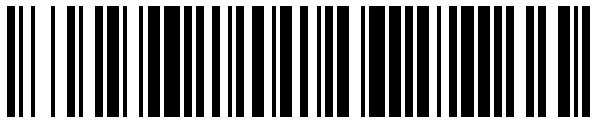


(19)



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS
ESPAÑA



(11) Número de publicación: **1 215 425**

(21) Número de solicitud: 201800317

(51) Int. Cl.:

B64G 1/28 (2006.01)

(12)

SOLICITUD DE MODELO DE UTILIDAD

U

(22) Fecha de presentación:

28.05.2018

(71) Solicitantes:

**SANZ-ARANGUEZ SANZ, Pedro (100.0%)
Bristol, 6, 3º B
28028 Madrid ES**

(43) Fecha de publicación de la solicitud:

13.07.2018

(72) Inventor/es:

SANZ-ARANGUEZ SANZ, Pedro

(54) Título: **Actuador inercial aeroespacial**

ES 1 215 425 U

DESCRIPCIÓN

ACTUADOR INERCIAL AEROESPACIAL**Sector de la técnica.**

La presente invención se refiere a una aplicación que posibilita el control
5 de actitud (control de orientación) de una plataforma aeroespacial en que
se encuentra embarcada. Para conseguir este control de actitud aplica la
ley de conservación del momento cinético, sin recurrir por tanto a la
acción de pares exteriores. Esta aplicación es una importante ampliación
10 del Modelo de Utilidad U201300896 con el objetivo ampliar el campo de
aplicación del mismo.

Estado de la técnica.

El control de actitud es absolutamente necesario en los ingenios
espaciales, lanzadores y aeronaves para conseguir la orientación de sus
15 equipos de abordo y la ejecución de maniobras.

La novedad de esta invención radica en su capacidad de generar los
pares de control requeridos, con un dispositivo electromecánico de muy
poco peso y volumen comparado con las disposiciones mecánicas
20 actualmente en servicio con ruedas de reacción (Reaction Wheel
Assemblies (RW), ruedas de momento (Momentum Wheel Assemblies) y
giróscopos de momento de control (Control Moment Gyros (CMG)).

Aunque la aplicación básica de la invención es el control de satélites
25 ágiles, también su alta capacidad de control le hacen aplicable a
pequeños lanzadores espaciales y pequeñas aeronaves automáticas
como los UAV (Unmanned Aerial Vehicle).

Se denominan satélites ágiles los que requieren una elevada velocidad
30 angular de apuntamiento de algunos de sus ejes, así como una frecuente
demanda de cambio en la dirección de ese apuntamiento. Satélites

típicos con este tipo de requisitos son la mayoría de los de observación de la Tierra, bien sean militares o civiles.

Los altos pares requeridos para las maniobras mencionadas se pueden 5 obtener de dos maneras. Bien por medio de microcohetes, lo que implica, aparte de su coste, un incremento grande de peso y volumen para el propulsante, o bien por medio de los mencionados CMG. Para obtener un par en cualquier sentido que se desee se utiliza generalmente una combinación de 4 CMG (Figura 1), lo que implica un volumen y masa muy 10 grandes.

Ahora bien, en la mayoría de los casos de satélites de observación, se precisan altas velocidades, altos pares, únicamente para apuntar hacia un cierto lugar aquel de sus ejes que coincide con el del sensor de 15 observación (óptico, electroóptico, radar, etc.). Para ello basta con obtener un par de magnitud apropiada con su vector situado en el plano normal a la dirección de apuntamiento. Sin embargo, la tercera componente del par, la necesaria para rotar el plano de la imagen alrededor del eje de apuntamiento es mucho menor que las anteriores y, 20 por tanto, que las que normalmente pueden proporcionar los CMG.

Una situación similar se presenta en los minilanzadores, en sus etapas en la alta atmósfera y superiores. Ahora es su relativamente reducida masa y la falta de momentos aerodinámicos lo que puede hacerlos susceptibles 25 de control por medio de CMG. También aquí el par requerido alrededor del eje longitudinal, es mucho menor que los de picado y guiñada cuyos vectores se sitúan en el plano normal a ese eje. En este caso, la gran ventaja de la invención radica en el ahorro de tiempo de desarrollo y dinero frente al método clásico utilizando el control por giro de las toberas 30 de los cohetes propulsores.

Los UAV, por su pequeña masa pueden aprovechar en ciertos casos, por ejemplo en vuelos automáticos en condiciones atmosféricas adversas o para una alta maniobrabilidad, la utilización de un control no aerodinámico como es un control con unos CMG. Incluso, este tipo de control inercial permite la reducción drástica de número de rotores en un multirrotor.

La presente invención tiene pues el cometido de efectuar el control de los tipos de vehículos mencionados por medios iniciales, pero con una masa y volumen muy inferiores a la utilización clásica de 4 CMG en satélites y permitiendo en los cohetes y UAV el vuelo en condiciones atmosféricas muy adversas , una alta maniobrabilidad.y simplicidad de diseño en muchos casos.

Descripción detallada de la invención

Se propone lo que denominaremos Actuador Inercial Aeroespacial (AIA) que se realizará en dos versiones , aplicable cada una según el objetivo que se proponga.

Versión -1 (V1). Es el Modelo de Utilidad ya mencionado y que se amplía en este nuevo Modelo. Provisto únicamente de 2 CMG y una Rueda de Reacción. El diseño y disposición de estos elementos y sus características de funcionamiento serán tales que se obtendrán las dos altas componentes de par requeridas, normalmente picado y guiñada, mediante los dos giróscopos de control de momento relativamente grandes, que denominaremos CMG1. La tercera componente, la rotación normalmente de inferior valor, mediante la Rueda de Reacción.

Versión-2 (V2) Provisto de los dos CMG1 grandes anteriores y otros dos similares pero de menor tamaño, CMG2. para la tercera componente de inferior valor. Se elegirá esta Versión-2 cuando la masa de la Rueda de Reacción resulte excesiva.

Con el Actuador Inercial Aeroespacial se precisarán únicamente en la (V1) 3 rotores y 5 motores eléctricos grandes y en la (V2) 2 rotores con 4 motores grandes con y 2 rotores y 4 motores pequeños, frente a los 4 rotores y 8 motores grandes de la solución clásica con 4 CMG grandes,

5 con el consiguiente ahorro de masa, volumen y energía.

Adicionalmente existe otra fuente de ahorro de peso con este actuador. En el mismo los conjuntos giroscópicos de dos CMG funcionan como una unidad dentro del sistema. Así que si aplicamos la normativa de fiabilidad por la que el sistema no debe fallar por un "único fallo", cada par de CMG 10 debería contar con otro par para su posible substitución. Sin embargo, puesto que los dos giróscopos del par en este actuador van instalados con los ejes de nutación paralelos, bastará tener para ese par un solo giróscopo substituto también paralelo, no dos, para cumplir la norma con un importante ahorro de peso.

15

Comenzaremos la descripción funcional de la invención con las características del giróscopo. En la Figura 2, al variar la cantidad de movimiento del rotor del CMG, y por tanto del vehículo completo, por el principio de conservación de la cantidad de movimiento en ausencia de 20 pares exteriores el vehículo debe moverse de forma que la cantidad de movimiento total tienda a su valor inicial. Ese movimiento es tal que parece producido por un par virtual denominado "par giroscópico". Este está dado por la conocida expresión:

$$\bar{N} = -(\dot{\theta} \times \bar{H}) \quad [1]$$

25 donde el momento cinético angular del rotor, \bar{H} , está dado por

$$\bar{H} = I\dot{\psi} \quad [2]$$

Siendo I el momento de inercia axial del disco, $\dot{\psi}$ su velocidad de 30 rotación (espín) axial y $\dot{\theta}$ la velocidad de nutación.

Este par tiene la dirección y sentido mostrados en la Figura 2 y actúa sobre los anclajes del conjunto giroscópico al satélite, haciendo que éste 5 gire en consecuencia.

