro 342 de Kalman para cada una de las ruedas de reacción 22, de modo que se estimen los estados $[\alpha, \omega, f]$ para cada una de las ruedas de reacción. La estimación del par creado u'_k es obtenida por ejemplo como sigue:

$$u'_k = \frac{1}{I \cdot \Delta T} \cdot W \cdot \begin{bmatrix} \omega_{k+1}^1 - \omega_k^1 \\ \omega_{k+1}^2 - \omega_k^2 \\ \vdots \\ \omega_{k+1}^N - \omega_k^N \end{bmatrix} \quad (e29)$$

expresión en la cual:

- 10 - W es una matriz de proyección de los ejes de las ruedas de reacción sobre los tres ejes de un sistema de referencia asociado al satélite 10,
- ω_k^n es la velocidad de rotación del rotor 220 de la enésima rueda de reacción 22 en el instante k.

De manera general, las expresiones dadas anteriormente en relación con las figuras 2a y 2b ilustran modos preferidos de puesta en práctica basados en uno (véase la figura 2a) o dos (véase la figura 2b) filtros de Kalman que permiten determinar la actitud del satélite 10 en función de las mediciones de los ángulos de rotación de los rotores 220 por los captadores angulares 32 y en función de las mediciones de actitud por el sensor estelar 36.

15 Se comprende que estas expresiones no son limitativas de la invención y que una elección particular de implementación del o de los filtros de Kalman, que explotan las mediciones de los ángulos de rotación de los rotores 220 por los captadores angulares 32 y las mediciones de actitud por el sensor estelar 36, solo constituye un modo particular de puesta en práctica de la invención.

20 De manera aún más general, es igualmente posible considerar otros filtros que los filtros de Kalman. Los filtros pueden ser de cualquier tipo de filtro dinámico de estimación, y/o cualquier tipo de filtro estático de ganancia constante. Especialmente, en el ejemplo descrito en relación con la figura 2b, nada excluye reemplazar uno y/o los dos filtros por filtros que no son filtros de Kalman, incluso por filtros de ganancia constante.

25 La figura 3a representa esquemáticamente las principales etapas de un procedimiento 50 de determinación de actitud o de variación de actitud, puesto en práctica por el dispositivo 30 según la invención.

Como está representado en la figura 3a, el procedimiento 50 comprende las etapas siguientes:

- 52 medición de los ángulos de rotación de los rotores 220 de las ruedas de reacción 22 por medio de captadores angulares 32,
- 30 - 56 determinación de la actitud del satélite, inducida por la rotación de los rotores 220 de las ruedas de reacción 22, en función de las mediciones de los ángulos de rotación de los citados rotores.

Cuando el satélite 10 comprende un sensor estelar 36, el procedimiento comprende preferentemente una etapa 54 suplementaria, visible en la figura 3a, de medición de la actitud del satélite 10 por el citado sensor estelar. La actitud del satélite es determinada entonces en el transcurso de la etapa 56 en función de las mediciones de los ángulos de rotación de los rotores y de las mediciones de la actitud del satélite.

35 En una variante, la actitud del satélite 10 es determinada igualmente en función de consignas de par aplicadas a las ruedas de reacción 22. Este es el caso especialmente en el ejemplo descrito en relación con la 2a, en la que el par controlado u_k es facilitado en la entrada del filtro 340 de Kalman. Esto es ventajoso en la medida en que el conocimiento del par controlado u_k y de los ángulos de rotación de los rotores 220 (y sus velocidades de rotación) permita estimar mejor el par de rozamiento C_f , y así estimar mejor los pares efectivamente creados por las ruedas de reacción 22. De este modo, se mejoran los resultados de determinación de la actitud del satélite 10.

Preferentemente, y como se indicó anteriormente, la etapa 56 de determinación de la actitud del satélite 10 pone en práctica un filtro 340 de Kalman, siendo facilitadas las mediciones de los ángulos de rotación de los rotores 220 y las mediciones de la actitud del satélite 10 en la entrada del citado filtro 340 de Kalman.

45 La figura 3b representa esquemáticamente un modo preferido de puesta en práctica del procedimiento 50. En relación con la figura 3a, la etapa 56 de determinación de actitud del satélite 10 comprende las subetapas de.

