

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 764 104**

51 Int. Cl.:

**G01C 21/16** (2006.01)

**G01C 25/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **09.05.2012** **E 12290158 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **20.11.2019** **EP 2522956**

54 Título: **Procedimiento de gestión automática de un girómetro longitudinal montado en un aparato volador**

30 Prioridad:

**13.05.2011 FR 1101455**

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

**02.06.2020**

73 Titular/es:

**MBDA FRANCE (100.0%)  
1, avenue Réaumur  
92350 Le Plessis-Robinson, FR**

72 Inventor/es:

**DE PICCIOTTO, FRANÇOIS**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

**ES 2 764 104 T3**

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

## DESCRIPCIÓN

Procedimiento de gestión automática de un girómetro longitudinal montado en un aparato volador

5 El presente invento se refiere a un procedimiento de gestión automática de un girómetro longitudinal que está montado en un aparato volador de navegación inercial, susceptible de ser puesto en rotación, así como a un aparato volador, en particular, a un misil aéreo, que está provisto de tal girómetro longitudinal.

Se sabe que la deriva de navegación inercial limita el alcance de un misil. También que, cuando el misil es un misil (por ejemplo, aire-suelo) de bajo coste, se busca generalmente reducir esta deriva sin utilizar ningún detector adicional (diferente a la central inercial ya presente en el misil) para no aumentar el coste.

10 Un método ya conocido para remediar este problema consiste en llevar al misil a auto-rotación (siempre en el mismo sentido) alrededor de su eje longitudinal. Esta puesta en rotación permite anular como media la mayor parte de las derivas, como, por ejemplo, en el documento US2010/0133374 que divulga a un misil en rotación y la corrección de los errores radiales de sesgo y de escala.

15 Sin embargo, este método usual no es completamente satisfactorio, pues no permite corregir los defectos del factor de escala del girómetro longitudinal. Por esta razón, el girómetro longitudinal debe ser reemplazado por un giróscopo, lo que supone numerosos problemas suplementarios:

-sobrecoste adicional (desarrollo, integración...);

20 - si la central inercial se basa en las tecnologías actuales llamadas "vibrantes" (por ejemplo, del tipo MEMS), el giróscopo solo puede funcionar para unas velocidades de rotación elevadas (superiores al 1000°/seg) y conserva una deriva del orden del 1° /seg, lo que supone perder todo el interés en esta solución (deriva superior al desvío girométrico habitual de una central MEMS de bajo coste); y

- si la central inercial se basa en tecnologías más antiguas (del tipo giro de peonza), no aparecen problemas de velocidad de rotación, sino de una tecnología que tiende a hacerse obsoleta.

Por otra parte, se conoce ya:

25 -por el documento US-4 017 187, un aparato de medida inercial de doble rotación, que incluye unos medios para anular los errores de factor de escala, invirtiendo la dirección de rotación de los elementos aptos para generar la rotación del citado aparato; y

- por el documento EP-0 392 104, un sistema de navegación inercial que incluye una pluralidad de giróscopos.

30 El presente invento tiene como objeto remediar los inconvenientes citados anteriormente. Se refiere a un procedimiento de gestión automática de un girómetro longitudinal que está montado en un aparato volador de navegación inercial, en particular en un misil aéreo, susceptible de ser puesto en rotación, permitiendo este procedimiento de gestión evitar la obligación de reemplazar al girómetro longitudinal por un giróscopo, y, por lo tanto, reducir el coste, con unas prestaciones de navegación comparables.

35 A estos efectos, según el invento, el citado procedimiento es notable por que, durante la utilización del girómetro longitudinal, se controla automáticamente al citado aparato volador de tal manera que se pone en rotación alrededor de su eje longitudinal, alternando el sentido de rotación, y esto de una manera regular (todas las n vueltas, siendo n un número superior o igual a 1) de tal manera que se anula automáticamente el efecto del factor de escala del girómetro longitudinal, además de corregir las derivas usuales, cuya corrección se obtiene por la puesta en rotación del aparato volador.