El inconveniente fundamental para poder controlar con un solo CMG, es que el momento giroscópico producido, \bar{N} , gira en el plano perpendicular a $\dot{\theta}$ y con esta misma velocidad. Es decir, que es necesario desarrollar 10 una estrategia combinada de valores de \bar{H} , $\dot{\theta}$ y número y disposición de elementos giroscópicos, para obtener un momento que actúe de una forma controlada. Esta estrategia resulta normalmente muy complicada llegándose a soluciones complejas como la clásica de 4 CMG de la Figura 1, con sus ejes de nutación según las aristas de una pirámide de cuatro 15 caras.

El problema se reduce drásticamente con el Actuador Inercial Aeroespacial objeto de esta invención. El par de control deseado se obtiene con la ejecución simultánea de tres Procesos. Por el primero y mediante dos CMG1 grandes, se consigue que las dos componentes del 20 par de control sobre un cierto plano conocido, tengan la dirección y magnitud deseadas. En el segundo una Rueda de Reacción (V1) u otro par de pequeños CMG2 (V2), produce la tercera componente de par requerida en el eje normal al plano anterior, completándose así la definición del vector momento en el espacio. El tercero, con medios de 25 cálculo propios y a partir de los datos básicos recibidos de otros equipos del vehículo, elabora y transmite las ordenes a los motores de los CMG1 y a la Rueda de Reacción o a los CMG2 para que efectúen los movimientos adecuados. Se detallan a continuación los principios de estos tres Procesos.

Proceso-1. Producción de un par de vector con dirección constante en un plano conocido.

Version-1 y Versión-2

- 5 Este Proceso-1 es igual en ambas versiones pues se aplica igualmente a los 2 CMG1 de la Versión 1 como a los 2 CMG1 de la Versión-2.
 Los dos CMG1 del Actuador Inercial Aeroespacial están ahora esquemáticamente representados en la Figura 3. El par giroscópico producido por cada CMG1 está dado por las ecuaciones [1] y [2].

10

- Se encuentra que, en condiciones estacionarias, el par resultante de la suma de ambos, es un vector \bar{N} dirigido constantemente según una normal a la dirección del vector velocidad de nutación y que está situado en el plano de los rotores cuando coinciden en la posición inicial de nutación, θ_0 . Su valor es:

$$N = 2H\dot{\theta}\cos(\theta(t) - \theta_0) \quad [3]$$

Para que resulte esto deben cumplirse las siguientes condiciones:

- 20 a) Igualdad de los valores de los momentos angulares de espín de los rotores (a) y (b) pero con distinto signo:

$$H = H_a = I_a\dot{\psi}_a = -H_b = -I_b\dot{\psi}_b \quad [4]$$

- b) Igualdad de los valores absolutos de las velocidades de nutación de los dos rotores:

$$\dot{\theta} = \dot{\theta}_a = -\dot{\theta}_b \quad [5]$$

- c) Igualdad en el ángulo de inicio de la nutación:

$$\theta_0 = \theta_{a0} = -\theta_{b0} \quad [6]$$

30

nutación, es decir $\theta_0 = 0$, resultando por ello que la dirección del par coincide con el eje Y.

Para demostrar la anterior expresión [3] basta con aplicar las ecuaciones 5 de la dinámica de cuerpos sólidos.

Para la transformación de unos ejes iniciales X, Y, Z a ejes móviles ligados al sólido X_1, Y_1, Z_1 , utilizamos la correspondiente a ángulos de Euler del tipo 3, 1, 3.

10

Es decir (ver Figura 4)

- 1º) Giro alrededor de Z de valor ϕ (precesión)
- 2º) Giro alrededor de X' de valor: θ (nutación)
- 3º) Giro alrededor de Z'' de valor: ψ (spin)

15

Supongamos un sólido rígido, rotando con una velocidad angular $\bar{\omega}$ al que está rígidamente unido el sistema de ejes (X_1, Y_1, Z_1) .

20

Denominamos p, q, r. a los componentes de $\bar{\omega}$ en el sistema SRS (móvil). Es conocida la solución del movimiento de rotación de un sólido rígido al que se le aplica un par \bar{N} con lo que giraría con una velocidad angular $\bar{\omega}$. Ahora bien, si en lugar de aplicar al sólido el par \bar{N} , se le imprime una velocidad angular $\bar{\omega}$, el cuerpo reaccionaría sobre un soporte con un par - \bar{N} , que estaría dado por las ecuaciones :

25

$$I_1 \dot{p} - (I_2 - I_3)qr = -N_1 = -N_x,$$

$$I_1 \dot{q} - (I_3 - I_1)rp = -N_2 = -N_y \quad [7]$$

$$I_3 \dot{r} - (I_1 - I_2)pq = -N_3 = -N_z.$$

Las componentes de este par sobre los ejes fijos (X,Y,Z) se obtendrían a
5 partir de las N_x, N_y, N_z en la forma.

$$\begin{vmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{vmatrix} = R^T \begin{vmatrix} N_1 \\ N_2 \\ N_3 \end{vmatrix} \quad [8]$$

Siendo R^T la transpuesta de la matriz de transformación R que tiene por
10 valor, para la rotación tipo 3-1-3 que es la utilizada aquí:

$$(9) \quad \begin{vmatrix} \cos\psi \cos\phi - \cos\theta \sin\psi \sin\phi & \cos\psi \sin\phi + \cos\theta \sin\psi \cos\phi & \sin\theta \cdot \sin\psi \\ -\sin\psi \cos\phi - \cos\theta \cos\psi \sin\phi & -\sin\psi \sin\phi + \cos\theta \cos\psi \cos\phi & \sin\theta \cos\psi \\ \sin\theta \sin\phi & -\sin\theta \cos\phi & \cos\theta \end{vmatrix}$$

Las componentes p, q, r de $\bar{\omega}$ están dadas en función de los ángulos de Euler y sus derivadas por la expresión:

20

$$25 \quad \bar{\omega} = \begin{vmatrix} p \\ q \\ r \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \dot{\phi} \sin\theta \sin\psi + \dot{\theta} \cos\psi \\ \dot{\phi} \sin\theta \cos\psi - \dot{\theta} \sin\psi \\ \dot{\phi} \cos\theta + \dot{\psi} \end{vmatrix} \quad [10]$$

En el actuador básico de la Figura 3 la precesión es nula, es decir:

$$\dot{\phi} = 0$$

[11]

Con esta condición, unida a las [4], [5] y [6] se obtiene de las ecuaciones 5 [7], [8], [9] y [10], un par con componentes nulas sobre el eje X y en el plano YZ tiene el valor dado en [3] y una dirección fija que coincide con la dirección θ_0 , que en el caso de la Figura 3 coincide con el eje Y ($\theta_0 = 0$)

Nótese que para el caso básico presentado no es necesario la igualdad 10 de momentos de inercia axiales ni de velocidades de spin de los rotores, sino únicamente la de momentos cinéticos de espín ($\bar{H}_a = \bar{H}_b$)

El valor del par puede ser controlado fácilmente a través de los valores 15 que se ordenen al momento cinético de espín y a la velocidad de nutación. Como se aprecia en fórmula [3] el valor de este par es proporcional al momento cinético del rotor y a la velocidad de nutación pero aparece un factor que hace que el módulo y sentido del par varíe senoidalmente con el ángulo de nutación. Esto es perfectamente manejable con técnicas apropiadas de software.

20

En cuanto a la dirección del par producido, esta se encuentra en el plano normal a la dirección del vector velocidad de nutación y se puede controlar su dirección dentro de ese plano dando el valor adecuado al ángulo inicial de la nutación. Para ello bastará disponer de control directo 25 sobre los ángulos de condiciones iniciales de la nutación y por tanto de la dirección del par a lo largo del proceso nutación además de sobre sus velocidades. Esto permitirá, si se requiere, variar esas de control.

Es importante indicar que siendo la expresión clásica para el par 30 producido la (3):

$$N = 2H\dot{\theta} \cos \theta(t) \quad (12)$$

donde se ha puesto $\theta_0=0$ para simplificar, el valor de ese par es cíclico siendo su dirección fija. Aunque esa es la situación normal de utilización, existe un procedimiento para que el par sea también constante en módulo además de dirección.