- 560 estimación de los pares creados por las ruedas de reacción 22 en función de las mediciones de los ángulos de rotación de los rotores 220,
- 562 estimación de la actitud del satélite 10 en función de las estimaciones de los pares creados por las ruedas de reacción 22 y en función de las mediciones de la actitud del satélite 10 por el sensor estelar 36.

5 En el caso del dispositivo 30 descrito en relación con la figura 2b, la subetapa 560 es ejecutada por el primer filtro 342 y la subetapa 562 es ejecutada por el segundo filtro 344.

Se estudian ahora los resultados de la determinación de la actitud del satélite 10.

Desde un punto de vista teórico, se ha visto que el ruido de medición del ángulo acumulado de rotación corresponde principalmente al error de cuantificación sobre la posición angular del rotor 220, que puede ser modelada como un ruido blanco gaussiano de media nula y de desviación típica σ_α que se expresa en función de un paso de cuantificación q como:

$$\sigma_\alpha \approx \frac{q}{\sqrt{12}} \quad (\text{e30})$$

Este error de cuantificación induce un error en la determinación de la actitud del satélite 10 que puede igualmente ser modelado como un ruido blanco gaussiano de media nula y de desviación típica σ_θ que se expresa como:

$$\sigma_\theta \approx \frac{I}{I} \cdot \frac{q}{\sqrt{12}} \quad (\text{e31})$$

Para un paso de cuantificación q de 1/24 de vuelta y una relación de inercia I/J de 25000, el error de cuantificación representa así un error en la determinación de la actitud del satélite 10 de desviación típica σ_θ sensiblemente igual a 3 microrradianes (μrad), lo que es inferior a las desviaciones típicas de los ruidos de medición constatados en mediciones facilitadas por sensores estelares (generalmente del orden de 20 μrad). Considerando un paso de cuantificación q de 1/200 de vuelta, la desviación típica σ_θ se reduce aproximadamente a 0,36 μrad , que hace el error de cuantificación despreciable.

Para satélites ágiles, la relación de inercia I/J es sin embargo menos favorable. Por ejemplo si la relación de inercia I/J es llevada a un valor comprendido entre 6000 y 8500, la precisión de determinación de la actitud por medio de captadores angulares 32 se reduce en un factor de 3 a 4.

25 La figura 4 ilustra los resultados de determinación de la actitud. De modo más particular, la figura 4 representa curvas para diferentes valores de la desviación típica σ_θ , en función a la vez de la resolución de la medición del ángulo de rotación (expresada en número Nb de bits, siendo el paso de cuantificación q igual a $1/2^{\text{Nb}}$ de vuelta) y de la incertidumbre sobre la variabilidad de las perturbaciones externas (expresada en rad/s^3). Las curvas representadas en la figura 4 han sido obtenidas por simulación por medio del filtro de Kalman descrito anteriormente en relación con las expresiones (e4) a (e24).

En la figura 4, se han puesto en evidencia igualmente intervalos de incertidumbre sobre la variabilidad de las perturbaciones externas, que corresponden a los entornos siguientes.

- órbita baja LEO (« Low Earth Orbit »): de aproximadamente $8 \cdot 10^{-11} \text{ rad/s}^3$ a aproximadamente $3 \cdot 10^{-10} \text{ rad/s}^3$,
- órbita geoestacionaria GEO (« GEostationary Orbit »): durante un eclipse: de aproximadamente $2 \cdot 10^{-11} \text{ rad/s}^3$ a aproximadamente $7 \cdot 10^{-11} \text{ rad/s}^3$
- órbita GEO estable: de aproximadamente 10^{-13} rad/s^3 a aproximadamente 10^{-12} rad/s^3 .

En la figura 4 se ve que un paso de cuantificación igual a 1/128 de vuelta (Nb igual a 7) permite obtener una desviación típica σ_θ comprendida entre aproximadamente 1,5 μrad y 2,5 μrad en órbita LEO y en órbita GEO durante un eclipse. Un paso de cuantificación igual a 1/512 de vuelta (Nb igual a 9) permite obtener una desviación típica σ_θ próxima a 1 μrad en órbita GEO estable.