40 De esta manera, mediante este control del aparato volador destinado a someterle a una rotación regularmente alternada, el efecto del factor de escala del girómetro longitudinal montado sobre este aparato volador se anula de una manera natural, como se precisa más adelante, además de las demás derivas usuales. Estas otras derivas son, en lo que a ellas se refiere, anuladas por el presente invento de la misma manera que por el método usual citado anteriormente de auto-rotación en un único sentido.

45 La necesidad de un giróscopo se reduce fuertemente (desaparición de la deriva debida al factor de escala del girómetro longitudinal), y el presente invento permite conservar un girómetro para numerosas aplicaciones. El presente invento permite reducir, por lo tanto, el coste, con unas prestaciones de navegación comparables a las relativas a la utilización de un giróscopo.

El invento puede aplicarse a cualquier tipo de misil con navegación inercial, pues la puesta en rotación es posible sin ningún problema (alcance, concepto de empleo...).

Se alterna el sentido de rotación después de cada vuelta de rotación del aparato volador ( $n = 1$ ). Sin embargo, es posible igualmente elegir una  $n$  superior a 1 (alternancia menos frecuente), por ejemplo, con el objetivo de limitar el esfuerzo aerodinámico inducido.

5 El presente invento se refiere igualmente a un aparato volador con navegación inercial, en particular a un misil aéreo, susceptible de ser puesto en rotación y que incluye un girómetro longitudinal.

10 Según el invento, el citado aparato volador es notable por que incluye unos medios de control automático para controlar al citado aparato volador de tal manera que lo pone en rotación alrededor de su eje longitudinal, alternando regularmente el sentido de la rotación de tal manera que anula el efecto del factor de escala del girómetro longitudinal, además de corregir las derivas usuales, cuya corrección se obtiene mediante la puesta en rotación del aparato volador.

Además, y de una manera ventajosa, los citados medios de control automático forman parte de un sistema de control automático usual del citado aparato volador, que incluye de manera usual especialmente unos medios para poner al aparato volador en rotación.

15 El presente invento permite, por lo tanto, corregir a la vez las derivas usuales (como por el método usual de puesta en auto-rotación del aparato volador) y el término suplementario del factor de escala.

Las figuras del dibujo anexo nos permitirán comprender cómo el invento puede realizarse. En estas figuras, referencias idénticas designan a elementos parecidos.

La figura 1, muestra de una manera parcial y muy esquemática, un misil provisto de un girómetro longitudinal, al cual se aplica el presente invento.

20 La figura 2 es un gráfico que muestra un ejemplo de control alternado del sentido de rotación de un aparato volador.

La figura 3 es una representación esquemática que permite explicar los efectos generados por el control alternado del sentido de rotación de un aparato volador sobre las medidas de un girómetro longitudinal.

25 El presente invento se aplica a un aparato volador 1, en particular a un misil aéreo, representado, por ejemplo, en la figura 1, que es del tipo de navegación inercial, que es susceptible de ser puesto en rotación (alrededor de su eje longitudinal 3 como está ilustrado por una flecha 4) y que incluye un girómetro longitudinal 2 usual. El presente invento está destinado a la gestión del funcionamiento del citado girómetro longitudinal 2. Este girómetro longitudinal 2 es bien conocido, y sus características no son descritas ya en la siguiente descripción.

30 Este aparato volador 1 incluye unos medios de control 5 usuales que forman parte de un sistema de control usual 6 (representado muy esquemáticamente en la figura 1) y que incluyen todos los elementos necesarios para guiar y pilotar el aparato volador 1, y en particular para que pueda encontrar y destruir un objetivo. Estos medios de control 5 incluyen especialmente unos medios de tratamiento de las informaciones que engendran automáticamente unas órdenes de pilotaje que permiten al aparato volador 1 seguir una trayectoria de interceptación del objetivo y unos medios de pilotaje (no representados) tales como los dispositivos de gobierno y cualquier otro tipo de elementos ya conocidos, que aplican automáticamente estas órdenes de pilotaje al aparato volador 1. Todos estos medios  
35 usuales son ya bien conocidos y no serán descritos ya posteriormente.