Según (4) $H = H_a = I_a \dot{\psi}_a = -H_b = -I_b \dot{\psi}_b = \text{constante}$

y por tanto si se hace que $\dot{\theta}$ varíe en la forma:

$$\dot{\theta} = \frac{\dot{\theta}_m}{\cos \theta(t)} \quad (13)$$

el par N resulta constante, con un valor que dependerá de la constante $\dot{\theta}_m$ seleccionada. Un problema que aparece es que en los extremos de los semiciclos de la nutación, $\theta = \pm \frac{(2k+1)\pi}{2}$, resulta $\dot{\theta} = \infty$, por lo que se evitará pasar por esos puntos utilizando la expresión (13), cambiándola en esas zonas por una $\dot{\theta} = \text{const.}$, por ejemplo. A pesar de ello esta modalidad de funcionamiento reporta importantes ventajas en ciertas circunstancias.

Proceso-2. Producción de un par de dirección constante coincidente con la velocidad de nutación de los CMG.

Ahora este proceso es diferente en ambas versiones.

20

Versión-1

Considerando, como ya se expuso, que las exigencias en la magnitud de este par serían bajas, este se obtiene sencillamente por medio de una Rueda de Reacción (RW). A esta rueda, con su eje de rotación paralelo a los de nutación de los CMG, como se presenta en la Figura 5, se la provee de una aceleración en su giro con lo que, también por el principio de conservación del momento cinético, se provocará en el satélite un giro en dirección contraria al vector aceleración de la Rueda de Reacción y

equivalente al que hubiera resultado de aplicarle un "par de reacción" de valor:

$$\bar{N}_r = -I_r \ddot{\phi}_r \quad [13]$$

5

siendo I_r y $\ddot{\phi}_r$, respectivamente el momento de inercia axial y la velocidad de espín de la rueda. Controlando adecuadamente el módulo y sentido de esa aceleración se obtendrá el valor deseado del par.

Versión-2

- 10 Esta versión se realiza con el fin de aumentar la aplicación del HYGRA a satélites y, sobre todo a UAV, de mayores masas para los que en algún caso la RW debería tener un peso demasiado elevado. En esta versión se sustituye la RW por otro par de CMG2 similares a los utilizados en Proceso-1 pero más pequeños adaptándoles a las menores exigencias de 15 la rotación. El proceso sería similar al 1º pero colocando este par pequeño de CMG2 con sus ejes situados adecuadamente (su eje de nutación normal al de nutación del par de CMG1)

Proceso-3. Elaboración de órdenes a los motores

- 20 Versión

Version-1 y Versión-2

Este Proceso-3 es similar en ambas versiones.

- 25 Las órdenes de voltajes y tiempos de funcionamiento a los motores eléctricos de los CMG o Rueda de Reacción son elaboradas por el Actuador Híbrido Inercial a partir de datos y órdenes generales suministrados por otros equipos del vehículo (Figura 8).

Básicamente, esos datos exteriores se refieren a la actitud requerida al vehículo, $\bar{\delta}_r$, al instante y duración de la maniobra para alcanzarla y a la actitud medida, $\bar{\delta}_m$.

- 5 En muchos casos los equipos del vehículo no proporcionan directamente la actitud requerida, si no sólo la información necesaria para calcularla (posición vehículo, posición objetivo del apuntamiento, frecuencia de observación requerida, etc.) y es el propio actuador el que pondrá los medios de cálculo para su determinación en forma utilizable.

10

Las órdenes específicas a los motores elaborarán en función principalmente de la diferencia entre $\bar{\delta}_r$ y $\bar{\delta}_m$, que deberá anularse con el adecuado Proceso de Guiado que también es responsabilidad del Actuador.

15

Se hace notar que en el diagrama de la Figura 8, los procesos $P_i(t)$, representan relaciones físicas temporales, que podrán representarse por algoritmos continuos o discontinuos, lineales o no lineales, algebraicos o numéricos o por órdenes lógicas de cualquier tipo.

20

La salida del GUIADO, representado por su proceso $K_2 P_2(t)$, dependerá esencialmente del error V_2 , pero podrá depender también directamente de las actitudes requerida y medida, y de forma distinta a lo largo del tiempo. También se podrán enviar órdenes independientes de la actitud.

25

Par resultante sobre el satélite

De acuerdo con lo expuesto para Procesos 1, 2 y 3, el par obtenido por medio del Actuador Inercial Aeroespacial resulta en su forma básica de la composición de dos vectores. Uno, igual en ambas Versiones, de valor máximo grande dado por ecuación [3] y con vector situado en el plano

30

normal al eje de nutación y dirigido según el ángulo de nutación inicial.. El otro de pequeño valor, en la Versión -1 está dado por ecuación [13] y dirección contraria al vector de aceleración angular de la Rueda de Reacción y, por tanto, paralelo al eje de nutación de los CMG1. En la 5 Versión-2 está dado por los dos CMG2 pequeños y en un plano normal a su eje de nutación que contendrá al eje de nutación de los CMG1 grandes.

Se hace variar adecuadamente el valor de esos dos vectores de para alcanzar la maniobra en el tiempo y precisión requeridos.

10

Descripción de los dibujos

Antes de acometer el análisis detallado de la invención describiremos las Figuras anexas:

15

Figura 1. Representa esquemáticamente un sistema de control clásico con 4 CMG. En esta configuración los 4 vectores de nutación están situados en las aristas de una pirámide de cuatro caras.

20

Figura 2. Representa esquemáticamente un CMG1. Este es, básicamente, un conjunto giroscópico integrado en el vehículo. Por el principio físico de conservación de la cantidad de movimiento, si se supone que el rotor gira con velocidad de espín $\dot{\psi}$, momento cinético \bar{H} y giro en nutación $\dot{\theta}$, aparece sobre el satélite el par giroscópico \bar{N} , 25 situado en el plano normal al formado por los vectores $\dot{\psi}$ y $\dot{\theta}$.

Figura 3. Presenta el funcionamiento de dos CMG en el Proceso 1.

$\dot{\psi}_a$ y $\dot{\psi}_b$ Velocidades de espín de los CMG

$\dot{\theta}_a$ y $\dot{\theta}_b$ Velocidades de nutación de los CMG

N_y Par giroscópico resultante de los dos CMG

Aquí el ángulo inicial de nutación es: $\theta_0 = \theta_{0a} = \theta_{0b} = 0$

El funcionamiento de los dos CMG2 pequeños en el Proceso-2 de la Versión 2 sería similar pero la velocidad de nutación de estos sería
5 perpendicular al plano XZ y el par giroscópico estaría situado normalmente según X .

Figura 4. Sistemas de ejes y Transformación por ángulos de Euler.

X, Y, Z Ejes fijos

10 X_1, Y_1, Z_1 Ejes móviles

$\dot{\phi}, \phi$ Velocidad y ángulo de precesión

$\dot{\theta}, \theta$ Velocidad y ángulo de nutación

$\dot{\psi}, \psi$ Velocidad y ángulo de espín

15 Figura 5. Esquema simple de posición de rotores de los CMG y Rueda de Reacción en un Actuador Híbrido Inercial, Versión-1, Procesos 1y2)

$\dot{\psi}_a$ y $\dot{\psi}_b$ Velocidades de espín de los CMG

$\dot{\theta}_a$ y $\dot{\theta}_b$ Velocidades de nutación de los CMG

$\dot{\psi}_r$ Velocidad de espín de la Rueda de Reacción

20 $N_{(a+b)}$ Momento giroscópico resultante de los dos CMG

N_r Momento de reacción de la Rueda de Reacción

Figura 6. Esquema de maniobras de un satélite ágil de observación.

Los ejes representados, son los ejes fijos al satélite que al inicio de la
25 maniobra corresponden a:

X_s Eje de balanceo. Coincide con la velocidad del satélite.

Y_s Eje de picado. Es el normal al plano de la trayectoria.

Z_s Eje de guiñada. Normal a los otros dos dirigido hacia tierra (nadir).

Nótese que estas denominaciones clásicas espaciales no coinciden con las dinámicas utilizadas en el análisis del Actuador Híbrido Inercial siendo:

$$X_s \equiv Z, Y_s \equiv -Y, Z_s \equiv X$$

En un UAV los ejes fijos al vehículo serían en cierta forma semejantes a
5 los del satélite.

X_v , Eje de balanceo. Paralelo al del fuselaje pasando por el c.d.g

Y_v , Eje de picado. Paralelo al del ala pasando por el c.d.g.

Z_v , Eje de guiñada. Normal a los otros dos dirigido hacia arriba.