Tales pasos de cuantificación (igual o inferior a 1/128 de vuelta, o incluso igual o inferior a 1/512 de vuelta) son inferiores, incluso muy inferiores a los pasos de cuantificación considerados en los satélites actuales equipados con ruedas de reacción dotadas de captadores angulares (taquímetros) para estimar su velocidad de rotación. Además, se comprende que el paso de cuantificación q según la invención será determinado en función de las necesidades de la misión en términos de precisión de la restitución de actitud. En particular, el paso de cuantificación q según la invención podrá ser determinado en función del tipo de órbita considerado: órbita LEO, órbita GEO, puntos de Lagrange, etc.

La descripción anterior ilustra claramente que por sus diferentes características y sus ventajas, la presente invención logra los objetivos que la misma se ha fijado.

En particular, se comprende que, debido a la utilización de mediciones de los ángulos de rotación de los rotores de

las ruedas de reacción para determinar la actitud y/o la variación de actitud del satélite 10, se podrá en ciertos casos tener un satélite 10 desprovisto de girómetros.

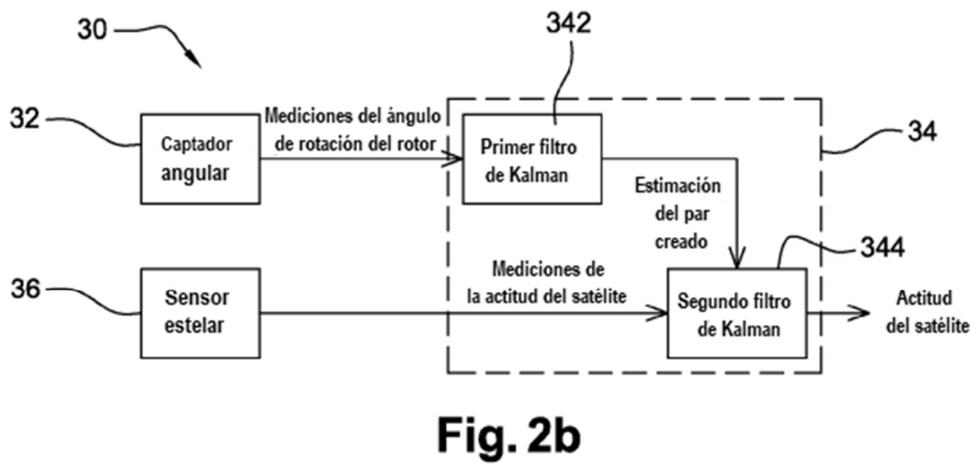
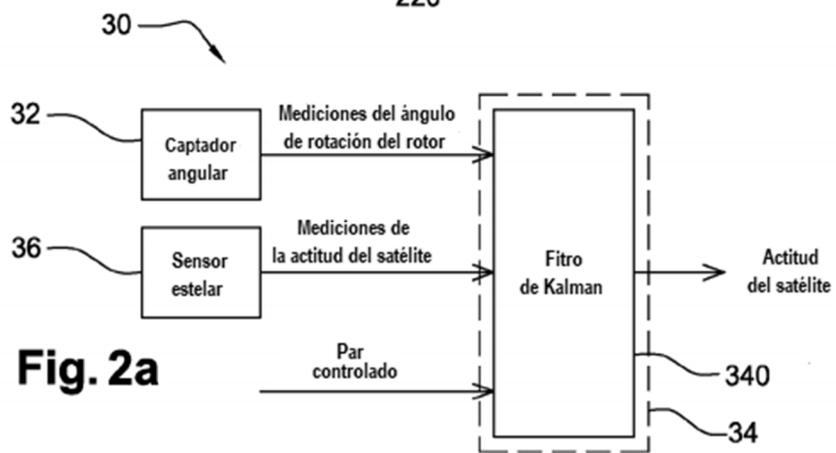
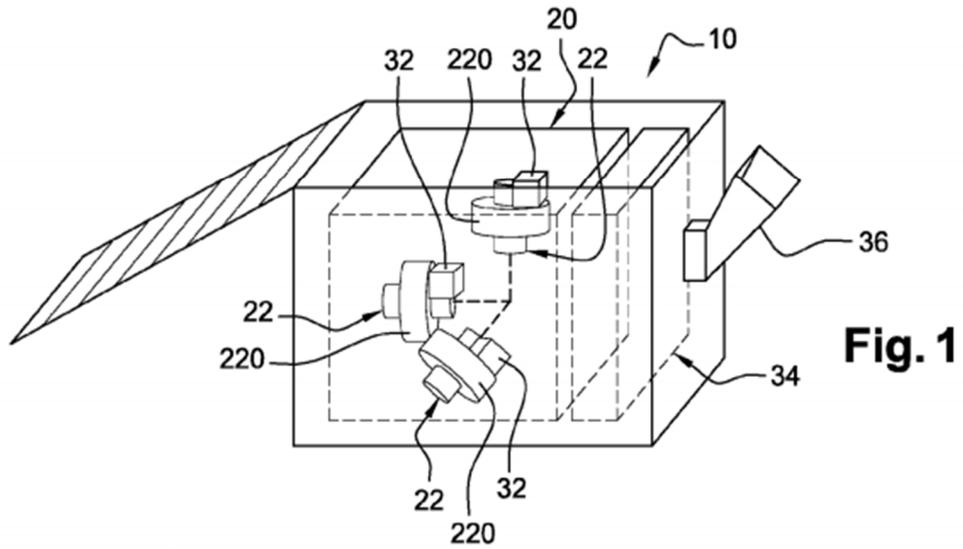
5 La invención es no obstante igualmente aplicable a satélites equipados con girómetros, pudiendo ser utilizadas las mediciones de los captadores angulares 32 como complemento de las mediciones de los girómetros, y/o en sustitución de las citadas mediciones de los girómetros cuando los mismos estén defectuosos.

