

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 654 611**

51 Int. Cl.:

**B64G 1/26** (2006.01)

**B64G 1/36** (2006.01)

**G05D 1/08** (2006.01)

**B64G 1/24** (2006.01)

**B64G 1/28** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **01.02.2010 E 10250166 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.10.2017 EP 2224307**

54 Título: **Maniobras de adquisición de una nave espacial usando un control sin giroscopio basado en la posición**

30 Prioridad:

**03.02.2009 US 149453**

**18.06.2009 US 487187**

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

**14.02.2018**

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)**

**100 North Riverside Plaza**

**Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**LIU, DAN Y. y**

**CHIANG, RICHARD Y.**

74 Agente/Representante:

**CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel**

**ES 2 654 611 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

Maniobras de adquisición de una nave espacial usando un control sin giroscopio basado en la posición

**Antecedentes**

5 La presente invención se dirige en general hacia sistemas para llevar a una nave espacial a una actitud apropiada. Se ha inventado un control sin giroscopio basado en la posición para realizar la maniobra de adquisición para la nave espacial sin información giroscópica disponible pero con sensores de posición (por ejemplo, rastreadores de estrellas), que podrían estar en una larga intrusión durante la maniobra.

10 Los sistemas desvelados en el presente documento permiten maniobras de adquisición de una nave espacial sin giroscopio incluyendo adquisiciones de potencia con la nave espacial tanto en una configuración replegada como desplegada, despliegues de alas/reflectores, realineación con gran ángulo a la estación, mapeado de antenas, mantenimiento de la actitud en la descarga del momento, etc.

15 En un sistema de control de actitud (ACS) típico de una nave espacial, el giroscopio juega un papel crucial en la realización de las maniobras de adquisición de la nave espacial, tanto en una configuración replegada como totalmente desplegada. Sin embargo, debido a los recursos limitados, un programa puede optar por usar solamente un único giroscopio integrado, lo que incrementa drásticamente el factor de riesgo en el área de la falta de autonomía. Dado que otros sensores de posición, tales como los rastreadores de estrellas, se han hecho más avanzados y potentes, es necesario un algoritmo que use la referencia de actitud, en lugar de la referencia de ritmo de cambio, para la nave espacial sin datos disponibles de una unidad de referencia inercial (IRU) tanto en el estado de conmutación como en el estado pos-conmutación.

20 Se desvela en el presente documento un sistema de control sin giroscopio basado en la posición que usa sensores de posición para dirigir las maniobras de adquisición de la nave espacial bajo diversos escenarios de maniobra. Adicionalmente, un sensor de intrusión impedirá una actualización de la estimación de la actitud cuando se usa un sensor de posición, dando como resultado una deriva de la actitud desde la intrusión. Se proporciona un método para disminuir el impacto de las intrusiones en el sensor usando la técnica de control de posición desvelada en el presente documento.

30 En el pasado, existía una operación sin giroscopio pero era solo aplicable durante unos pocos minutos durante toda la misión basándose en una necesidad, es decir, para conmutar el giroscopio a su equipo de reserva cuando la unidad principal fallaba. Antes de que se calentara el giroscopio redundante, el ACS necesitaba un control "sin giroscopio" para supervisar la estabilidad del sistema durante un corto momento. Para dicho ACS sin giroscopio momentáneo, los analistas en el pasado simplemente se basaron en el denominado "ritmo de cambio deducido" a partir de los sensores de posición tales como rastreadores de estrellas o sensores de tierra. Usaron las leyes de control existentes para cerrar el lazo del ACS, como si la información del ritmo de cambio estuviese siempre disponible. Algunas naves espaciales anteriores han desconectado el giroscopio durante el modo de mantenimiento seguro en estación, pero no podrían realizar (no lo hicieron) ningunas "maniobras" sin giroscopio tal como se describen en el presente documento.

40 El "ritmo de cambio deducido" cuando no está disponible el giroscopio tiende a producir un enorme ruido y es mucho peor que la información de ritmo de cambio original. Se puede filtrar el ruido en algún grado pero con la contrapartida de sacrificar los márgenes de estabilidad del sistema. Como resultado, esta información de ritmo de cambio "artificial" ruidosa puede producir un pobre rendimiento, saturar la capacidad de actuación del control, limitar la capacidad de control y de observación del ACS, y eventualmente poner en peligro la estabilidad de la actitud de toda la nave espacial y hacer que la nave espacial caiga. En el pasado, dado que la operación "sin giroscopio" solo ocurría menos del 0,001 % del tiempo que abarcaba la misión, era aceptable el uso temporalmente de un "ritmo de cambio deducido" antes de que la deriva por ruido del ritmo de cambio contaminara el ACS. Pero para una maniobra de la misión "sin giroscopio" oficial sería, un "ritmo de cambio deducido" se convierte en complicada y molesta y se necesita críticamente un algoritmo que use los sensores de posición.

En la Publicación de Solicitud de Patente de Estados Unidos US 2004/0140400, se describe un método para incrementar el intervalo de la operación de desplazamiento de la inclinación para una nave espacial que use un sensor de tierra funcionando en un modo de escaneado simple.

50 En la Publicación de Solicitud de Patente de Estados Unidos US 2005/0027407, se describe un método y sistema inventivo de maniobra activa autónoma para el giro de una nave espacial.

### Breve resumen

- El sistema y método desvelado en el presente documento no necesita basarse en la medición del ritmo de cambio para ninguna maniobra de adquisición. En su lugar el sistema puede ordenar simplemente a la nave espacial realizar una maniobra en 3 ejes basándose puramente en una medición de la "posición". Usando un "concepto de cardán inercial", se dedujo un conjunto de fórmulas que pueden mapear un conjunto de movimientos "inerciales" en la estructura del cuerpo de la nave espacial basándose en información de posición de modo que la nave espacial pueda realizar/seguir de acuerdo con las órdenes de maniobra de posición inercial deseadas. También, el sistema y método desvelado en el presente documento emplea una ley de dirección en intrusión para proteger a la nave espacial frente a fallos en la adquisición cuando tiene lugar una larga intrusión en el sensor.
- 5
- 10 Las maniobras de adquisición previas tal como la adquisición de potencia, la realineación de gran ángulo a la estación, mapeado de antenas, etc., se basaban en mediciones del ritmo de cambio desde los giroscopios. El sistema desvelado en el presente documento puede realizar estas maniobras solo con mediciones de la actitud procedentes de sensores de posición.
- 15 El diseño de autonomía en fallo sobre la adquisición de potencia (tanto durante la órbita de transferencia girando como en la estación) y otras maniobras de adquisición en la estación no pueden cerrarse con los métodos previos que se basan en un giroscopio redundante. La presente invención permite que funcione un diseño de fallo seguro con sensores de posición solamente cuando el único giroscopio integrado haya fallado. Adicionalmente, los algoritmos tal como se desvelan en el presente documento funcionan como un ahorrador de combustible dado que las maniobras de adquisición de potencia pueden realizarse mediante las ruedas, en lugar de los propulsores.
- 20 Otros aspectos de la invención se desvelan y reivindican a continuación.

### Breve descripción de los dibujos

- La FIG. 1 es un diagrama de bloques esquemático de un sistema de control de actitud para las maniobras de adquisición de una nave espacial usando un control sin giroscopio basado en la posición de acuerdo con una realización de la invención.
- 25 Las FIGS. 2A y 2C muestran una vista lateral tridimensional de un patrón de adquisición en espiral, mientras que los dos trazados vistos en las FIGS. 2B y 2D muestran las vistas superiores de ese patrón en espiral.
- La FIG. 3 muestra órdenes de posición en cuaternión con respecto a una estructura de cardán inercialmente fija.
- La FIG. 4 es un diagrama lógico de estado en modo de adquisición de potencia para una nave espacial en una configuración replegada (AQM).
- 30 La FIG. 5 es un diagrama lógico de estado en modo de adquisición de potencia para una nave espacial en una configuración desplegada (SHM).
- Se hará ahora referencia a los dibujos en los que elementos similares en los diferentes dibujos llevan los mismos números de referencia.

### Descripción detallada

- 35 De acuerdo con una realización representada en la FIG. 1, el sistema para el control de la actitud de una nave espacial 2 comprende una pluralidad de rastreadores de estrellas 6 como sensores de posición, una unidad de referencia inercial (IRU) 8, propulsores/ruedas de reacción 16 como actuadores, y un procesador de control 4 que tiene una pluralidad de módulos de software de vuelo, incluyendo un estimador 10, un controlador basado en la posición 14, y algoritmos de adquisición de potencia (AQM, SHM) y lógica en modo normal (NRM) (bloque 12 en la
- 40 FIG. 1). Los algoritmos de adquisición de potencia producen órdenes de posición en cuaternión para dirigir las maniobras de adquisición y colocar a la nave espacial 2 en un estado de potencia/térmico seguro. La lógica de modo normal produce órdenes de posición en cuaternión para realizar una realineación de gran ángulo o mantener la actitud. El estimador 10 calcula la actitud de la nave espacial y estima el ritmo de cambio basándose en las mediciones de actitud recibidas desde los rastreadores de estrellas 6. El controlador basado en la posición 14 usa la
- 45 actitud ordenada y estimada para calcular los pares del propulsor o rueda, o ambos. Este sistema también proporciona la flexibilidad de uso de o bien el ritmo de cambio o bien la actitud con el mismo diseño de la ley de control, lo que reduce grandemente la complejidad del software de vuelo.

