

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 677 272**

51 Int. Cl.:

G05D 1/12 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.12.2006 E 06291978 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **30.05.2018 EP 1798622**

54 Título: **Procedimiento que permite asegurar la navegación y/o el guiado y/o el pilotaje de un proyectil hacia un objetivo y dispositivo que pone en funcionamiento tal procedimiento**

30 Prioridad:

19.12.2005 FR 0513205

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

31.07.2018

73 Titular/es:

**NEXTER MUNITIONS (100.0%)
13, ROUTE DE LA MINIÈRE
78000 VERSAILLES, FR**

72 Inventor/es:

ROUGER, PHILIPPE

74 Agente/Representante:

TOMAS GIL, Tesifonte Enrique

ES 2 677 272 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 que permite asegurar la navegación y/o el guiado y/o el pilotaje de un proyectil hacia un objetivo y dispositivo que pone en funcionamiento tal procedimiento

5

[0001] El campo técnico de la invención es el de los procedimientos y dispositivos de navegación y/o guiado y/o pilotaje de un proyectil hacia un blanco.

10

[0002] El documento US2005/0040280 describe un dispositivo de guiado multidetector para los proyectiles que tienen que soportar aceleraciones muy elevadas. El objetivo buscado en esta patente es reemplazar las centrales inerciales demasiado frágiles por recursos que puedan resistir al tiro. Esta patente no describe la aplicación de detectores magnéticos para determinar el ángulo de alabeo y/o el ángulo de asiento del proyectil con ayuda de los valores del campo magnético en el punto de referencia proyectil, de un valor del campo de referencia y del valor de acimut memorizado. En esta patente, los sensores magnéticos se asocian a otros detectores y el modo de tratamiento de los datos no se precisa.

15

[0003] La patente US-6573486 describe un medio de guiado para proyectil que no utiliza girómetro pero que asocia un sensor GPS y acelerómetros. No se aplica ningún detector magnético en esta patente como lo propone la invención.

20

[0004] Por otra parte, los proyectiles conocidos son guiados hacia su objetivo mediante un dispositivo de guiado que elabora órdenes de corrección en aceleración para aplicar al proyectil para dirigirlo hacia el blanco.

25

[0005] Estas órdenes de corrección son a continuación utilizadas por un dispositivo de pilotaje que elabora los comandos que se aplican a órganos de pilotaje con el fin de asegurar la corrección deseada.

[0006] Para que el guiado y el pilotaje puedan ser asegurados correctamente es necesario conocer el posicionamiento y la actitud del proyectil en un punto de referencia terrestre.

30

[0007] En la mayoría de los casos el posicionamiento del proyectil se conoce gracias a un dispositivo de posicionamiento por satélite (más conocido con el acrónimo anglosajón "GPS" que significa «Global Positioning System»).

35

[0008] Tal dispositivo permite al proyectil localizarse en trayectoria. Además, el proyectil recibe previamente al tiro una programación que le da las coordenadas de su blanco.

[0009] Dicho dispositivo determina su posición real en vuelo y elabora, con ayuda de la información proporcionada por una unidad de medición inercial a bordo y por medio de algoritmos apropiados, las órdenes de comando destinadas a los timones.

40

[0010] Esta unidad de medición inercial comprende acelerómetros y girómetros (o giroscopios), que proporcionan (en un punto de referencia vinculado al proyectil) las componentes del vector instantáneo de rotación y de la aceleración no gravitacional a la que se somete el proyectil.

45

[0011] Esta unidad de medición inercial se utiliza para conocer la orientación del proyectil y particularmente determinar los ángulos de Euler que permiten pasar de un punto de referencia vinculado al proyectil al punto de referencia fijo terrestre.

50

[0012] Permite igualmente asegurar el pilotaje del proyectil y contribuir a su guiado fusionando los datos de esta unidad con los proporcionados por el GPS.

[0013] Aunque tal solución se adapta bien a los proyectiles de tipo misiles, resulta inservible para los proyectiles lanzados con cañón debido a la falta de robustez de los girómetros o al coste demasiado elevado de estas componentes de medición.

55

[0014] El objetivo de la invención es proponer un procedimiento de navegación y/o de guiado y/o de pilotaje de un proyectil hacia un blanco o un objetivo y que permita paliar tales inconvenientes.

60

[0015] Así, la invención tiene por objeto un procedimiento que permite asegurar la navegación y/o el guiado y/o el pilotaje de un proyectil hacia un objetivo, procedimiento en el que se utiliza un cálculo de todos o parte de los ángulos de Euler del proyectil para permitir la determinación del comportamiento y/o la localización del proyectil en un punto de referencia terrestre, procedimiento caracterizado por el hecho de que:

65

se introduce previamente al tiro en una memoria o registro de un calculador del proyectil al menos un valor de las tres componentes de un campo magnético de referencia en un punto de referencia terrestre fijo, directo y ortonormalizado, punto de referencia centrado sobre la posición de tiro y con un eje

horizontal y un eje vertical, conociéndose y estando fijada o programada la orientación del punto de referencia con respecto a la dirección del objetivo,

5 se fija por construcción o se programa previamente al tiro en otra memoria o registro del calculador al menos un valor de ángulo de acimut,

se realiza en trayectoria al menos una medición de las tres componentes del campo magnético en un punto de referencia ortonormalizado vinculado al proyectil,

10 se calcula en trayectoria el ángulo de alabeo y/o el ángulo de asiento a partir de los valores de campo magnético medidos, del o de los valores del campo de referencia y del valor de ángulo de acimut memorizado para la parte de trayectoria considerada.