10 La invención es aplicable a cualquier satélite cuya actitud deba ser determinada. Además, la actitud determinada para el satélite 10 puede ser utilizada para controlar la actitud del satélite 10, y/o para efectuar un tratamiento a posteriori de datos adquiridos por este satélite 10, etc. Por ejemplo, en el caso de un satélite 10 de observación de la Tierra o de cualquier otro cuerpo celeste, la actitud y/o la variación de actitud determinadas pueden ser transmitidas a una estación de suelo con las imágenes adquiridas por el satélite 10, con el fin de compensar en las citadas imágenes deformaciones geométricas introducidas por las variaciones de actitud del satélite durante la adquisición de estas imágenes.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Dispositivo (30) de determinación de una actitud o de una variación de actitud de un satélite (10), estando provisto el citado satélite de un sistema (20) de control de actitud que comprende al menos un actuador inercial (22), comprendiendo el citado al menos un actuador inercial un elemento giratorio (220) montado móvil en rotación alrededor de un eje de rotación, elemento giratorio cuya rotación es controlada para crear un par de control de actitud del citado satélite, caracterizado por que el citado dispositivo (30) comprende:
- un captador angular (32) destinado a medir el ángulo de rotación del elemento giratorio alrededor de su eje de rotación.
 - 10 - medios (34) de cálculo configurados para determinar la actitud o la variación de actitud del satélite (10), inducida por la rotación del elemento giratorio (220) de al menos un actuador inercial (22), en función de mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio (220) por el captador angular (32).
- 15 2. Dispositivo (30) según la reivindicación 1, caracterizado por que el mismo comprende un captador de actitud (36) apto para medir la actitud del satélite (10), y por que los medios (34) de cálculo están configurados para determinar la actitud del satélite (10) en función de mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio (220) por el captador angular (32) y en función de mediciones de la actitud del satélite (10) por el captador de actitud (36).
3. Dispositivo (30) según la reivindicación 2, caracterizado por que el captador de actitud (36) es un sensor estelar.
4. Dispositivo (30) según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que los medios (34) de cálculo comprenden al menos un filtro (340, 342, 346) digital de estimación.
- 20 5. Dispositivo (30) según la reivindicación 4, caracterizado por que al menos un filtro (340, 342, 346) digital de estimación es un filtro de Kalman.
6. Dispositivo (30) según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que el captador angular (32) es apto para medir el ángulo de rotación del elemento giratorio (220) con una resolución igual o inferior a 1/128 de vuelta, preferentemente igual o inferior a 1/512 de vuelta.
- 25 7. Dispositivo (30) según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que el captador angular (32) es un captador de efecto Hall o codificador óptico.
8. Satélite (10) que comprende un sistema (20) de control de actitud, caracterizado por que el mismo comprende un dispositivo (30) según una de las reivindicaciones precedentes, y en el cual al menos un actuador inercial (22) es una rueda de reacción.
- 30 9. Satélite (10) según la reivindicación 8, caracterizado por que el mismo está desprovisto de girómetro.
10. Procedimiento (50) de determinación de una actitud o de una variación de actitud de un satélite (10), estando el citado satélite provisto de un sistema (20) de control de actitud que comprende al menos un actuador inercial (22), comprendiendo el citado al menos un actuador inercial un elemento giratorio (220) montado móvil en rotación alrededor de un eje de rotación, elemento giratorio cuya rotación es controlada para crear un par de control de actitud del citado satélite, caracterizado por que, estando al menos un actuador inercial (22) previamente provisto de un captador angular (32) apto para medir el ángulo de rotación del elemento giratorio (220) alrededor de su eje de rotación, el procedimiento comprende las etapas de:
- 35
- (52) medición del ángulo de rotación del elemento giratorio (220) alrededor de su eje de rotación por medio del citado captador angular (32),
 - 40 - (56) determinación de la actitud o de la variación de actitud del satélite, inducida por la rotación del elemento giratorio (220) de al menos un actuador inercial (22), en función de mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio (220) por el captador angular (32).
11. Procedimiento (50) según la reivindicación 10, caracterizado por que:
- estando el satélite (10) provisto previamente de un captador de actitud (36) apto para medir la actitud del satélite, el procedimiento comprende una etapa (54) de medición de la actitud del satélite,
 - 45 - la actitud del satélite es determinada en función de mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio (220) por el captador angular (32) y en función de mediciones de la actitud del satélite (10) por el captador de actitud (36).
12. Procedimiento (50) según la reivindicación 11, caracterizado por que la actitud del satélite (10) es determinada igualmente en función de consignas de par aplicadas al menos a un actuador inercial.