- Cada rastreador de estrellas 6 es un sensor óptico usado para identificar las estrellas en el espacio. Los rastreadores de estrellas superan la obsolescencia del sensor de tierra en tanto que proporcionan una precisión de
- 50 apuntado más alta y una determinación de la actitud más robusta.

La IRU 8 es un sensor integrado a bordo usado para medir el ritmo de cambio del cuerpo de la nave espacial con respecto a un marco de referencia inercial. Los términos “giroscopio” e “IRU” se usan en el presente documento de modo intercambiable para referirse al mismo dispositivo de detección del ritmo de cambio. La presente invención hace posible controlar la actitud de la nave espacial sin el uso de la IRU o sin ninguna IRU integrada a bordo de la nave espacial.

De acuerdo con una realización, el estimador 10 visto en la FIG. 1 implica un procesamiento de la estimación de la actitud que usa las mediciones de actitud desde los rastreadores de estrellas como entrada para deducir las estimaciones de posición en cuaternión (es decir la actitud de la nave espacial estimada en términos de un cuaternión) como salida para los módulos 12 y el controlador basado en la posición 14. El estimador puede calcular también las estimaciones de ritmo de cambio basándose en las mediciones de actitud. Una estimación de ritmo de cambio es la estimación de los ritmos de cambio del cuerpo de la nave espacial en inclinación, cabeceo y orientación con respecto a un marco de referencia inercial. Los cálculos realizados por el estimador 10 son conocidos por los expertos en la materia.

Las “operaciones en modo normal” vistas en la FIG. 1 son básicamente un secuenciador de fase en modo normal usado para dirigir la operación normal en estación de la nave espacial de modo que la actitud estimada en términos de estimaciones de posición en cuaternión seguirán estrechamente las órdenes en cuaternión a través del sistema de control 14 diseñado basándose en un concepto de control de cardán inercial basado en la posición.

El sistema incluye dos secuenciadores de fase adicionales que se relacionan con los algoritmos de adquisición de potencia vistos en la FIG. 1. La función del secuenciador de fase del modo de adquisición del Sol (AQM) es para conseguir y mantener un estado de potencia y térmico seguro durante la órbita de transferencia. La función del secuenciador de fase de modo de mantenimiento seguro (SHM) es para conseguir un estado de potencia y térmico seguro durante las fases posteriores al despliegue de alas de la misión y en órbita.

La expresión “estado de potencia y térmico seguro” significa que la nave espacial está o bien en una rotación lenta alrededor de un eje seleccionado del cuerpo con los paneles de alas solares en exposición al Sol periódicamente, o bien en una actitud fija de modo que los paneles solares estén expuestos al Sol continuamente. Una adquisición del Sol con éxito mantendrá las alas hacia el Sol, proporcionando suficiente potencia para el soporte de las cargas de la nave espacial, incluyendo la potencia necesaria para los calentadores.

El sistema desvelado en el presente documento usa una arquitectura de control por realimentación proporcional (bloque 14 en la FIG. 1) para calcular las órdenes de par de propulsor/rueda. Esto significa que el sistema de control usa las señales del sensor como entrada para estimar la actitud y ritmo de cambio de la nave espacial y calcula a continuación las órdenes de la señal de control, basándose en las actitudes/ritmos de cambio ordenados y estimados, a través de un controlador lineal para accionar el actuador de control. Las ganancias de control de posición y ritmo de cambio del controlador se diseñan basándose en el concepto de control cardán basado en la posición descrito en el presente documento. Se diseñó una ley de control de H infinito en dos estados para la dinámica de la nave espacial en órbita de transferencia para satisfacer los requisitos de estabilidad, rendimiento y robustez. Es idéntico en cada eje, por ello fácil de implementarse. La ley de control se basó en una orden solo de posición y una realimentación solo de posición muestreada a 4 RTi (0,1311 s). Su realización en la transformada z es

$$G(z) = \frac{0,001z^2 - 0,00026z - 0,0007326}{z^2 - 1,7z - 0,7046} .$$

El sistema desvelado en el presente documento se caracteriza por su control solo de posición y el método de generación de la orden de posición se basa en una determinación continuada de la actitud en el sensor de actitud. Puede usarse, sin información de giroscopio, para (1) colocar y mantener la nave espacial, en configuraciones o bien replegada o bien totalmente desplegada, en un estado de potencia/térmico seguro a partir de una pos-conmutación y (2) realizar una realineación de gran ángulo a la estación y/o captura de actitud. Adicionalmente, este sistema proporciona una ley de dirección en intrusión sin giroscopio (parte de los algoritmos AQM y SHM) para proteger contra posibles fallos de la adquisición desde una larga intrusión en el sensor. La ley de dirección en intrusión sin giroscopio se aplica a las fases de los secuenciadores de fase AQM y SHM siempre que sea aplicable.

La realización desvelada en el presente documento utiliza un “Concepto de Cardán Inercial” para representar el espacio inercial con un cardán en dos ejes. La funcionalidad del cardán es representar un espacio inercial tridimensional con elevación, azimut y rotación del punto de mira. Las rotaciones de azimut y elevación de los ejes cardán cubren todo el cielo tridimensional. Se puede usar el “Concepto de Cardán Inercial” para deducir una serie de órdenes en cuaternión que permitan a una nave espacial realizar las maniobras deseadas de adquisición en 3 ejes sobre el sensor de actitud. [La expresión “sobre sensor de actitud”, tal como se usa en el presente documento, significa que el sistema de control de actitud usa las mediciones como referencias del sensor de actitud (por ejemplo, rastreadores de estrellas) para estimar la actitud de la nave espacial y realizar el control de la maniobra de

adquisición deseada de modo que la actitud estimada seguirá cercanamente a la orden de actitud.] Los ángulos de Euler (en tres dimensiones) pueden representarse por elevación, azimut y rotación del punto de mira. La idea básica del "Concepto de Cardán Inercial" es rotar el cardán en dos direcciones —una alrededor de "Azimut" y la otra alrededor de "Elevación"— con ritmos de cambio de rotación que creen un patrón de maniobra en "espiral" necesario para una maniobra de adquisición. Por lo tanto mover el cardán sistemáticamente puede llevar a cabo sistemáticamente las secuencias de transformación Euler requeridas. Este patrón en espiral es un patrón de adquisición tridimensional. El centro del campo de visión del rastreador de estrellas forma una trayectoria en "forma espiral" tal como se muestra en las FIGS. 2A-2D. Los dos trazados vistos en las FIGS. 2A y 2C presentan una vista lateral tridimensional del patrón en espiral (tiempo total igual a 2000 s). Los dos trazados vistos en las FIGS. 2B y 2D muestran las vistas desde arriba del patrón en espiral.

Más específicamente, la presente invención emplea una secuencia Euler 1-2-3 de rotación para mapear el movimiento de cardán inercialmente fijo al movimiento del cuerpo de la nave espacial a través de una operación en cuaternión:  $T = [\Phi]_3[a]_2[e]_1$  en la que "e" es el ángulo de cardán de EL, "a" es el ángulo de cardán de AZ, y "Φ" es el ángulo de giro. (La representación en cuaternión se usa por conveniencia.) La transformación combinada total en términos de un conjunto de órdenes en cuaternión con respecto al marco cardán inercialmente fijo se muestra en la FIG. 3. En la FIG. 3, el bloque etiquetado 1/S indica un integrador que integra los ritmos de cambio de entrada para obtener posiciones.

La presente invención incluye secuenciadores de fase para dirigir la adquisición de potencia deseada con un control basado en la posición sobre el sensor de actitud. El diagrama del estado de la lógica del modo de adquisición se da en la FIG. 4 para la nave espacial en una configuración replegada (AQM) y en la FIG. 5 para la nave espacial en una configuración desplegada (SHM).

El AQM proporciona una capacidad de adquisición del Sol de emergencia durante la órbita de transferencia. Puede poner a la nave espacial en un estado de potencia/térmico seguro durante un periodo de tiempo prolongado a partir de condiciones iniciales arbitrarias (actitud o ritmo de cambio). Es útil para una recuperación de anomalías. El AQM usa propulsores para acelerar/desacelerar y las ruedas para hallar el Sol y mantener a la nave espacial en un estado de potencia/térmico seguro.

En breve, el AQM funciona como sigue. Primero, el AQM usa sensores solares de ranura orbital de transferencia extendida con un campo de visión de  $\pm 75$  grados para colocar el vector solar en el plano X/Z del cuerpo, seguido por una reorientación Z para colocar el eje Z del cuerpo perpendicular a la línea solar. La nave espacial usa propulsores para acelerar hasta 0,6 grados/segundo alrededor del eje Z del cuerpo y permanece en este ritmo de cambio usando las ruedas con el Sol en el plano X/Y y paneles solares bien iluminados.

El AQM usa o bien datos de giroscopio o bien datos del rastreador de estrellas para ejecutar una maniobra de adquisición. En cualquier caso se usa un bucle de control de "cardán inercial" basado en la posición; el cuaternión de la orden se actualiza usando los ritmos de cambio  $\Phi$ , AZ (azimut) y EL (elevación) deseados para definir la posición deseada de los ejes de la nave espacial a todo lo largo de la ejecución AQM completa.