40 Según el invento, el citado aparato volador 1, incluye, además, unos medios de control automático 8 para controlar en el citado aparato volador 1 el balanceo de tal manera que lo ponen en rotación alrededor de su eje longitudinal, y esto de una manera regular, de tal manera que se anulan los efectos del factor de escala del girómetro longitudinal. Un ejemplo del control del balanceo  $p$  (rad/seg) aplicado según el invento está representado a título de ilustración en la figura 2.

El presente invento tiene como objeto, por lo tanto, imprimir al aparato volador 1, no ya una rotación de signo constante alrededor de su eje longitudinal, sino también alternar el sentido de la rotación de una manera regular todas las vueltas.

45 El control aplicado del balanceo es, por lo tanto, una señal periódica de media nula, al contrario que en el método usual citado anteriormente que utiliza un control de signo constante.

50 De esta manera, por este control del aparato volador 1 destinado a ponerle en rotación alternada, el efecto del factor de escala del girómetro longitudinal 2 montado en el citado aparato volador 1 se anula de una manera natural, como se precisa posteriormente, además de otras derivas. Estas otras derivas naturales son anuladas por el presente invento de la misma manera que en el método usual citado anteriormente de auto-rotación en un solo sentido. La figura 3 permite explicar la corrección del factor de escala. En esta figura 3 se ha representado:

-un eje T que ilustra la variación del tiempo durante un vuelo del aparato volador 1;

- encima de este eje T, un triedro R1 que incluye a los ejes x1, y1 y z1 usuales ligados al aparato volador 1, que está sometido a una rotación (alrededor de x1) generada por el control según el invento, y esto de una manera periódica (en cada vuelta), alternativamente en un sentido (-w) y a continuación en el otro (+w);

5 - debajo de este eje T, un triedro R2 que incluye los ejes x2, y2 y z2 suelo que son fijos, y en los cuales están traspasadas las medidas realizadas.

Esta figura 3 permite mostrar que, gracias al invento, los errores de balanceo (girométricos o acelerométricos), que son constantes en los ejes del aparato, se anulan en un periodo (una vuelta) una vez expresados en los ejes-suelo (señal de navegación R2).

10 La inversión del sentido de rotación (+/-w) permite anular el efecto del factor de escala del girómetro 2 que se haría, de otra manera, inaceptable. A título de ilustración, en el caso de un error del 0,1%, e incluso para una w pequeña, o sea (por ejemplo, 1Hz, o sea  $2\pi$  rad/seg), el error engendrado en solamente 60 segundos sería de  $360^\circ \times 60 \times 0,001 = 21,6^\circ$  con unas consecuencias inaceptables sobre las derivas de velocidad y de posición. La solución según el invento consistente en invertir el signo de w permite anular la media temporal de este error.

15 La necesidad de un girómetro ese reduce, por lo tanto, fuertemente (desaparición de la deriva debida al factor de escala del girómetro longitudinal) y el presente invento permite conservar un girómetro para numerosas aplicaciones. Permite, por lo tanto, reducir el coste, para unas prestaciones de navegación comparables a la utilización de un girómetro.

Se observará que:

20 -la proyección de los ejes del aparato girando hacia los ejes-suelo permanece constante para el eje longitudinal X (a diferencia de los ejes Y y Z): el eje x1 permanece constante y siempre igual a +x2 (a diferencia de y1 y z1 que también giran). Por esta razón, la auto-rotación usual no corrige los defectos longitudinales: desvío y el factor de escala del girómetro X (y del acelerómetro X);

- para una velocidad de rotación w alrededor de X, la deriva angular por segundo alrededor del eje X1=X2 se escribe  $\Delta = bgx + fgx.w$ , con bgx, el balanceo del girómetro X, y fgx, el factor de escala del girómetro X;

25 - en este estado, si no se hace nada, este término es, por lo tanto, constante tanto en los ejes X1 como X2 y no se anula como media;

- el término bgx está presente y no se puede hacer nada. Por el contrario, poner  $w = -w$  permite continuar asegurando la rotación del aparato 1 (y, por lo tanto, la anulación de las otras derivas corregidas por la auto-rotación usual) y realizar esta vez una deriva angular por segundo  $\Delta = -bgx - fgx.w$ .