13. Procedimiento (50) según una de las reivindicaciones 11 a 12, caracterizado por que la etapa (56) de determinación de la actitud del satélite (10) pone en práctica un filtro digital de estimación, siendo facilitadas las mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio (220) y las mediciones de la actitud del satélite (10) en la entrada del citado filtro digital de estimación.
- 5 14. Procedimiento (50) según la reivindicación 13, caracterizado por que el filtro digital de estimación es un filtro de Kalman.
15. Procedimiento (50) según la reivindicación 11, caracterizado por que la etapa (56) de determinación de la actitud del satélite (10) comprende las subetapas de:
- 10 - (560) estimación del par creado por al menos un actuador inercial (22) en función de mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio (220),
- (562) estimación de la actitud del satélite (10) en función de la estimación del par creado por al menos un actuador inercial (22) y en función de mediciones de la actitud del satélite (10) por el captador de actitud (36).
16. Procedimiento (50) según la reivindicación 15, caracterizado por que la subetapa (562) de estimación de la actitud del satélite (10) pone en práctica un primer filtro de Kalman, y por que las mediciones de actitud del satélite y la estimación del par creado por al menos un actuador inercial (22) son facilitadas en la entrada del citado primer filtro de Kalman.
- 15
17. Procedimiento (50) según una de las reivindicaciones 15 a 16, caracterizado por que la subetapa (560) de estimación del par creado por al menos un actuador inercial (22) pone en práctica un segundo filtro de Kalman, y por que las mediciones del ángulo de rotación del elemento giratorio (220) son facilitadas en la entrada del citado segundo filtro de Kalman.
- 20
18. 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 según una de las reivindicaciones 10 a 17.