Más específicamente, el procedimiento de inicialización para el AQM se muestra en la fase 18 de la FIG. 4. Como se ve en la FIG. 4, el algoritmo AQM (1) primero gira hacia abajo la nave espacial a partir del ritmo de cambio inicial hasta  $[0, 0, 0,25]$  grados/segundo y realiza la descarga del momento a través del propulsor (fase 20); (2) a continuación realiza una realineación de búsqueda de orientación/punto de mira para llevar al Sol al campo de visión del sensor solar con la rueda (fases 22 y 24); (3) realiza una reorientación Z de 90 grados para asegurar que la línea solar es normal a los paneles solares con la rueda (fase 26); y (4) gira finalmente hacia arriba por medio del propulsor de nuevo a  $[0, 0, 0,6]$  grados/segundo y a continuación conmuta al uso de las ruedas para mantener el giro Z en un estado de mantenimiento seguro (fase 28). La fase de giro Z es la fase final del AQM. En esta fase de mantenimiento seguro, la nave espacial está girando alrededor del eje de orientación del cuerpo (es decir, el eje del cuerpo Z) con un ritmo de cambio constante de 0,6 grados/segundo. Los paneles solares exteriores de las alas solares norte y sur replegadas están con el Sol cada 300 segundos a este ritmo. El control de rueda permanece activo para mantener el giro de la nave espacial a este ritmo de cambio. La nave espacial permanece en este estado de "giro Z" con un control de rueda activo de modo indefinido, es decir, en este punto la nave espacial está esperando a una interferencia de tierra (por ejemplo, envío de órdenes para salir del modo de adquisición, reconfigurar la nave espacial de vuelta a la operación de órbita de transferencia normal, etc.).

Una flota de naves espaciales existente emplea el AQM regular (heredado) para realizar la maniobra de adquisición del Sol con control de propulsores y acaba con, en el estado de mantenimiento seguro, la nave espacial girando alrededor del eje X del cuerpo en el modo de espera sin control. (Esto es lo que significa el término "giro X libre".) Obsérvese que el giro X es dinámicamente estable y no se requiere un control activo. El nuevo AQM tal como se presenta en la presente divulgación se diseña para realizar en su lugar las maniobras sobre la rueda (es decir un ahorro de combustible) y finaliza con la nave espacial girando alrededor del eje Z del cuerpo mientras el control con la rueda permanece activo. La singularidad de este nuevo planteamiento es la siguiente.

La herencia “giro X libre” puede no ser factible para la manivela de adquisición con la rueda dado que el eje X del cuerpo es el eje principal con mucha mayor inercia alrededor de este eje que el eje z del cuerpo (eje menor). Cuando se realiza la reorientación del momento Z a X según sea necesario para llevar a la nave espacial al estado de mantenimiento seguro, la nave espacial experimentará un intercambio de momento significativo entre el cuerpo/rueda si se está con el control de rueda, dando como resultado una saturación del momento de rueda y, en consecuencia, un fallo de la adquisición. El nuevo AQM desvelado en el presente documento aprovecha la más pequeña inercia de la nave espacial alrededor del eje Z del cuerpo, en el que puede omitirse la etapa de reorientación del momento Z a X según sea necesario para el AQM heredado, pero aún se necesita permanecer en un control por rueda dado que el eje Z del cuerpo es dinámicamente inestable. (Obsérvese que la nave espacial puede estar en un giro X o giro Z para cumplir con los requisitos de seguridad de potencia y térmica.)

El SHM proporciona una capacidad de adquisición del Sol de emergencia durante las fases pos-despliegue de alas de la misión y en órbita. Puede poner a la nave espacial en un estado de seguridad de potencia/térmico durante un periodo prolongado de tiempo a partir de condiciones iniciales arbitrarias de actitud y ritmo de cambio (limitado por la capacidad de almacenamiento del momento de las RWA). El SHM usa propulsores o ruedas para anular los ritmos de cambio y la ruedas para hallar el Sol y mantener la nave espacial en un estado de seguridad de potencia/térmica. El SHM también proporciona la capacidad de descarga del momento cuando se selecciona la opción propulsor.

El SHM consigue un estado de seguridad de potencia y térmico para la nave espacial mediante ordenación de realineaciones coordinadas tanto del cuerpo como de las alas hasta que la corriente de alas esté por encima de un umbral establecido.

Finalmente, el SHM puede usar tanto datos del giroscopio como datos del rastreador de estrellas para ejecutar una maniobra de adquisición. En ambos casos, se usa un bucle de control de “cardán inercial” basado en la posición; el cuaternión ordenado se actualiza usando los ritmos de cambio  $\Phi$ , AZ (azimut) y EL (elevación) deseados para definir la posición deseada de los ejes de la nave espacial a todo lo largo de la ejecución del SHM completa.

Más específicamente, el procedimiento de inicialización para el SHM se muestra en la fase 32 de la FIG. 5. El algoritmo de SHM (1) primero anula los ritmos de cambio iniciales a cero y realiza una descarga del momento (si se requiere) a través del propulsor (fase 34); (2) coloca a continuación las alas en un modo de búsqueda solar (fase 36); (3) realiza a continuación una realineación X/Z (si se requiere) para pasar la prueba de corriente de ala con la rueda (fase 38); y (4) realiza finalmente una rotación lenta en cabeceo a 0,1 grados/segundo con la rueda (fase 40).

Con el “Concepto de Cardán Inercial” descrito anteriormente, el sistema desvelado en el presente documento calcula los comandos de posición en cuaternión, en cada fase del modo, para conducir a una maniobra deseada en el marco Inercial Centrado en Tierra (ECI). El método de cálculo es como sigue (con referencia de nuevo a la FIG. 3).

(i) Tras la entrada en una nueva fase de modo, usar la estimación en cuaternión de cuerpo a ECI a partir del módulo de software de la determinación de la actitud (ATD) en la entrada en la fase como la “referencia inercial” local (definida como la referencia original):  $\hat{q}_{ref}^0 = \hat{q}_{b\_eci}^{est} (= \hat{q}_{s\_eci})$ . El módulo de software ATD es parte del estimador visto en la FIG. 1. El módulo de software ATD realiza las siguientes funciones: (1) proporciona una estimación en tiempo real de la actitud del bus con respecto a un marco de referencia inercial; (2) proporciona una estimación en tiempo real del ritmo de cambio angular del cuerpo con relación a una referencia inercialmente fija; (3) proporciona una estimación en tiempo real de la aceleración angular residual del cuerpo; (4) proporciona una estimación en tiempo real de las desviaciones en el ritmo de cambio giroscópico; y (5) proporciona la función para predecir o estimar la actitud para un tiempo no igual al tiempo actual. El ATD es un algoritmo de determinación de la actitud heredado, pero con las ganancias de estimación diseñadas con un concepto de control de cardán inercial basado solo en la posición.

(ii) Mientras está en el procesamiento de la fase de modo, calcula los comandos de ángulo cardán  $e, a, \Phi$  basándose en los comandos de ritmo de cambio del cardán  $\dot{e}, \dot{a}, \dot{\Phi}$ , establecidos funcionalmente para cada fase, y calcula los comandos de posición en cuaternión  $\hat{q}_{b\_s}^c$  correspondientes con una secuencia Euler 1-2-3 de rotación dada en la FIG. 3, que especifica la actitud de la nave espacial controlada con relación a la “referencia inercial”.

(iii) Actualiza los comandos de posición en cuaternión con relación al marco ECI:  $\hat{q}_{b\_eci}^c = \hat{q}_{ref}^0 \otimes \hat{q}_{b\_s}^c$  y los envía a un módulo de software de dirección del bus (STR) como una entrada al bucle de control de “cardán inercial” basado en la posición. (El módulo de software STR es parte del bloque 14 mostrado en la FIG. 1.) El módulo de software STR realiza las siguientes funciones: (1) proporciona un marco de referencia de determinación de la actitud al módulo de software de Determinación de la Actitud (ATD); y (2) proporciona comandos de dirección del cuerpo (bus) de la nave espacial al controlador de realimentación proporcional. El módulo de software STR es un módulo de dirección del bus heredado.

(iv) Sale a la siguiente fase de modo cuando los errores de posición se hacen pequeños y se satisfacen otros criterios de salida.

Como se ha mencionado anteriormente, se usa una ley de dirección en intrusión sin giroscopio en la intrusión de control inducida por la caída de la referencia de actitud (por ejemplo, intrusiones en el rastreador solar/terrestre). Cuando se reanuda el control de posición a partir de una larga intrusión, puede provocar, sin la ley de dirección, disparos excesivos del propulsor con grandes errores de control de posición crecientes bajo un estado sin control y un fallo de la adquisición en consecuencia. La ley de dirección de intrusión se desarrolla para mantener errores de control de posición cero durante intrusiones, y pequeños transitorios de actitud en la pos-intrusión mediante la deducción de un conjunto de referencias "inerciales" alternas. La ley de dirección de intrusión implica una operación en dos etapas que funciona como sigue (para todas las fases de un modo).

(i) La primera etapa de la ley de dirección es mantener errores de posición cero cuando la referencia de actitud queda indisponible y la nave espacial está en un estado sin control. La ley de dirección detiene la función normal de la fase del modo en el procesamiento y genera una "referencia inercial" temporal  $\hat{q}_{ref}$  para sustituir a la referencia original  $\hat{q}_{ref}^0$  en cada momento de despacho:

$$\hat{q}_{ref}^0 = \hat{q}_{b\_eci}^{est} \otimes (q_{b\_s}^c)^{-1}$$

en la que la salida de la orden de posición en cuaternión al módulo de software STR seguirá estrechamente a la estimación en cuaternión  $\hat{q}_{b\_eci}^{est}$  desde el módulo de software ATD, dando como resultado un error de control de posición cero durante la intrusión.