10

Figura 7. Representa un Esquema el objeto básico de la invención, el Actuador Inercial Aeroespacial .(Versión-1). Es un conjunto que integra los dos CMG1, la Rueda de Reacción, el microprocesador y soportes:

- (1) Rotor de la Rueda de Reacción
- 15 (2) Motor de Espín de la Rueda de Reacción
- (3) Rotores de los CMG1
- (4) Envolvente de la posición de rotores en nutación
- (5) Vectores de las velocidades de espín de los CMG1 ($\dot{\psi}_a$ y $\dot{\psi}_b$)
- (6) Motores de espín de los CMG1
- 20 (7) Vectores de las velocidades de nutación de los CMG1 ($\dot{\theta}_a$ y $\dot{\theta}_b$)
- (8) Motores de nutación de los CMG1
- (9) Vector de la velocidad de espín de la Rueda de Reacción ($\dot{\psi}_r$)
- (10) Microprocesador
- (11) Soportes de los rotores del los CMG1
- 25 (12) Soporte de la Rueda de Reacción
- (13) Sistema estructural de soporte unido al satélite

Para la Versión- 2 el par de CMG1 sería exactamente igual al de Version 1 quitándole la Rueda de Reacción. El esquema del conjunto CMG2

, sería igual al CMG1 pero con los ejes cambiados. Ahora la nutación sería perpendicular a la nutación de CMG1 y el par producido estaría situado en el eje del vehículo para producir el balanceo.

5 Figura 8. Diagrama Funcional del AIA

- (a) AIA
- (b) Microprocesador (Procesa los datos y órdenes para los CMG y RW)
 - (1) Adaptador de datos y órdenes generales recibidos desde el satélite
 - (2) Guiado. Generación de órdenes directas al Sistema electromecánico
 - 10 (3) Sistema electromecánico: Version-1 (2 CMG1 + 1 RW); Versión.2 (2 CMG1 y 2 CMG2)
 - (4) Satélite. Posición y dinámica en respuesta a los pares del Actuador Inercial Aeroespacial.
 - (5) Sensor. Mide posición y velocidad angulares del satélite
 - 15 (6) Envío de datos y órdenes generales desde el satélite
- $\bar{\delta}_r$ Actitud requerida al satélite
- $\bar{\delta}_m$ Actitud medida por el sensor
- V_2 Error en la actitud del satélite
- V_{3i} Orden al Actuador generada por el GUIADO.
- 20 Con una nomenclatura genérica las órdenes son:
 - V_{31} a los motores de nutación de los CMG (2(V1) o 4 (V2)motores)
 - V_{32} a los motores de espín de los CMG (2(V1) o 4 (V2) motores)
 - V_{33} al motor de espín de la Rueda de Reacción (sólo V1)
- \bar{N} Par virtual generado por el AIA.
- 25 $\bar{\delta}$ Actitud real del satélite
- $\dot{\bar{\delta}}$ Velocidad angular real del satélite
- $\bar{\delta}_m$ Actitud del satélite medida por el sensor
- K_1, K_2, K_3, K_4, K_5 : Ganancias de cada bloque del proceso

- $P_1(t)$ Proceso de adaptación de datos y órdenes generales recibidos
- $P_2(t)$ Proceso de guiado
- $P_3(t)$ Proceso de generación de pares N por el AIA.
- $P_4(t)$ Proceso generador del movimiento del satélite a partir de N
- 5 $P_5(t)$ Proceso de medida

Exposición detallada de un modo de realización de la invención.

Se presenta ahora esta exposición basándose en la Versión-1 aplicada a
10 un satélite, indicándose cuando sea necesario las diferencias que introduce la Versión 2.

En la Figura 6 se presentan esquemáticamente maniobras típicas de apuntamiento de un satélite ágil, siendo los ejes representados, antes de maniobrar

15

X_s Eje de balanceo. Coincide con la velocidad del satélite.

Y_s Eje de picado. Es el normal al plano de la trayectoria.

Z_s Eje de guiñada. Normal a los otros dos dirigido hacia tierra (nadir)

20 Nótese que estas denominaciones clásicas espaciales no coinciden con las dinámicas utilizadas en el análisis del Actuador Hibrido Inercial siendo:

$$X_s \equiv Z, Y_s \equiv -Y, Z_s \equiv X$$

Es decir, que en el satélite el eje de nutación de los giróscopos y el eje de la rueda de reacción deben ser paralelos al eje satélite Z_s (nadir en 25 condiciones iniciales)

Una maniobra típica es el realizar un rápido giro del eje de apuntamiento de un cierto punto de la Tierra a otro. Podemos decir que en las condiciones iniciales, antes de realizar ninguna maniobra, el eje de apuntamiento es el eje Z_s , nadir, que está apuntando a los puntos de la

- Tierra suborbitales conforme el satélite se desplaza en su órbita. Para realizar el desplazamiento angular del eje de apuntamiento bastará con aplicar el par adecuado con vector dirección situado en el plano $X_s Y_s$. Será la tercera componente del par, la de la rueda con eje coincidente o paralelo al propio eje de apuntamiento, la que, sin grandes exigencias de magnitud, realizará el ajuste del plano de visión alrededor de ese eje. Si el par fue mas grande que el apropiado a una RW se habría seleccionado la Versión.2 substituyendo la RW por el par CMG2.
- 5 Para realizar maniobras como las indicadas en la Figura 7., se presenta un modelo adecuado del Actuador Inercial Aeroespacial (V1). Las velocidades de nutación y espín que aparecen en la figura son las utilizadas en el cálculo del par suma de los CMG de la expresión [3]. En la V2 el par de CMG1 sería el de Fig.7 después de quitar la RW.
- 10 La velocidad angular del satélite en la maniobra, al no suponer pares exteriores al sistema, está dada, de acuerdo con el principio de conservación de la cantidad de movimiento por la ecuación:
- 15
$$\frac{d\bar{H}_s}{dt} = 0 \quad [14]$$
- 20 \bar{H}_s es el momento cinético angular del satélite completo, incluyendo el Actuador Híbrido Inercial, y la ecuación [14] se puede escribir como la suma de la variación del momento cinético del Actuador más la del resto del satélite:

$$\dot{\bar{H}}_s = \dot{\bar{H}}_G + \dot{\bar{H}}_{S1} \quad [15]$$

El momento cinético angular del Actuador se puede expresar como la suma de su momento relativo al satélite, mas el correspondiente a su movimiento como parte fija al satélite en movimiento, es decir :

5

$$\dot{\bar{H}}_G = \dot{\bar{H}}_{GR} + \dot{\bar{H}}_{GS}$$
 [16]

y substituyendo [16] en [15] resulta:

$$\dot{\bar{H}}_S = (\dot{\bar{H}}_{GR} + \dot{\bar{H}}_{GS}) + \dot{\bar{H}}_{S1} = \dot{\bar{H}}_{GR} + (\dot{\bar{H}}_{GS} + \dot{\bar{H}}_{S1}) = \dot{\bar{H}}_{GR} + \dot{\bar{H}}_{S0} \quad [17]$$

10

Donde $\dot{\bar{H}}_{S0}$ es el momento cinético del satélite incluyendo el Actuador en reposo respecto del satélite.

Aplicando [14] a [17] resulta:

15

$$\dot{\bar{H}}_{S0} = -\dot{\bar{H}}_{GR} \quad [18]$$

siendo:

$$\dot{\bar{H}}_{S0} = I_{S0} \dot{\bar{\varpi}}_S \quad [19]$$

20

donde I_{S0} es el tensor de inercia del satélite con el actuador en reposo y $\dot{\bar{\varpi}}_S$ la velocidad angular del satélite.