15 [0016] Ventajosamente, el punto de referencia terrestre fijo se escogerá centrado sobre la posición de tiro y con un eje horizontal orientado en dirección al objetivo.

[0017] El valor del campo magnético de referencia podrá ser medido previamente al tiro a nivel de la posición de tiro y memorizado, realizándose a continuación el cálculo del o de los ángulos a partir de esta medición.

20 [0018] Se podrá calcular el ángulo de asiento θ a partir de por lo menos una medida de la componente H_{PX} del campo magnético siguiendo el eje X_P del proyectil mediante la fórmula siguiente:

$$H_{PX} - b \cos\theta - c \sin\theta = 0,$$

25 fórmula en la cual

b y c son coeficientes que son funciones de las componentes H_{MBOX} , H_{MBOY} y H_{MBOZ} del campo magnético de referencia en el punto de referencia terrestre fijo tal y como han sido programadas previamente al tiro y ψ_n es un valor del ángulo de acimut conocido en la parte de trayectoria considerada.

30 [0019] Se podrá a continuación calcular el ángulo de alabeo φ a partir del cálculo del ángulo de asiento y utilizando al menos una medida de las componentes H_{PY} y H_{PZ} del campo magnético según los ejes Y_P y Z_P del proyectil mediante la fórmula siguiente:

$$\tan(\varphi) = \frac{H_{PY}.e - H_{PZ}.d}{H_{PY}.d + H_{PZ}.e}$$

35 fórmula en la cual

d y e son coeficientes funciones de las componentes H_{MBOX} , H_{MBOY} y H_{MBOZ} del campo magnético de referencia en el punto de referencia terrestre fijo tal y como han sido programadas previamente al tiro y coeficientes de una matriz $M(\theta, \varphi)$ de paso parcial del punto de referencia terrestre fijo al punto de referencia vinculado al proyectil y solamente hacen que intervengan los ángulos de acimut y de asiento.

[0020] Tras el cálculo del ángulo de alabeo φ se procederá ventajosamente a una linealización de su valor.

45 [0021] Según una forma de realización, para una fase de vuelo balístico, el ángulo de acimut $\psi_n = \psi_1$ será memorizado o programado previamente al tiro y corresponderá al ángulo de acimut dado al proyectil en el momento del tiro.

[0022] Según otra forma de realización, para una fase de vuelo pilotado, el ángulo de acimut ψ_n adoptado para la parte de trayectoria considerada será un valor que será memorizado previamente al tiro e incorporado en una tabla de tiro que será leída en relación con un reloj temporizado a partir del momento de tiro.

50 [0023] Según otra forma de realización, para una fase de vuelo pilotado, el ángulo de acimut ψ_n adoptado para la parte de trayectoria considerada será un valor que se calculará en trayectoria a partir de los coeficientes aerodinámicos del proyectil, de al menos una medida de la aceleración y de por lo menos un valor memorizado o programado de un ángulo de acimut.

[0024] Se podrá además evaluar las componentes del vector instantáneo de rotación del proyectil en un punto de referencia vinculado al proyectil a partir de los valores de los ángulos de Euler calculados, así como de sus derivadas en función del tiempo.

60

[0025] Ventajosamente, con el fin de corregir las mediciones de campo magnético de una parte de las perturbaciones aportadas por el entorno de los sensores, se podrá proceder a al menos una corrección durante una fase con un ángulo de acimut estable, corrección que comprende una medida de una diferencia entre el campo magnético teórico y el campo magnético medido.

5

[0026] Para realizar la corrección se podrá utilizar al menos un valor programado o memorizado del ángulo de acimut y al menos un valor programado o memorizado del ángulo de asiento.

10

[0027] La invención tiene igualmente por objeto un dispositivo que permite asegurar la navegación y/o el guiado y/o el pilotaje de un proyectil, dispositivo que comprende al menos un sensor magnético que asegura la medición de las tres componentes del campo magnético en un punto de referencia ortonormalizado vinculado al proyectil, dispositivo que pone en práctica el método según la invención y caracterizado por el hecho de que comprende al menos un calculador que incorpora un algoritmo de cálculo de los ángulos de Euler, calculador asociado a medios de memoria acoplados a medios que proporcionan previamente al tiro datos de programación de dichas memorias, estando los medios de memoria destinados a almacenar al menos un valor de las tres componentes de un campo magnético de referencia en un punto de referencia terrestre fijo, siendo estos datos de programación utilizados por el calculador con las mediciones del campo magnético en trayectoria para determinar, para al menos una parte de trayectoria con un ángulo de acimut sensiblemente constante, todos o parte de los ángulos de Euler y permitir asegurar así la navegación y/o el guiado y/o el pilotaje del proyectil.