(ii) La segunda etapa de la ley de dirección es realizar una realineación de referencia en cuaternión, cuando ha pasado la intrusión y se reanuda el control, para llevar la referencia actual  $\hat{q}_{ref}$  en el control reanudado ( $= \hat{q}_{ref}^f$ ) a la referencia original  $\hat{q}_{ref}^0$  con un tipo de cambio de realineación  $\hat{\omega}_{realineación}$ . (Si tiene lugar una intrusión en la fase de giro Z, por ejemplo, esto establecerá la referencia en cuaternión de vuelta a cuando se adquirieron las corrientes de ala completas en la entrada en la fase). Primero, la ley de dirección determina el eje y ángulo de realineación:

$$\hat{q}_{realineación} = (\hat{q}_{ref}^f)^{-1} \otimes \hat{q}_{ref}^0$$

$$\hat{e} = \text{eje de realineación} = \hat{q}_{realineación} (1:3) / |\hat{q}_{realineación} (1:3)|$$

$$\theta_{giro,máx} = \text{ángulo de realineación máximo} = 2 \cos^{-1} [|\hat{q}_{realineación} (4)|]$$

A continuación, la ley de dirección genera la referencia en cuaternión intermedia  $\hat{q}_{ref,i}$ ,

$$\theta_i = \text{ángulo de realineación intermedio} = \theta_i + \text{signo}(\theta_{realineación}) * \hat{\omega}_{realineación} * \Delta T ; |\theta_i| \leq |\theta_{realineación,máx}|$$

$$\hat{q}_i = \left[ \hat{e}_1 \sin \frac{\theta_i}{2}, \hat{e}_2 \sin \frac{\theta_i}{2}, \hat{e}_3 \sin \frac{\theta_i}{2}, \hat{e}_4 \sin \frac{\theta_i}{2} \right]^T$$

$$\hat{q}_{ref,i} = \hat{q}_{ref}^f \otimes \hat{q}_i$$

en la que  $\Delta T$  es el tiempo de despacho del modo de adquisición. La adquisición se reanuda en su procesamiento normal una vez que  $\theta_i = \theta_{realineación,máx}$ .

De ese modo, usando un "Concepto de Cardán Inercial", los inventores han desarrollado un método de control de la maniobra de adquisición basado en la posición que permite a la nave espacial realizar maniobras en 3 ejes en la misión sin el uso o deducción de ninguna información de "ritmo de cambio". Como resultado, la nave espacial puede poner al giroscopio en el modo de reserva o eliminar completamente el hardware/software del sensor giroscópico en futuras misiones, lo que puede ahorrar a un programa de múltiples millones de dólares para el hardware del giroscopio en sí así como sus tasas adicionales del servicio de operación/mantenimiento.

Para completar la divulgación precedente, se describirán a continuación con mayor detalle las funciones de cada fase AQM y SHM.

#### Adquisición del Sol de emergencia (AQM) en órbita de transferencia

5 El AQM se diseña para conseguir un estado seguro de potencia/térmico durante la órbita de transferencia. Usa el sensor de orientación para eventualmente colocar el vector solar en el plano X/Y del cuerpo. El sensor de orientación es un sensor solar de ranura montado en el cuerpo localizado en el plano normal al eje X con un intervalo de campo de visión de  $\pm 75$  grados. Solo se requiere el indicador de cruce del sensor de orientación, no la posición angular desde el sensor nulo. Inicialmente, se usan los propulsores para girar la nave espacial alrededor de su eje Z y descargar cualquier momento en las ruedas. El intento de hallar el Sol con el sensor comienza mediante la ordenación de una realineación del cuerpo basada en la rueda alrededor del eje de orientación de la nave espacial y esperar a un pulso desde el sensor de orientación. Si el pulso del sensor de orientación no se ve después de una revolución completa de la nave espacial, entonces se dice que el Sol está en el "ojo de la cerradura" a lo largo del eje Z positivo o negativo, fuera del alcance del sensor de orientación. Si el Sol está en el ojo de la cerradura, entonces se ejecuta una reorientación a 90 grados bajo el control de rueda y se reinicia la realineación de orientación. Una de estas realineaciones de orientación debería detectar el Sol con el pulso del sensor de orientación. Una vez detectado el Sol, el eje Z se reorienta en 90 grados usando el control de rueda para colocar al Sol en el plano X/Y de la nave espacial. Se ejecuta una aceleración final alrededor del eje Z con los propulsores para dejar a la nave espacial en giro Z con el Sol en el plano X/Y y los paneles solares bien iluminados. El estado de giro Z final se controla activamente por la nave espacial usando las fuerzas de reacción.

20 El AQM se diseña para realizar una adquisición del Sol con éxito con la IRU por omisión. Si no está disponible la IRU, el AQM también puede intentar una ejecución usando los rastreadores de estrellas. Nominalmente, se usarán los datos de ambos rastreadores de estrellas para disminuir el impacto de intrusiones en el rastreador. En ambos casos, se usa un bucle de control de "cardán inercial" basado en la posición; el cuaternión ordenado se actualiza usando los ritmos de cambio  $\Phi$ , AZ y EL deseados para definir la posición deseada de los ejes de la nave espacial a todo lo largo de la ejecución del AQM completo.

El AQM podría invocarse en cualquier momento después de la transición de giro X a Z, y previamente al despliegue de las alas, desde unas condiciones iniciales arbitrarias de actitud y ritmo de cambio de actitud (dentro de los límites de requerimiento) con respecto a la línea solar. Se diseña para recuperación de anomalías. Este algoritmo incluye características para hacerlo robusto en condiciones de eclipse.

30 El módulo de software AQM se compone de las siguientes seis fases tal como se muestra en la FIG. 4:

- Inicialización: En la fase de inicialización (fase 18 en la FIG. 4), se envían una serie de órdenes de configuración, incluyendo órdenes para abrir las válvulas de enclavamiento. Se realiza una comprobación de que existen datos de sensores válidos y el temporizador de apertura de la válvula de enclavamiento haya expirado antes de proceder a una fase de Ritmos de Cambio Nulos (fase 20 en la FIG. 4). La transición normal es a la fase de Ritmos de Cambio Nulos después de que haya expirado el temporizador de apertura de la válvula de enclavamiento; sin embargo, el AQM permanecerá en la fase de Inicialización hasta que o bien estén disponibles datos de la IRU o del rastreador de estrellas o bien haya expirado el temporizador de la fase de inicialización.
- Ritmos de Cambio Nulos: En la fase de Ritmos de Cambio Nulos (fase 20 en la FIG. 4), se encenderán los propulsores para accionar los ritmos de cambio iniciales del cuerpo a 0,25 grados/segundo alrededor del eje Z de la nave espacial usando las órdenes basadas en la posición ( $\Phi$ ) en el esquema de cardán inercial. La salida a una fase de búsqueda de orientación (fase 22 en la FIG. 4) tiene lugar cuando los errores de posición están por debajo de un umbral para un tiempo de persistencia y la descarga del momento de rueda se ha completado. La salida a modo de reserva (30 en la FIG. 4) tiene lugar con la expiración del temporizador de fase. Esta última condición puede indicar un problema del propulsor. Obsérvese que si el tipo de control se establece a ninguno durante la fase de Ritmos de Cambio Nulos, la cuenta atrás del temporizador de fase se parará y se detendrá la desaceleración hasta que el tipo de control se haya establecido de vuelta a control por propulsores. Durante este tiempo, se redefine la referencia inicial en cuaternión para proporcionar un error de posición cerca de cero para impedir la acumulación de errores mientras el tipo de control es ninguno.
- Búsqueda de orientación: En la fase de búsqueda de orientación (fase 22 en la FIG. 4) el cuerpo se realinea alrededor del eje de orientación usando los comandos de posición ( $\Phi$ ) en el esquema de cardán inercial correspondiente a un ritmo de cambio de 0,25 grados/segundo. La realineación se ejecuta con las ruedas de reacción y continuará hasta que se adquiera el Sol en el sensor de orientación o expire el temporizador de fase. Cuando se adquiere, el AQM transita a una fase de Reorientación Z (fase 26 en la FIG. 4). Si ha expirado el temporizador de fase sin hallar al Sol en el sensor de orientación, la salida tiene lugar a una fase de Búsqueda de Cabeceo (fase 24 en la FIG. 4). El AQM actuará en secuencia adelante y atrás entre las fases de Búsqueda de Cabeceo y Orientación hasta que se adquiera el Sol, o hasta que expire el temporizador de modo, en cuyo caso la salida tiene lugar hacia el Modo de Espera. Este ciclo entre las fases de Búsqueda de Cabeceo y



Orientación puede indicar o bien un fallo de hardware o el Sol en eclipse. Si el Sol no está en eclipse, entonces los ritmos de cambio de actitud y las posiciones se supervisan para verificar que están teniendo lugar realineaciones en las direcciones correctas y que se lleva a cabo una rotación completa de 360 grados en cada fase de búsqueda de orientación. El temporizador de la fase de búsqueda de orientación por omisión estará en 1800 segundos, suficiente para una rotación de orientación de 450 grados.