Así mismo:

$$-\dot{\bar{H}}_{GR} = -I_G \dot{\bar{\varpi}}_{GR} \quad [20]$$

25

donde I_G es el tensor de inercia del actuador y $\dot{\bar{\varpi}}_{GR}$ las velocidades angulares de las componentes del actuador respecto del satélite. Estas son las analizadas anteriormente: $\dot{\psi}_a$ y $\dot{\psi}_b$ velocidades de espín de los

CMG, $\dot{\theta}_a$ y $\dot{\theta}_b$ velocidades de nutación de los CMG y $\dot{\psi}_r$ velocidad de espín de la Rueda de Reacción en la V1 .En la V2 se substituiría la $\dot{\psi}_r$, por las velocidades del CMG2, $\dot{\psi}_{a2}$, $\dot{\psi}_{a2}$, $\dot{\theta}_{a2}$ y $\dot{\theta}_{a2}$. Por tanto - \dot{H}_{GR} es el par del actuador, \bar{N}_a dado por la suma de las expresiones [3] y [13] relativas

5 a los CMG y a la Rueda de Reacción:

-2]

$$\text{Versión-1} \quad -\dot{H}_{GR} = \bar{N}_a = \bar{N} + \bar{N}_r \quad [21-1]$$

$$\text{Versión-2} \quad -\dot{H}_{GR} = \bar{N}_a = \bar{N} + \bar{N}_2 \quad [21-2]$$

10 Resultando de [18], [19], [20] y [21]:

$$\text{Versión-1} \quad I_{S0}\dot{\varpi}_s = \bar{N} + \bar{N}_r \quad [22-1]$$

$$\text{Versión-2} \quad I_{S0}\dot{\varpi}_s = \bar{N} + \bar{N}_2 \quad [22-2]$$

que es la ecuación que suministra las velocidades de giro del satélite y se
15 desarrolla con expresiones matemáticas conocidas

Analizando el par \bar{N} de las ecuaciones [3], [21] y [22], suministrado por los CMG, resulta en [3] que su variación es sinusoidal y por tanto también lo será el movimiento angular del eje de apuntamiento del satélite. Si no
20 se imponen límites a la nutación, θ , el eje de apuntamiento oscilará alrededor del punto inicial sin conseguir un resultado práctico.

Una forma sencilla de conseguir el apuntamiento deseado es hacer funcionar el Actuador durante un cierto tiempo hasta alcanzar un ángulo
25 de nutación dentro de los límites ($\theta \pm \pi/2$). Desactivando el actuador cuando se alcance una velocidad adecuada, se permite al satélite seguir girando a esa velocidad constante hasta alcanzar un ángulo adecuado para ordenar al Actuador activarse de nuevo pero con par en sentido

contrario, hasta alcanzar la detención del eje de apuntamiento en la posición deseada. Este proceso puede conseguirse desarrollando, sin grandes problemas, el software adecuado.

- 5 El proceso general de control del satélite por el que se elaboran y realizan las ordenes de movimiento a las componentes del Actuador se presenta en la Figura 8.

En este diagrama de flujo aparecen componentes del Sistema de Guiado
10 y Control del satélite incluyendo este tipo de Actuador, y el significado de cada símbolo se dio anteriormente en la descripción específica de esta Figura 8.

Los bloques básicos son: el propio Actuador (a), que incluye el Sistema
15 Electromecánico (3) formado por los CMG1 y la RW o el conjunto CMG2 y el Sistema Electrónico o Microprocesador (b). En este último se incluyen las funciones de Adaptación de datos y órdenes generales del satélite (1) y el Guiado (2) que genera las órdenes directas a los motores de los CMG1 y de la RW (3) (o los CMG2) hasta que el error (V_2) entre la
20 posición requerida y medida del satélite sea menor que un cierto valor prefijado. Este software específico se realiza en función de las características de los satélites a los que vaya dirigido.

Este proceso debe aplicarse en diversos estadios del desarrollo,
25 naturalmente con diferentes herramientas de cálculo y simulación. Puede utilizarse para estudio del sistema con una simulación totalmente software no en tiempo real, o en laboratorio con simulaciones tipo HWIL (HardWare In the Loop) con introducción de algunos equipos de vuelo y software de tiempo real en el bucle y, finalmente, para el sistema de vuelo
30 con los equipos, microprocesadores y software en tiempo real definitivos.

Naturalmente los fenómenos físicos del Actuador real se analizarán en el anterior proceso en su dimensión real, introduciendo casos normales y transitorios, por ejemplo espín y nutación no constantes, de funcionamiento para lo que deben utilizarse las ecuaciones completas 5 aquí expuestas, obteniendo resultados reales que además podrán compararse entre si.

Se insiste en que la aplicación de este actuador se extiende a otros satélites ágiles diferentes del aquí considerado, así como a otros 10 vehículos aeroespaciales como son los minilanzadores espaciales y aeronaves pequeñas como los UAV.

REIVINDICACIONES

1.- Actuador Inercial Aeroespacial caracterizado por constar
5 de:

- Conjunto Giroscópico Principal
- Rueda de Reacción o Conjunto Giroscópico Secundario
- Medios Electrónicos de Cálculo y Mando
- Medios Mecánicos de Soporte y Sujeción

10

2.- Actuador Inercial Aeroespacial según Reivindicación-1
caracterizado por poseer un Conjunto Giroscópico Principal
provisto de dos giróscopos de par (CMG), que cumplen las
siguientes condiciones:

- 15 - Cada giróscopo está provisto de rotor, motor de espín, motor
de nutación y soporte
- Los ejes de nutación de ambos giróscopos son paralelos y
están dirigidos según la dirección del eje de apuntamiento del
vehículo portador. Estos giróscopos producen un vector par de
20 control, de dirección fija conocida, situado en el plano normal a
su eje de nutación.
- La distancia entre los ejes de nutación puede ser cualquiera
compatible con el resto de equipos del vehículo portador.

25 3.- Actuador Inercial Aeroespacial según Reivindicación-1
caracterizado por poseer una Rueda de Reacción (RW) que cumple
con las siguientes condiciones:

- Está dotada de rotor, motor de espín y soporte
- El eje de la rueda de reacción es paralelo a los de nutación del conjunto
30 giroscópico y por tanto también paralelo a la dirección de apuntamiento

del vehículo portador, produciendo la tercera componente en el espacio, rotación, del par de control.

- 4.- Actuador Inercial Aeroespacial según Reivindicaciones-1 y 2 donde hay un Conjunto Giroscópico Secundario similar al Conjunto Giroscópico Principal , pero de diferentes dimensiones y situado en una posición tal que generará pares en la misma dirección de la Rueda de Reacción, a la que sustituye.
- 5.- Actuador Inercial Aeroespacial según Reivindicaciones -1 o 4 caracterizado por poseer Medios Electrónicos de Cálculo y Mando compuesto por un Microprocesador con software y conexiones con capacidad para aceptar, elaborar y suministrar las órdenes al resto de equipos del propio actuador.
- 10 15 6.- Actuador Inercial Aeroespacial según Reivindicaciones-1 o 4 caracterizado por poseer Medios Mecánicos de soporte y sujeción de los componentes del propio actuador entre si y al vehículo portador y capaces de transmitirle los pares generados.