30 El término bgx permanece. Pero los términos fgx se anulan como media en un ir-y volver (siendo soportados por X1=X2, esto es verdad en la señal de giro y en la señal de suelo fijo).

35 El presente invento que se refiere al guiado y a la navegación inercial de un aparato volador 1, y de una manera más particular al control (limitación) de las derivas inerciales en el transcurso de un vuelo, puede aplicarse a cualquier tipo de misil con navegación inercial, cuya puesta en balanceo es posible sin ningún problema (alcance, concepto de empleo...).

40 El ejemplo de la figura 2 que ilustra el control de balanceo p (expresado en rad/seg) en función del tiempo t (expresado en segundos) prevé una inversión del sentido del control después de cada vuelta de rotación realizada por el aparato volador 1 alrededor de su eje longitudinal 3 (n=1). Sin embargo, es igualmente posible elegir una n superior a 1 (alternancia menos frecuente), por ejemplo, con el objetivo de limitar el esfuerzo aerodinámico inducido. Pudiendo la velocidad de rotación ser, sin embargo, pequeña, y no siendo corregida (compensada) la deriva debida al factor de escala generada durante una rotación en un primer sentido nada más que durante la rotación en el otro sentido, y es generalmente preferible cambiar el sentido de rotación en cada vuelta.

45 Las medidas de las derivas inerciales, y a continuación la aplicación del control según el presente invento (en particular en un misil del tipo aire-suelo, de corto alcance y de bajo coste, para el cual el sobre coste de un girómetro penaliza mucho), y sus comparaciones con las derivas usuales, (sin tentativa de corrección) y con una solución de auto-rotación de signo constante (sin girómetro y con girómetro), han permitido demostrar que el presente invento ofrece una prestación inercial próxima a la solución con girómetro (40% a 60% de las derivas compensadas, frente al 50 a 75% para la solución con girómetro, a excepción de ángulo de balanceo), pero sin ningún sobre coste o problema de equipamiento (ni girómetro, ni detector adicional).

50 En consecuencia, según el invento:

-en los ejes laterales:

## ES 2 764 104 T3

- los errores de desvío (girométricos o acelerométricos) de los detectores soportados por los ejes y1 y z1 son corregidos de una manera efectiva (de la misma manera que con una auto-rotación usual);

- los errores del factor de escala (girométricos o acelerométricos) de los detectores soportados por los ejes y1 y z1 son corregidos igualmente (de la misma manera que con una auto-rotación usual);

5 -en el eje longitudinal:

- los errores de desvío (girométricos o acelerométricos) de los detectores soportados por el eje x1 no son corregidos (de la misma manera que con una auto-rotación usual);

- el error del factor de escala acelerométrico del detector soportado por el eje x1 no se corrige (de la misma manera que con una auto-rotación usual); pero

10 • se corrige el error del factor de escala girométrico del detector soportado por el eje x1 (a diferencia de la auto-rotación usual).

El presente invento se refiere a cualquier tipo de navegación, a saber, a un bloque sensor inercial completo (salvo al acelerómetro longitudinal).