- 5

10

15

• Búsqueda de Cabeceo: En la fase de Búsqueda de Cabeceo (fase 24 en la FIG. 4), el eje de giro de la nave espacial se realineará en 90 grados alrededor del eje de azimut del cardán inercial mientras aún mantiene la giro de 0,25 grados/segundo alrededor de la orientación. Esta maniobra se lleva a cabo usando las ruedas de reacción. Una vez está completa la realineación, la fase comprueba si el error de posición está por debajo del umbral para un tiempo de persistencia o si el temporizador de fase ha expirado. Cuando la realineación está completa, la fase de Búsqueda de Cabeceo sale a la fase de Búsqueda de Orientación (fase 22 en la FIG. 4). La duración por omisión del temporizador de fase corresponde a una rotación de 90 grados alrededor del eje de azimut cardán inercial al ritmo de cambio de realineación de azimut por omisión, incluyendo un relleno de ~10 %. Si el temporizador de modo expira, la salida tiene lugar al modo de Espera. La comprobación del temporizador de modo se realiza a la entrada de la fase de Búsqueda de Cabeceo. Si el tipo de control es igual a ninguno durante la fase de Búsqueda de Cabeceo, el temporizador de fase y la reorientación se detienen, y se reanudarán cuando se reanude el control de la nave espacial.
- 20

25

30

• Reorientación Z: En la fase de Reorientación Z (fase 26 en la FIG. 4), del eje Z se reorienta 90 grados por medio de una realineación en elevación del cardán inercial. Durante esta fase se supervisa el error de posición de la actitud para verificar que la realineación está procediendo en la dirección correcta, y que se ha llevado cabo una reorientación de 90 grados al final de la fase. Se supervisa el temporizador de fase para verificar que se está permitiendo la cantidad correcta de tiempo para que la maniobra se complete. La salida tendrá lugar a una fase de Giro Z (fase 28 en la FIG. 4) cuando o bien el error de actitud está por debajo de un umbral durante un tiempo de persistencia, o cuando expira el temporizador de fase, lo que tenga lugar primero. Una vez más, es crítico que la reorientación se ejecute en la dirección correcta, dado que la reorientación definirá el ángulo solar final de la nave espacial. De ese modo, la entrada en la fase de Reorientación Z solo tendrá lugar si está disponible una buena estimación de la posición, y la fase de Reorientación Z solo transitará a la fase de Giro Z si la actitud final es correcta. Esto se lleva a cabo mediante el almacenamiento de la estimación de posición inicial y su uso como una referencia. Mientras el tipo de control sea igual a ninguno, las órdenes de posición se actualizan para proporcionar un error de posición cero y se detiene el temporizador de fase. Sin embargo, una vez que el tipo de control ya no es igual a ninguno, la referencia inicialmente almacenada se usa una vez más para determinar la actitud deseada para la reorientación, lo que asegura que la actitud final de la nave espacial será segura respecto al Sol.
- 35

40

45

• Giro Z: En la fase de Giro Z (fase 28 en la FIG. 4), la nave espacial es girada alrededor del eje Z a 0,6 grados/segundo con propulsores. Durante esta fase se supervisan los ritmos de cambio de la actitud para verificar que la dirección y magnitud del giro están llegando a los valores correctos, y se supervisa el temporizador de fase para verificar que se le está permitiendo la cantidad correcta de tiempo para que se complete la aceleración. Una vez expira el temporizador de fase o el error de posición está por debajo de un umbral, se inhabilitan los propulsores y la nave espacial mantiene el giro Z con control de ruedas activo. Como con la fase de ritmo de cambio nulo (fase 20 en la FIG. 4), si el tipo de control se establece en ninguno durante la fase de ritmo de cambio nulo, la cuenta atrás del temporizador de fase se detendrá y la aceleración se parará hasta que el tipo de control se establezca de vuelta al control por propulsores. También se establecerá la referencia en cuaternión a un valor para proporcionar un error de posición próximo a cero. Sin embargo, la fase de giro Z también realizará una realineación para volver a la referencia inicial en cuaternión. Esto es necesario debido a que esta referencia inicial representa una actitud segura respecto al Sol, y la nave espacial debe volver a ella para mantener un buen ángulo solar.

#### Modo de mantenimiento seguro (SHM) en estación

La FIG. 5 muestra la lógica SHM. Después de la fase de inicialización, los ritmos de cambio de la nave espacial se anulan hasta cero. Una vez se completa la descarga del momento, si habilitado, y los errores de posición están por debajo de un cierto umbral, se ordena un inicio de la fase de búsqueda del Sol. Durante esta fase, se ordena a las alas que se realineen en el modo de búsqueda del Sol hasta que se detecte una corriente máxima por la matriz solar. Se comprueban las corrientes del ala y si ambas corrientes están por debajo de un umbral, se ordena al cuerpo rotar usando las ruedas alrededor de un eje que reposa en el plano del cuerpo X/Z, perpendicular al eje de las alas. Las corrientes de ala se supervisan cuando rota el cuerpo, y cuando cualquiera de las corrientes del ala excede un umbral, se detiene la rotación del cuerpo X/Z. El cuerpo se coloca entonces rotación lenta en cabeceo lento para proporcionar una cobertura T&C y promediado térmico sobre el cuerpo, mientras que las corrientes de ala se supervisan continuamente con las alas en el modo de búsqueda solar. Si en cualquier momento ambas corrientes de ala cayeran por debajo de un umbral, se reiniciaría la realineación X/Z. Por lo tanto se diseña el SHM para mantener un estado de potencia y térmicamente seguro durante largos períodos de tiempo.

El módulo de software SHM se compone de las siguientes cinco fases tal como se muestra en la FIG. 5:

- 5

10

• Inicialización: En una fase de Inicialización (fase 32 en la FIG. 5), si se selecciona el control por propulsores, se realizará una comprobación de que existen datos de sensor válidos antes de proceder a una fase de Ritmos de Cambio Nulos (fase 34 en la FIG. 5) y habilitar a los propulsores. Si está disponible la IRU, el SHM comprobará datos de IRU válidos; en caso contrario, comprobará que la actitud referenciada por el rastreador de estrellas ha convergido. Si se selecciona al control por rueda, o si el control por propulsores se selecciona y se detecta un sensor válido, la transición normal es a la fase de Ritmos de Cambio Nulos. Si se selecciona el control por propulsores y no se detecta sensor válido, la transición es al modo de Espera (42 en la FIG. 5) una vez expira el temporizador de fase. Esta fase también realiza una comprobación del momento para determinar si es necesaria la descarga de momento con el control por propulsores para completar con éxito la adquisición del Sol sin saturar las ruedas.
- 15

20

25

• Ritmos de Cambio Nulos: En la fase de Ritmos de Cambio Nulos (fase 34 en la FIG. 5), se usarán los propulsores o las ruedas para accionar los ritmos de cambio iniciales del cuerpo a cero usando comandos de posición. Se supervisa el temporizador de fase durante esta fase. Si se entra en esta fase desde la fase de inicialización, el temporizador de fase se establecerá en un valor nominal de 1200 segundos; en caso contrario si se entra desde una fase de mantenimiento seguro (fase 40 en la FIG. 5), se establecerá en el valor nominal más 1,21 horas para permitir que una rueda en fallo desacelere debido a la fricción. Una vez el temporizador de fase está por debajo del T\_RCamb\_nulo, se supervisan los errores de control de posición y el momento de la rueda (si se ordena una descarga del momento). Cuando los errores de control de posición y el momento de la rueda están por debajo de un umbral o si ha expirado el temporizador de fase, la transición tendrá lugar a una fase de Inicio de Búsqueda del Sol (fase 36 en la FIG. 5). Si se controlan los propulsores, se inhabilitarán en este momento y el control adicional se llevará a cabo usando ruedas. Antes de salir de esta fase las alas serán puestas en un modo de búsqueda del Sol. Obsérvese que si el tipo de control se establece en ninguno durante la fase de ritmo de cambio nulo, la cuenta atrás del temporizador de fase se detendrá y repondrá el temporizador de persistencia hasta que el tipo de control se establezca de vuelta a control por propulsores. Durante este tiempo, el cuaternión de referencia inicial se repone al cuaternión estimado a partir del módulo de software ATD para impedir la acumulación de errores mientras el tipo de control es ninguno.
- 30

35

• Fase de Inicio de Búsqueda Solar: En la fase de Inicio de Búsqueda Solar (fase 36 en la FIG. 5), el secuenciador espera durante 600 segundos para permitir que las alas adquieran el Sol. Al final de este tiempo, se supervisa la corriente del ala durante hasta 60 segundos adicionales. Se supervisan el temporizador de fase y la corriente del ala. Si la corriente en ambas alas persiste por debajo de un bajo umbral, entonces la salida ocurre a la fase de la Realineación X/Z (fase 38 en la FIG. 5). En caso contrario tras la expiración del temporizador de fase, la salida tiene lugar a la fase de Mantenimiento Seguro (fase 40 en la FIG. 5). Obsérvese que si el tipo de control se establece en ninguno durante la fase de comienzo de búsqueda del Sol, la cuenta atrás del temporizador de fase se detendrá y repondrá el temporizador de persistencia hasta que el tipo de control se establezca de nuevo en control por rueda.
- 40

45

50

• Realineación X/Z: En la fase de Realineación X/Z (fase 38 en la FIG. 5), se ordena al cuerpo que se realinee alrededor de un eje en el plano del cuerpo X/Z usando los comandos de posición (EL y  $\Phi$  en el esquema de cardán inercial). Se comprueban los ritmos de cambio del cuerpo y el momento total en la estructura del cuerpo para verificar que se está procediendo a la realineación en la dirección correcta y con el ritmo correcto. Si la corriente del ala en ambas alas persiste por encima de un umbral, entonces se envía una orden para detener la realineación X/Z, y se inicializa el temporizador de fase en 400 segundos. Cuando los errores de control de posición están por debajo de un umbral durante un tiempo de persistencia, entonces tiene lugar la salida a la fase de mantenimiento seguro (fase 40 en la FIG. 5).