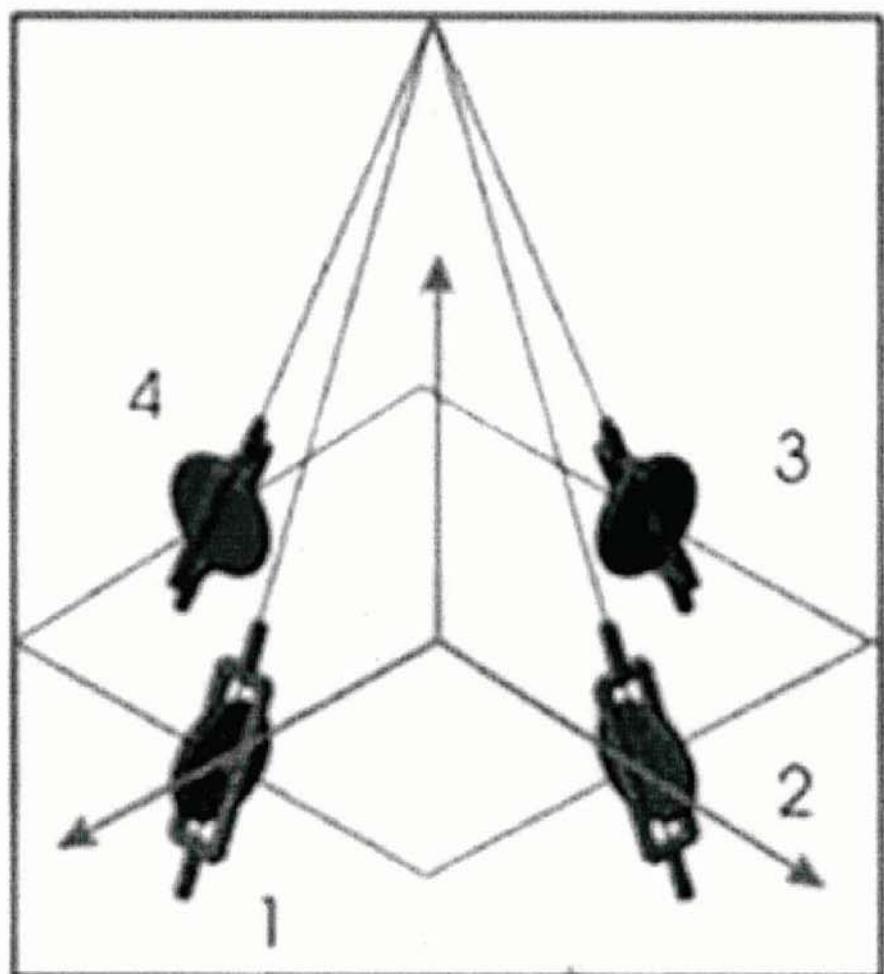


Figura-1

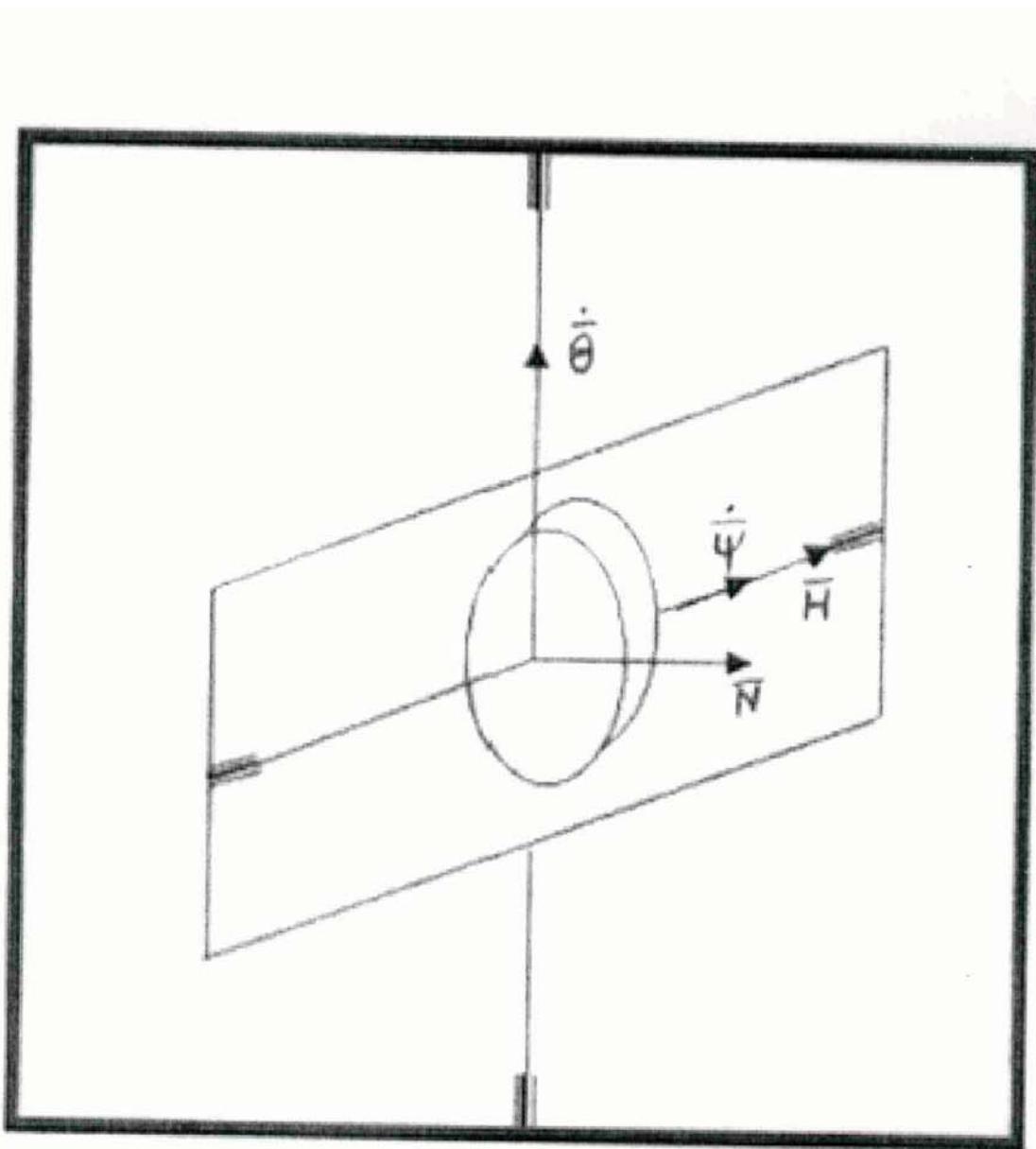


Figura-2

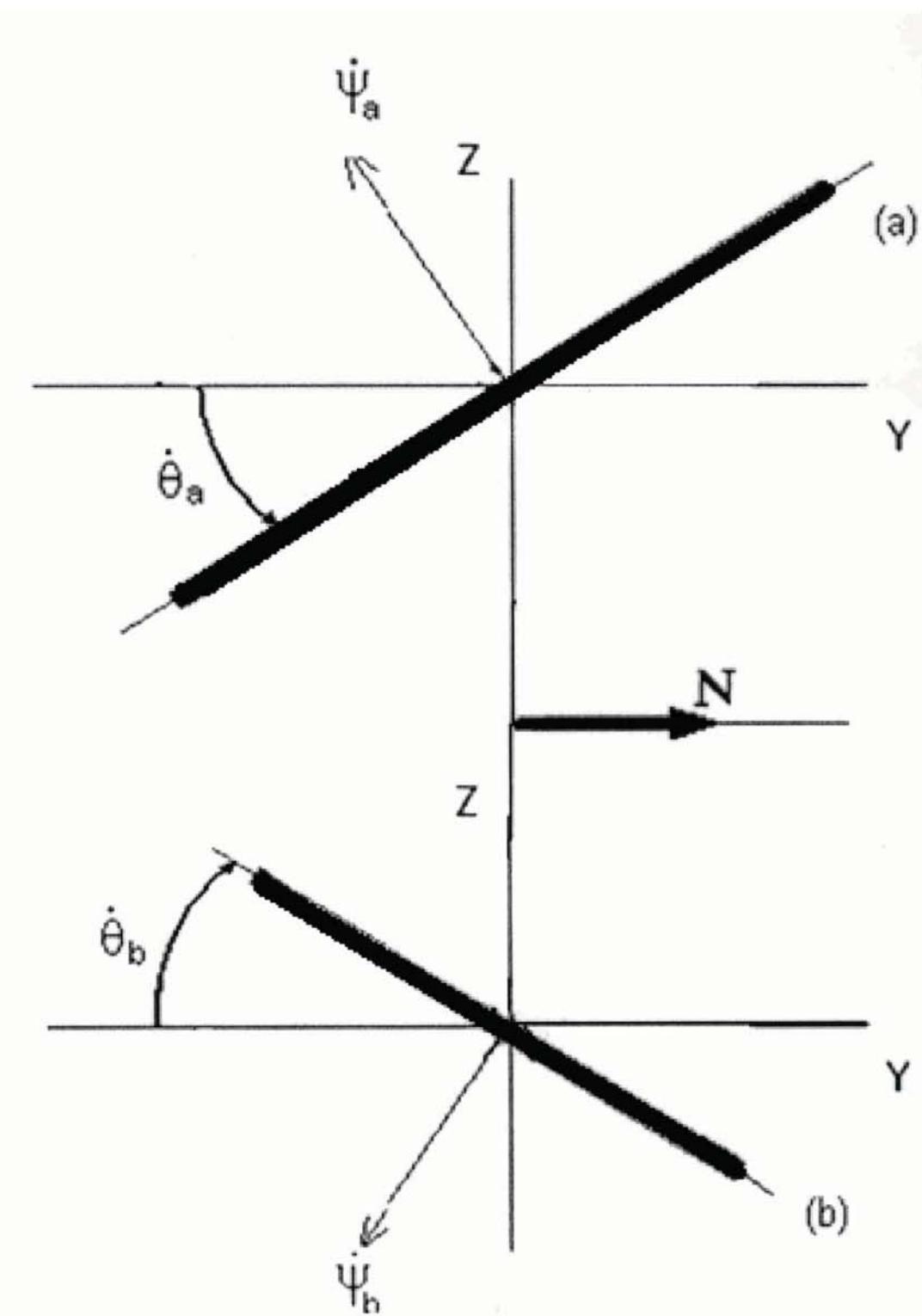