**REIVINDICACIONES**

- 5 1. Procedimiento de gestión automática de un girómetro longitudinal (2) que está montado sobre un misil aéreo, susceptible de ser puesto en rotación, procedimiento según el cual, durante la utilización del girómetro longitudinal (2) se controla automáticamente al citado misil (1) de tal manera que se le pone en rotación alrededor de su eje longitudinal (3), alternando el sentido de la rotación, y esto de una manera regular, siendo cambiado el sentido de rotación a cada vuelta con el fin de anular el efecto del factor de escala del citado girómetro longitudinal (2), además de corregir las derivas, cuya corrección se obtiene mediante la puesta en rotación del misil (1).
- 10 2. Misil aéreo, que es susceptible de ser puesto en rotación y que incluye un girómetro longitudinal (2), incluyendo el citado misil (1) unos medios de control automático (8) para controlar la manera de ponerlo en rotación alrededor de su eje longitudinal (3), alternando el sentido de rotación de una manera regular, siendo cambiado el sentido de rotación en cada vuelta de tal manera que se anule el efecto del factor de escala del girómetro longitudinal (2), además de corregir las derivas, cuya corrección se obtiene mediante la puesta en rotación del misil (1).
- 15 3. Misil según la reivindicación 2, caracterizado por que los citados medios de control automático (8) forman parte de un sistema de control automático (6) del citado misil (1).

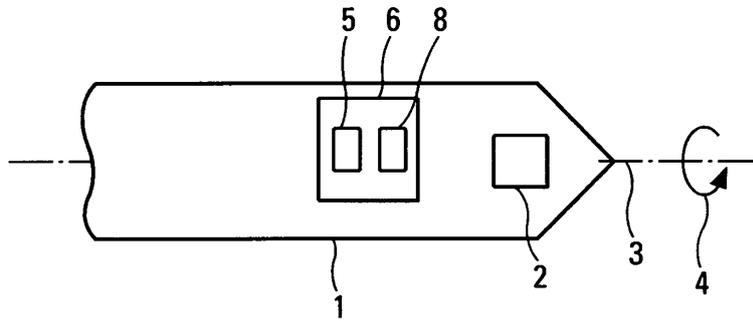


Fig. 1

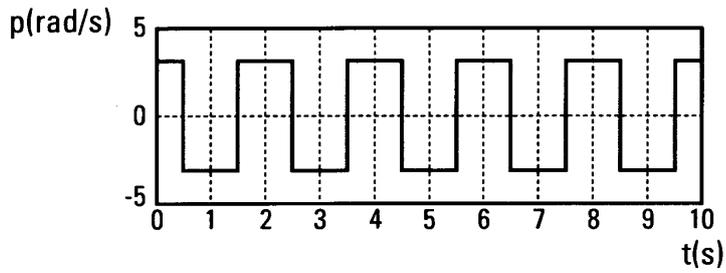


Fig. 2

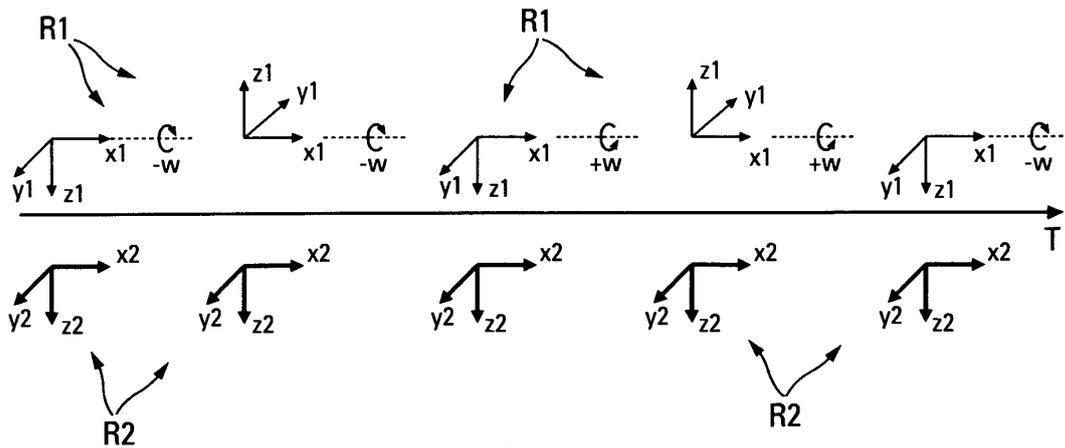


Fig. 3