45

Obsérvese que si el tipo de control se establece en ninguno durante la realineación X/Z, se detendrá la aceleración al ritmo de realineación deseado hasta que el tipo de control se establezca de vuelta a control por propulsión. Durante este tiempo, se redefine la referencia en cuaternión para proporcionar un error de posición cercano a cero para impedir que se acumulen los errores mientras el tipo de control es ninguno. Sin embargo, esta fase también realizará una realineación para volver a la referencia en cuaternión inicial antes de que se reanude la realineación X/Z. Si el tipo de control se establece en ninguno durante la maniobra de detención de la realineación X/Z, la cuenta atrás del temporizador de fase se detendrá y repondrá el temporizador de persistencia hasta que el tipo de control se establezca de vuelta a control por rueda.
- 55

• Mantenimiento Seguro: En la fase de Mantenimiento Seguro (fase 40 en la FIG. 5), la nave espacial se coloca en rotación lenta sobre el eje Y para satisfacer las restricciones de potencia, térmicas y de comunicaciones. Se supervisan continuamente las corrientes del ala y se reintroduce la fase de realineación X/Z si persiste por debajo de un umbral preestablecido.

Tras la entrada, se controla el cuerpo para acelerar el ritmo de cambio del cabeceo del cuerpo a 0,1 grados/segundo usando órdenes de posición (AZ en el esquema cardán inercial) y permanecer en rotación lenta sobre el eje Y

- 5 indefinidamente. Se comprueban los ritmos de cambio del cuerpo y el momento total en la estructura del cuerpo para verificar que la realineación está procediendo en la dirección correcta y con el ritmo de cambio correcto. Si el tipo de control se establece en ninguno durante el estado de aceleración hacia una rotación lenta sobre el eje Y o en rotación lenta sobre el eje Y, se redefine la referencia en cuaternión para proporcionar un error de posición cercano a cero para impedir la acumulación de errores mientras el tipo de control es ninguno. Sin embargo, esta fase también realizará una realineación para volver a la referencia en cuaternión inicial antes de que se reanude la trayectoria de control nominal. Además, la aceleración se parará hasta que el tipo de control se establezca de vuelta a control por rueda cuando está en el estado de aceleración.
- 10 Si la corriente en ambas alas persiste por debajo de un umbral, entonces se envía una orden para detener la realineación de cabeceo y se inicializa el temporizador de fase en 400 segundos. El secuenciador espera hasta que los errores de control de posición están por debajo de un umbral durante un tiempo de persistencia, y a continuación sale de vuelta a la fase de Realineación X/Z (fase 38 en la FIG. 5). Si el tipo de control se establece en ninguno mientras se realiza la prueba de umbral, la cuenta atrás del temporizador de fase se detendrá y repondrá el temporizador de persistencia hasta que el tipo de control se establece de vuelta a control por rueda.
- 15 Tras la entrada en la fase de Mantenimiento Seguro, se inspecciona el número de ruedas disponible para verificar si ha ocurrido un fallo de rueda, en cuyo caso el algoritmo realiza una transición sencilla desde la fase de Mantenimiento Seguro de vuelta a la fase de Ritmos de Cambio Nulos (fase 34 en la FIG. 5). Esta transición es necesaria en caso de que el fallo de rueda provoque una conmutación sin recuperación de reservas. En este caso, puede pasarse la comprobación de momento realizada de modo autónomo en la fase de inicialización, suponiendo que están disponibles las cuatro ruedas. Sin embargo, si realmente solo están disponibles tres ruedas, es necesario volver a la fase de Ritmos de Cambios Nulos para realizar una descarga del momento para asegurar que las tres ruedas restantes pueden absorber suficiente momento para que la nave espacial esté segura durante las primeras 24 horas tras conmutación. Si se desea volver a la fase de Ritmos de Cambio Nulos, la fase de Mantenimiento Seguro enviará una orden de descarga del momento y seleccionará el control por rueda. El control por rueda se usará entonces en la fase de Ritmos de Cambio Nulos para evitar el uso de combustible hasta que haya transcurrido un tiempo suficiente para permitir que la rueda en fallo se desacelere hasta cero debido a la fricción. Tras eso, el control por propulsores se ordena durante el resto de la fase de ritmos de cambio nulos.
- 20
- 25
- 30 Aunque la invención se ha descrito con referencia a varias realizaciones, se entenderá por los expertos en la materia que pueden realizarse diversos cambios y pueden sustituirse equivalentes por elementos de los mismos sin apartarse del alcance de la invención. Además, pueden realizarse muchas modificaciones para adaptar una situación particular a las enseñanzas de la invención sin apartarse del alcance esencial de la misma. Por lo tanto se pretende que la invención no está limitada a la realización particular desvelada como el mejor modo contemplado para llevar a cabo la presente invención.

**REIVINDICACIONES**

1. Un sistema para un control sin giroscopio de la actitud de una nave espacial (2) basándose en mediciones de actitud y no mediciones del ritmo de cambio, caracterizado por que el sistema comprende:
- una pluralidad de rastreadores de estrellas (6) para proporcionar mediciones de la actitud de la nave espacial;
- 5 un procesador de control de la actitud (4) que produce órdenes de par; y
- medios para producir pares que cambien la actitud de la nave espacial (2) en respuesta a órdenes de par desde dicho procesador de control de la actitud (4),
- en el que dicho procesador de control de la actitud (4) comprende:
- 10 un estimador (10) para proporcionar la estimación de posición de la nave espacial en cuaternión que se calcula basándose en mediciones de la actitud de la nave espacial proporcionadas por dichos rastreadores de estrellas (6) y no basándose en mediciones del ritmo de cambio mediante un giroscopio;
- un secuenciador de fase (12) para proporcionar órdenes de posición en cuaternión para conducir una maniobra a una actitud deseada en tres dimensiones, en el que las órdenes de posición se determinan basándose al menos en parte en la estimación de posición de la nave espacial en cuaternión proporcionadas por dicho estimador (10); y
- 15 un controlador (14) que produce órdenes de par para una maniobra que son función de las estimaciones de posición de la nave espacial en cuaternión desde dicho estimador (10) y órdenes de posición en cuaternión procedentes de dicho secuenciador de fase (12)
2. El sistema tal como se ha enumerado en la reivindicación 1, en el que dichos medios de producción de par comprenden propulsores (16).
- 20 3. El sistema tal como se ha enumerado en la reivindicación 1, en el que dichos medios de producción de par comprenden ruedas de reacción (16).
4. El sistema tal como se ha enumerado en la reivindicación 1, en el que dicho secuenciador de fase (12) realiza etapas de un algoritmo para conseguir y mantener un estado seguro de potencia y térmico mientras las alas de la nave espacial (2) están replagadas.
- 25 5. El sistema tal como se ha enumerado en la reivindicación 1, en el que dicho secuenciador de fase (12) realiza etapas de un algoritmo para conseguir y mantener un estado seguro de potencia y térmico mientras las alas de la nave espacial (2) están desplegadas.
6. El sistema tal como se ha enumerado en la reivindicación 1, en el que dicho secuenciador de fase (12) realiza etapas de un algoritmo para aplicar una ley de dirección en intrusión sin giroscopio para protegerse contra posibles fallos de adquisición desde una larga intrusión en el rastreador de estrellas.
- 30 7. El sistema tal como se ha enumerado en la reivindicación 1, en el que dicho controlador (14) produce órdenes de par que provocan que las estimaciones de posición de la nave espacial en cuaternión sigan estrechamente las órdenes de posición en cuaternión.
8. El sistema tal como se ha enumerado en la reivindicación 1, en el que dicho secuenciador de fase (12) calcula las órdenes de posición en cuaternión para conducir a una maniobra deseada en un marco de referencia inercial centrado en la Tierra.
- 35 9. Un método para un control sin giroscopio de la actitud de una nave espacial (2) basándose en mediciones de la actitud y no en mediciones del ritmo de cambio, caracterizado por que el método comprende las etapas siguientes:
- (a) medición de la actitud de una nave espacial (2) usando rastreadores de estrellas;
- 40 (b) cálculo de las estimaciones de posición de la nave espacial en cuaternión basándose en mediciones de actitud de la nave espacial (2) proporcionadas por los seguidores de estrellas (6) y no en mediciones del ritmo de cambio mediante un giroscopio;
- (c) proporcionar las órdenes de posición en cuaternión para conducir una maniobra a una actitud deseada en tres dimensiones, en el que las órdenes de posición se determinan basándose al menos en parte en las estimaciones

de posición de la nave espacial en cuaternión;

(d) producir órdenes de par para una maniobra que son función de las estimaciones de posición de la nave espacial en cuaternión y de las órdenes de posición en cuaternión; y

(e) producir pares que cambien la actitud de la nave espacial (2) en respuesta a las órdenes de par.

5 10. El método tal como se ha enumerado en la reivindicación 9, en el que la etapa (c) comprende realizar un algoritmo para conseguir y mantener un estado seguro de potencia y térmico mientras las alas de la nave espacial (2) están replegadas.

10 11. El método tal como se ha enumerado en la reivindicación 9, en el que la etapa (c) comprende realizar un algoritmo para conseguir y mantener un estado seguro de potencia y térmico mientras las alas de la nave espacial (2) están desplegadas.

12. El método tal como se ha enumerado en la reivindicación 9, en el que la etapa (c) comprende realizar un algoritmo para aplicar una ley de dirección en intrusión sin giroscopio para protegerse contra posibles fallos de adquisición desde una larga intrusión del sensor.

15 13. El método tal como se ha enumerado en la reivindicación 9, en el que la etapa (d) hace que las estimaciones de posición de la nave espacial (2) sigan cercanamente las órdenes de posición.