Figura-3

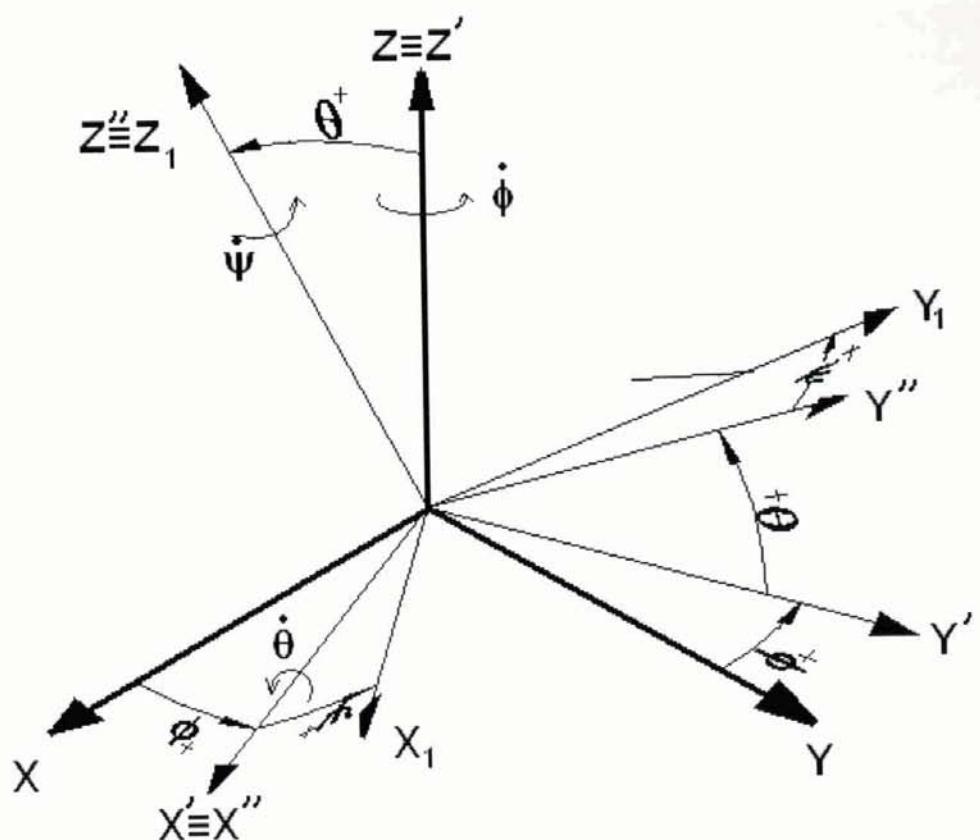


Figura-4

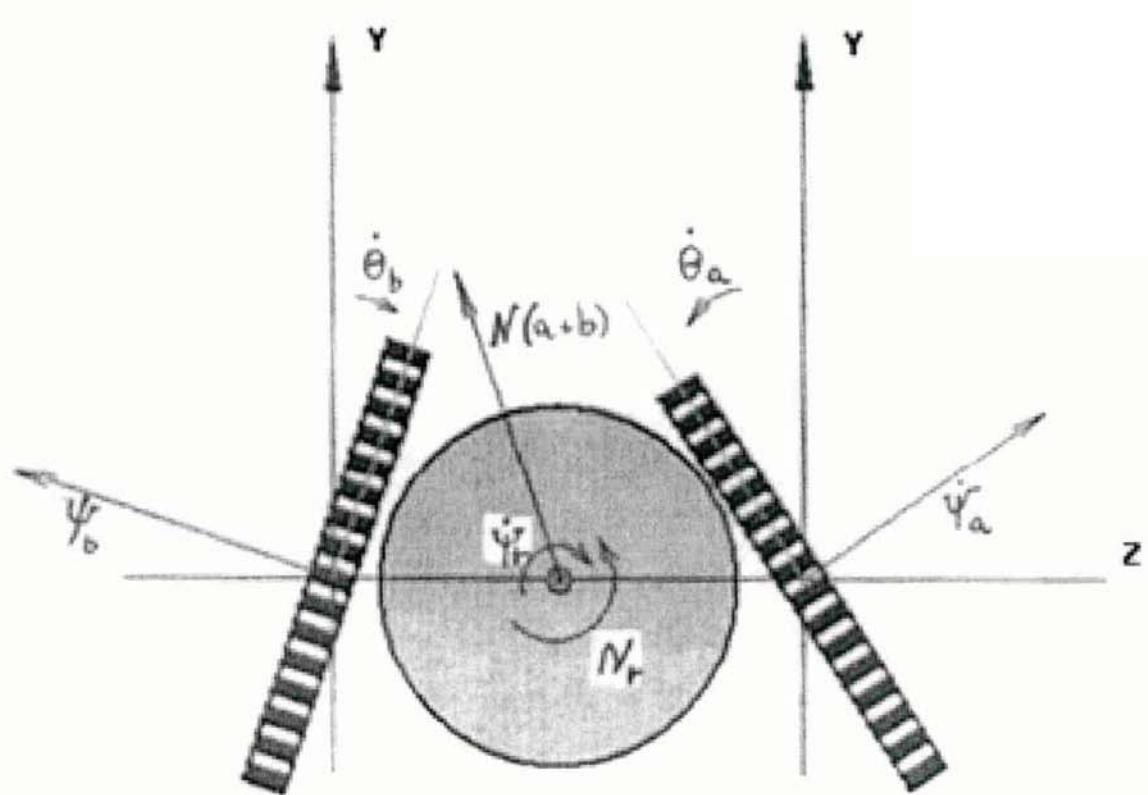


Figura-5