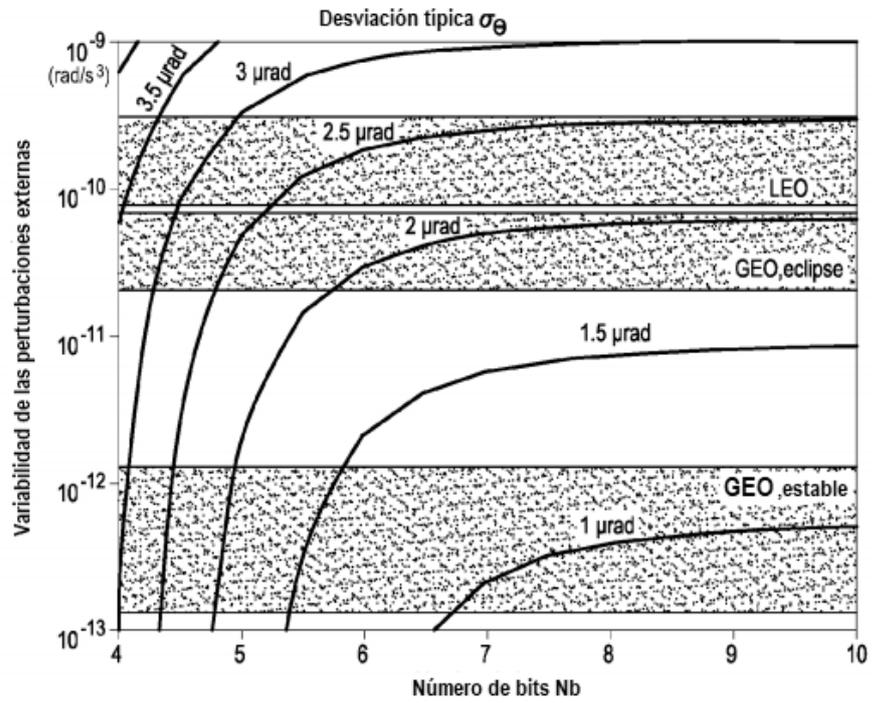
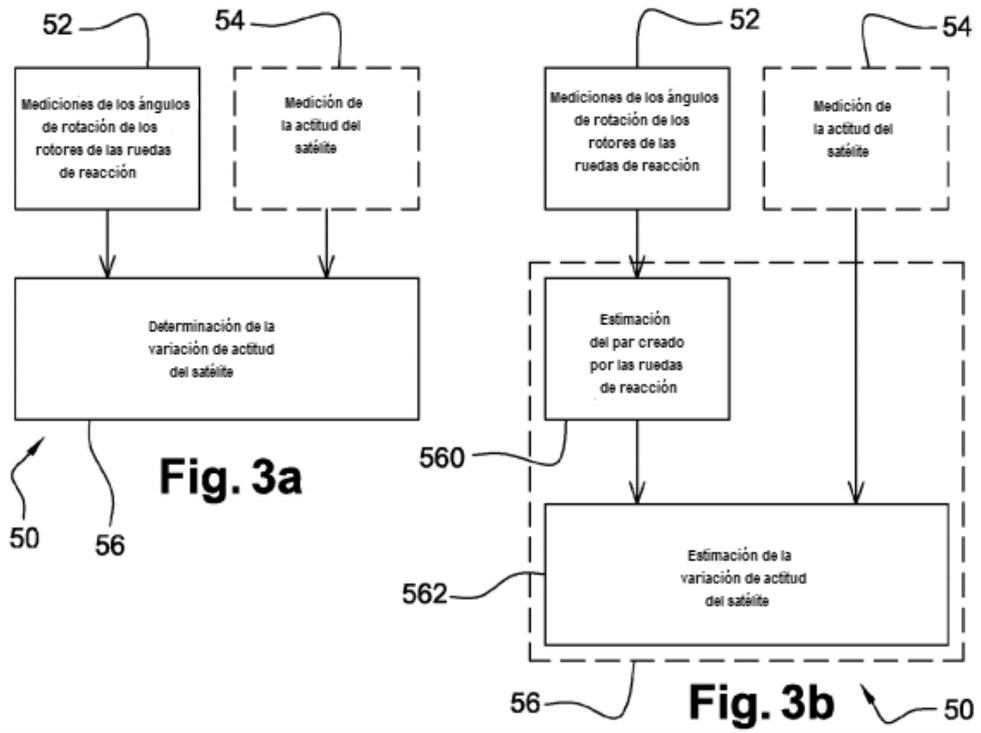


Fig. 4