14. El método tal como se ha enumerado en la reivindicación 9, en el que la etapa (c) comprende calcular las órdenes de posición en cuaternión para conducir una maniobra deseada en un marco de referencia inercial centrado en la Tierra.

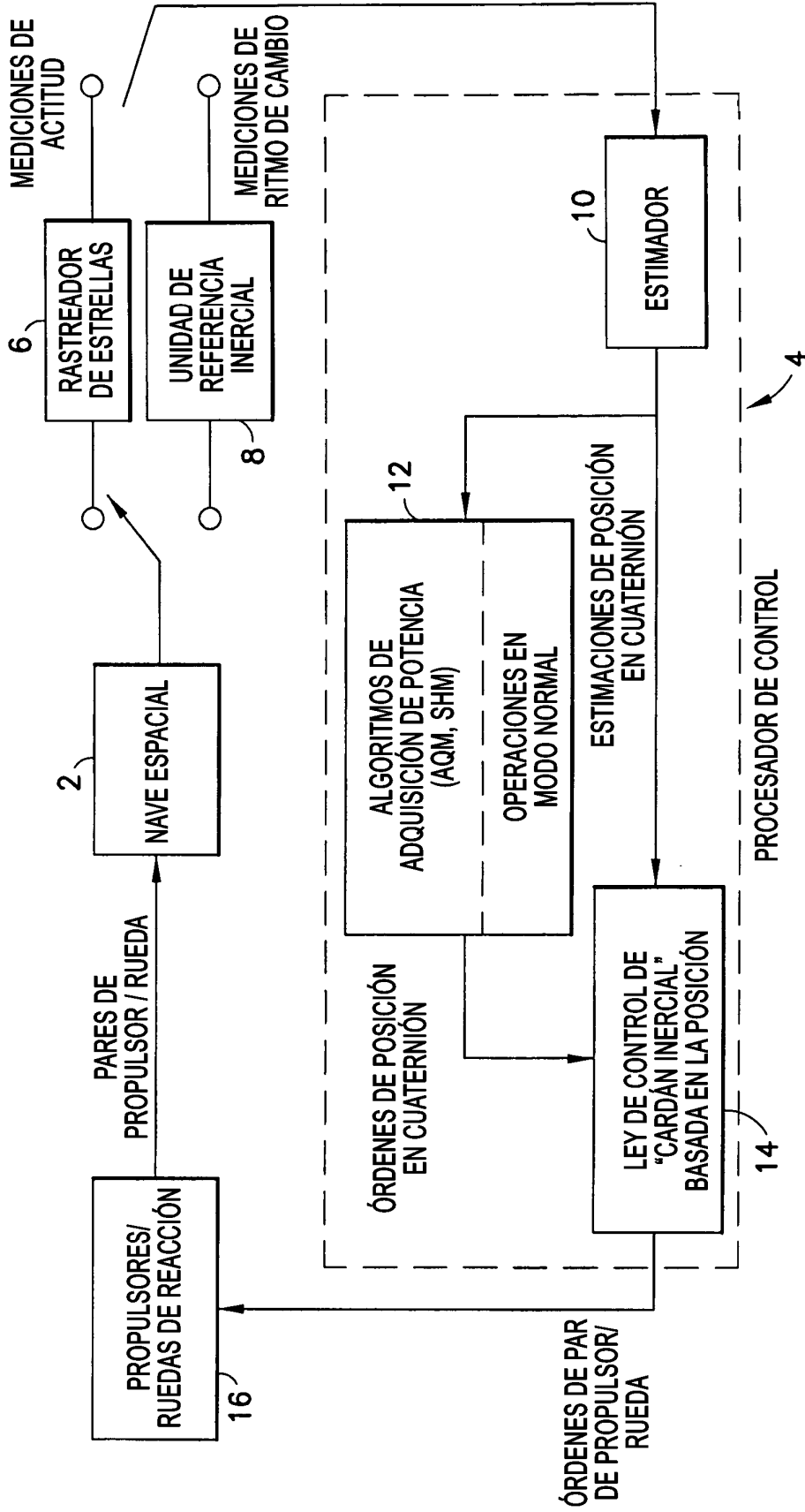
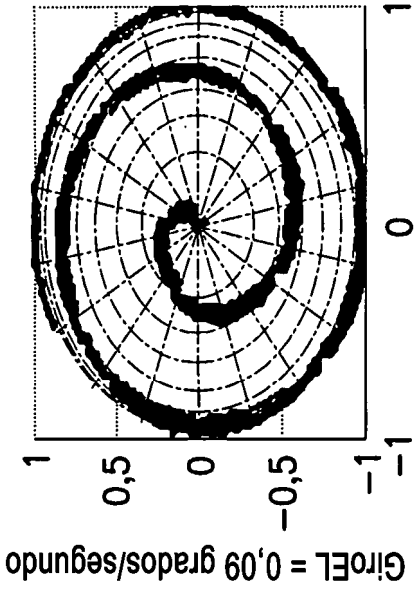
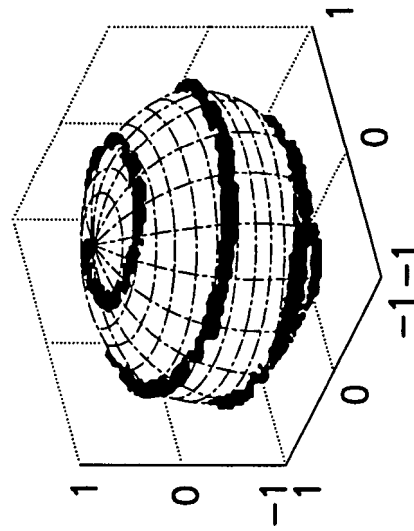