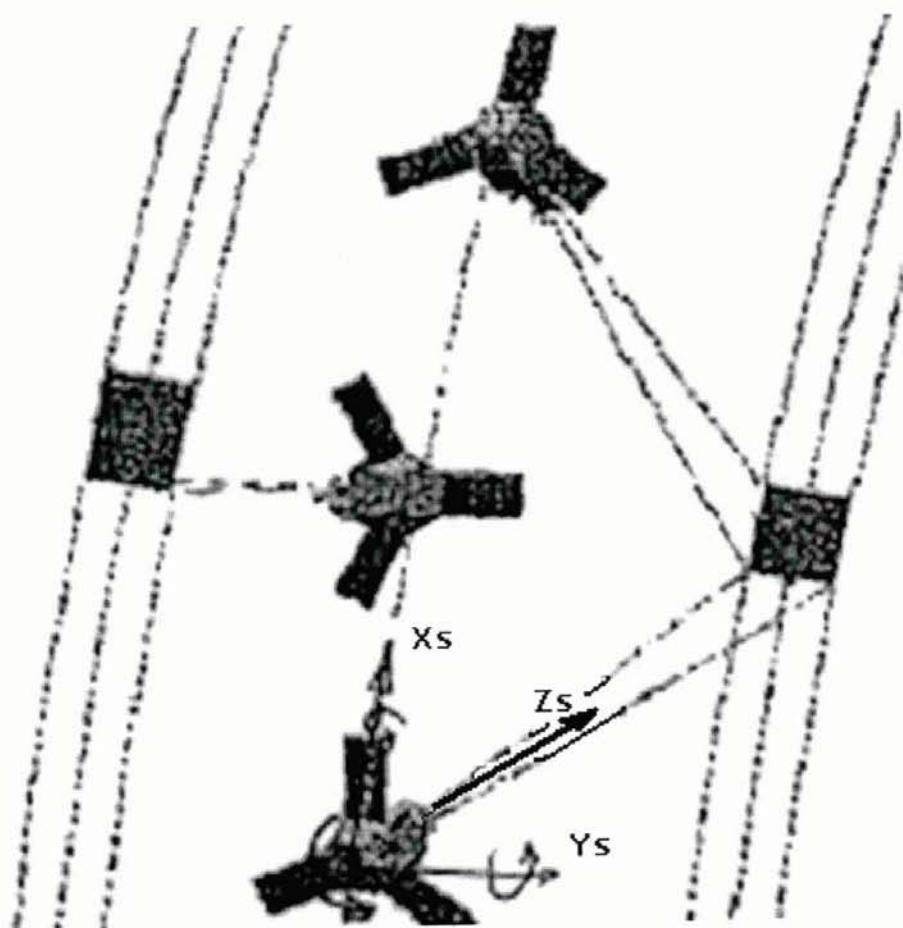


Figura-6

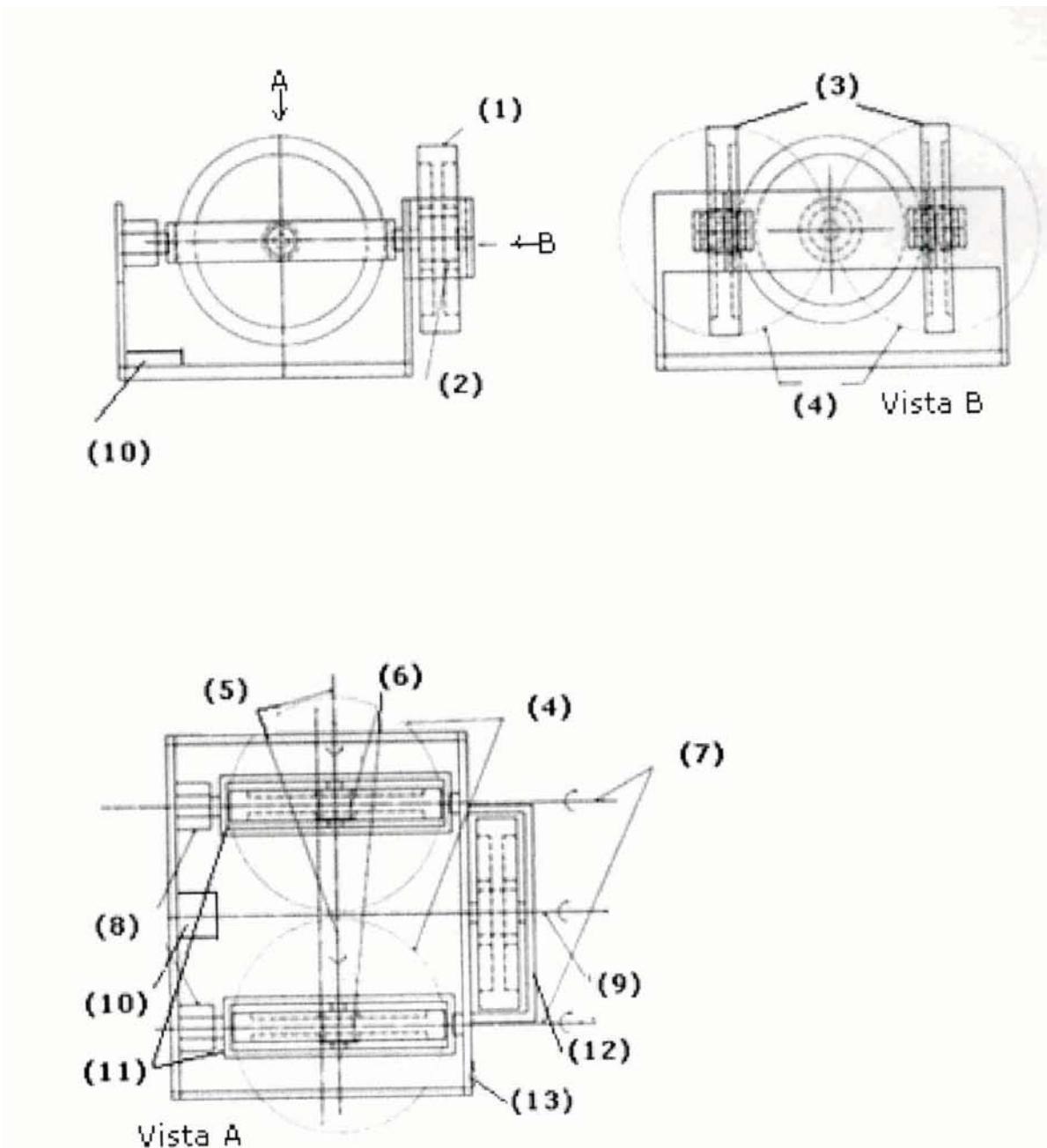


Figura-7

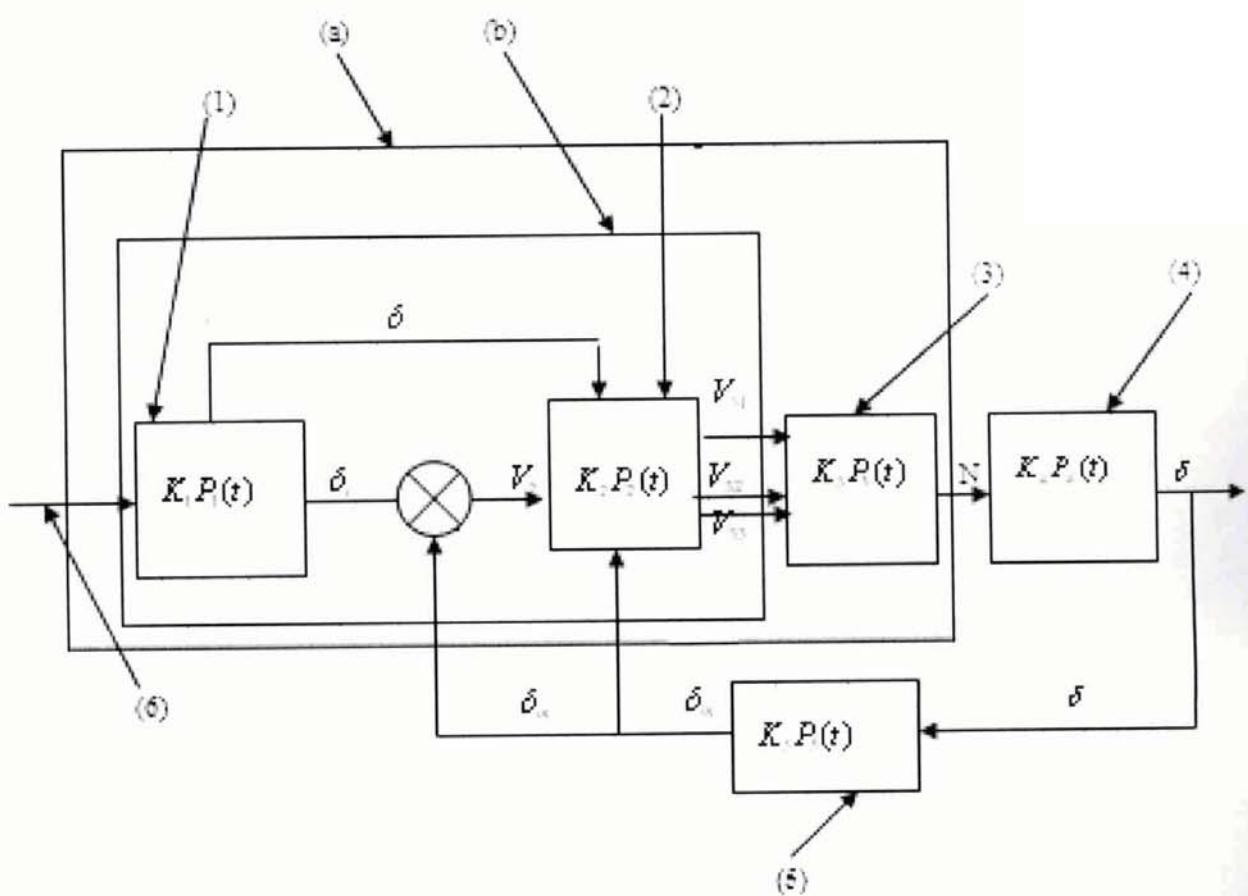


Figura 8