FIG.1

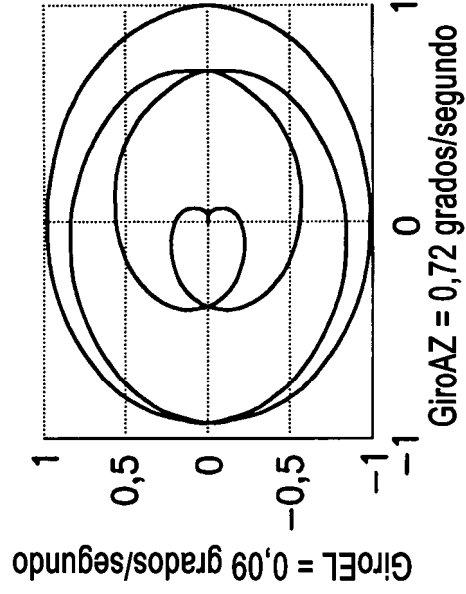


**FIG.2B**

GiroAZ = 0,72 grados/segundo

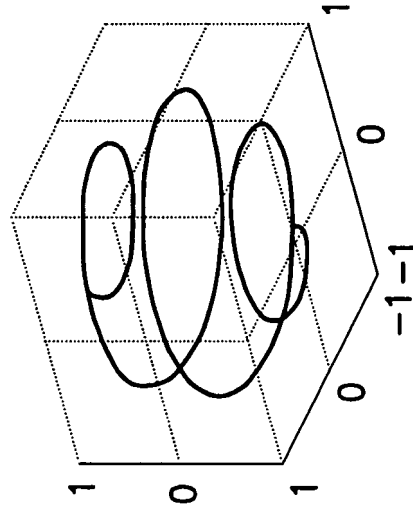


**FIG.2A**



**FIG.2D**

GiroAZ = 0,72 grados/segundo



**FIG.2C**

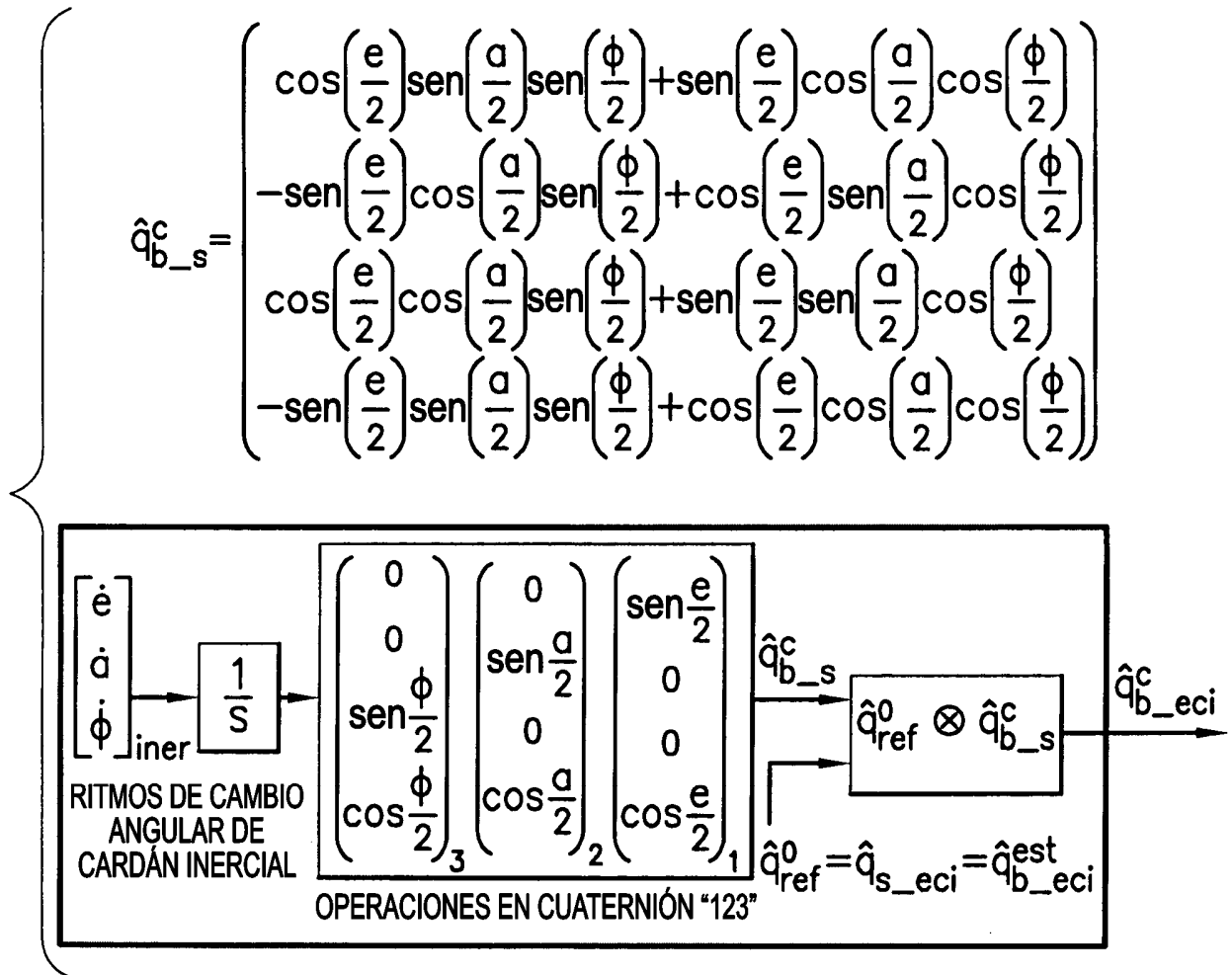


FIG.3



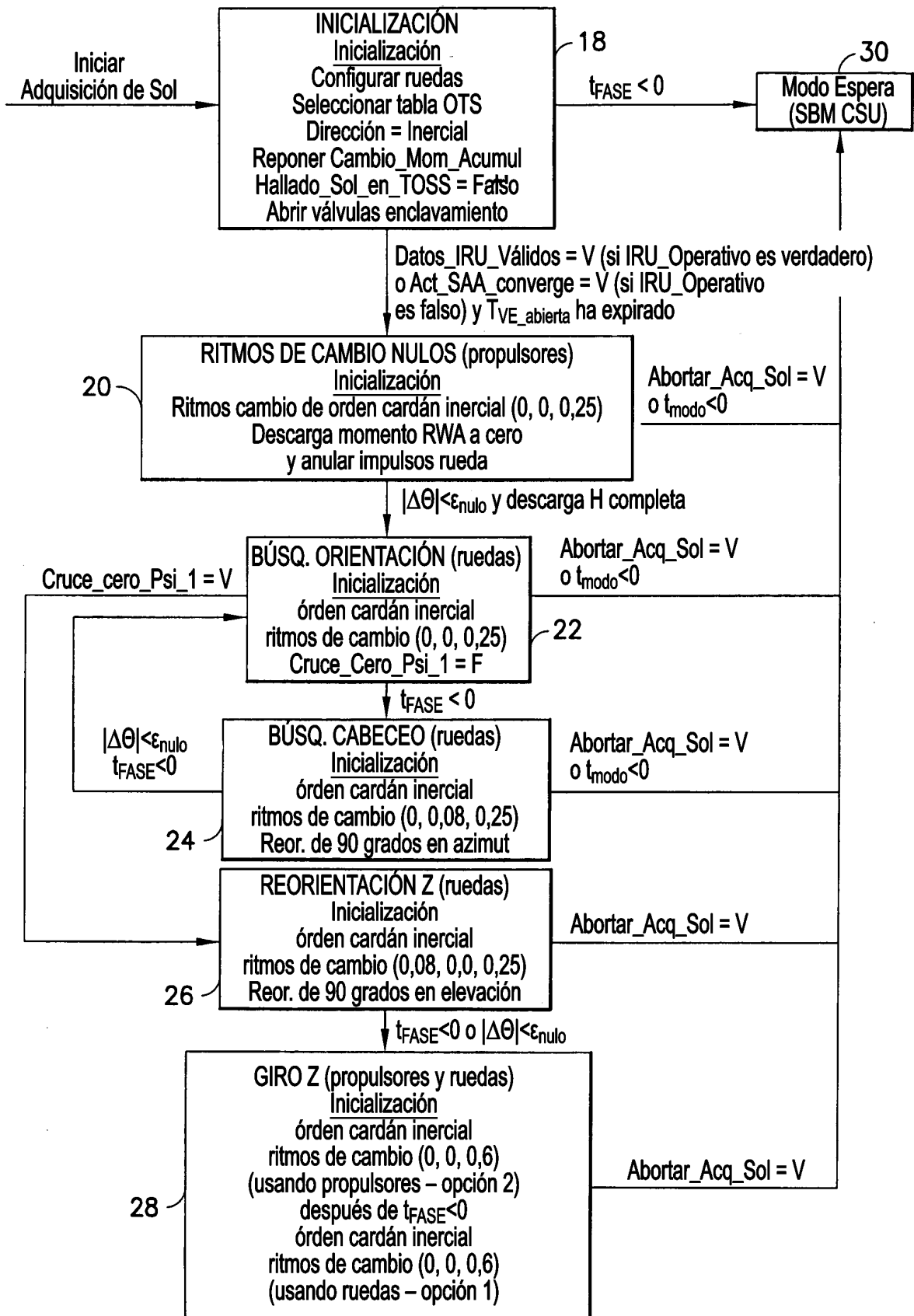


FIG.4

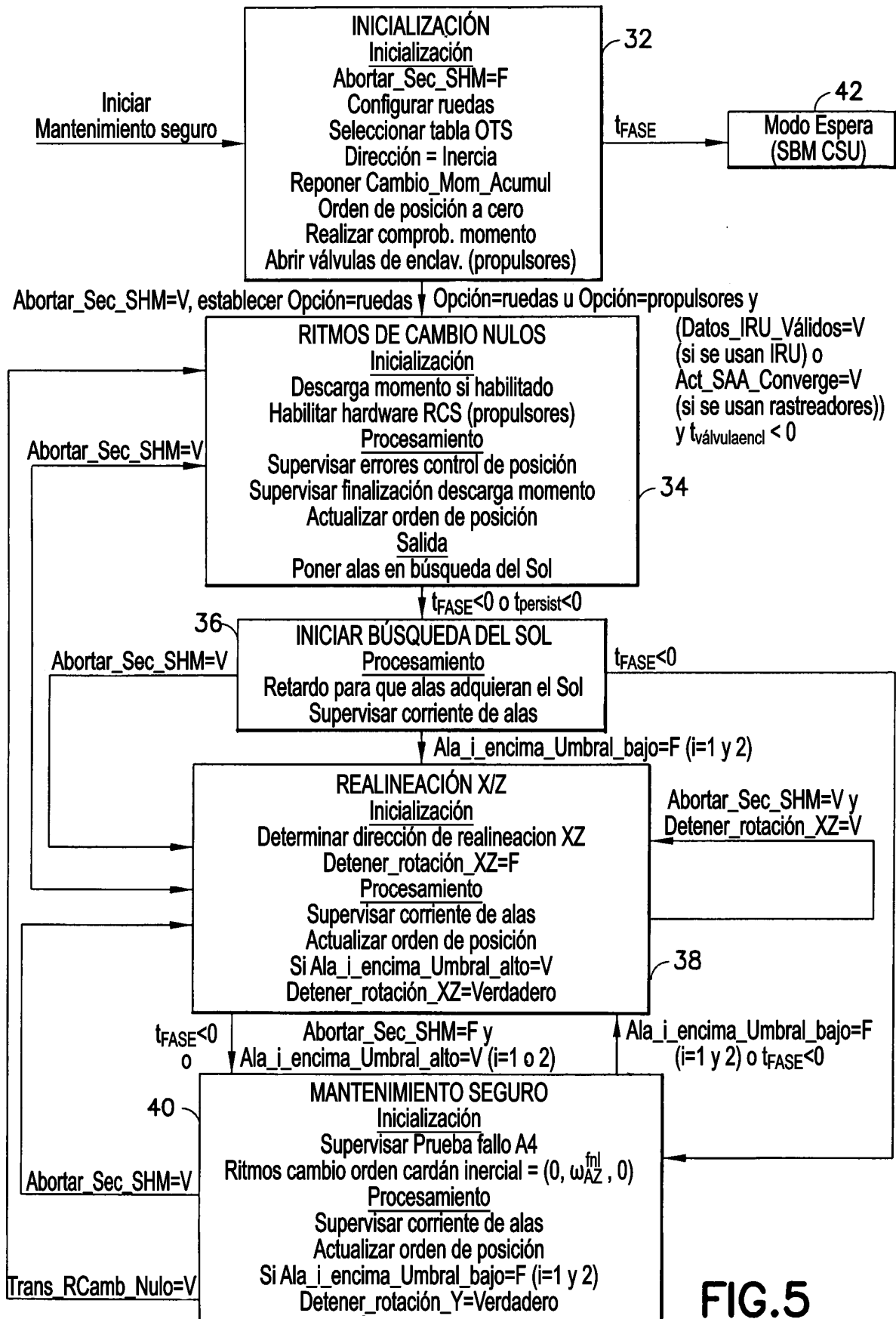


FIG.5