15

20

[0028] El proyectil podrá igualmente contener medios inerciales.

25

[0029] El calculador podrá incorporar medios que permitan corregir las mediciones de campo magnético de una parte de las perturbaciones aportadas por el entorno de los sensores.

30

[0030] La invención se comprenderá mejor mediante la lectura de la descripción siguiente de una forma particular de realización, descripción hecha en referencia a los dibujos anexos y en los cuales:

35

- la figura 1 es un esquema que muestra un proyectil que utiliza un dispositivo de navegación y/o guiado y/o pilotaje según la invención,
- la figura 2 muestra un ejemplo de vuelo de proyectil hacia un objetivo y los principales datos utilizados en los diferentes cálculos,
- la figura 3 muestra las tres rotaciones sucesivas seleccionadas y que permiten pasar de un punto de referencia fijo a un punto de referencia móvil,
- la figura 4 es un esquema de arquitectura funcional del dispositivo según la invención,
- las figuras 5a y 5b muestran cómo se sitúan los ángulos de derrape y de incidencia,
- la figura 6 muestra la linealización del ángulo de alabeo.

40

45

[0031] La figura 1 muestra de manera esquemática una forma de realización de un proyectil 1 que utiliza un dispositivo de navegación y/o guiado y/o pilotaje según la invención.

[0032] El proyectil 1 está equipado en la parte trasera de un empenaje de estabilización desplegable 2 y en la parte delantera de cuatro timones canard 3, igualmente desplegables.

50

[0033] Un medio de pilotaje o servomecanismo 4 asegura el accionamiento en rotación de los diferentes canards 3 para realizar el pilotaje del proyectil. Este medio no se representa en detalle y podrá contener dos o cuatro motorreductores (uno por canard o uno por plano de pilotaje).

55

[0034] Este proyectil es por ejemplo un proyectil disparado por un cañón en dirección a un objetivo.

[0035] Cuando el proyectil se encuentra en el interior del cañón de un arma (no representada) las aletas del empenaje y los canards se repliegan a lo largo del cuerpo del proyectil 1 o se alojan en el cuerpo del proyectil. Se despliegan al salir del cañón del arma para asegurar sus funciones de estabilización o de pilotaje.

60

[0036] Los mecanismos de despliegue de empenaje o de timones, así como los medios de accionamiento de los timones canards, son ampliamente conocidos por el experto en la materia y no forman parte de la presente invención. Se podrá hacer referencia a las patentes FR2846080 y FR2860577, que describen tales mecanismos.

65

[0037] El pivotamiento de los canards se acciona mediante un calculador embarcado 5.

- [0038] El proyectil 1 encierra asimismo una cabeza militar 6, por ejemplo una carga formada, una carga explosiva o una o varias submuniciones dispersables.
- 5 [0039] Según una característica importante de la invención, el proyectil 1 incorpora un sensor magnético triaxial 7 (un sensor único o tres sondas magnéticas o magnetorresistencias repartidas según tres direcciones diferentes de un triedro de medición, por ejemplo tres sondas ortogonales entre ellas y dirigidas cada una preferiblemente según uno de los ejes del punto de referencia vinculado al proyectil GX_p , GY_p o GZ_p).
- 10 [0040] Este sensor permite medir las componentes del campo magnético terrestre H en un punto de referencia vinculado al proyectil 1.
- [0041] El sensor magnético 7 se conecta al calculador 5, que asegura el tratamiento de las mediciones y su explotación ulterior.
- 15 [0042] El proyectil 1 incluye igualmente una interfaz 8 de programación del calculador. Esta interfaz está destinada a cooperar con un medio de programación (no representado) fijado al arma. Dicha interfaz se encuentra conectada al calculador 5.
- 20 [0043] Se podrá por ejemplo prever un medio de programación inductivo (como se ha descrito mediante una de las patentes FR2703412 o DE3843476). En tal caso, la interfaz 8 estará constituida por un bucle inductivo dispuesto a proximidad de la pared externa del cuerpo de proyectil.
- [0044] Se podría de una manera más sencilla prever zonas de contacto eléctrico que cooperen con el programador del arma.
- 25 [0045] El proyectil 1 encierra finalmente medios inerciales. Estos medios inerciales 9 comprenden tres acelerómetros 10a.10b.10c orientados respectivamente según los ejes de alabeo (GX_p), de guiñada (GY_p) y de cabeceo (GZ_p) del proyectil 1.
- 30 [0046] Los medios inerciales 9 se destinan de manera habitual a permitir la ejecución de las leyes de pilotaje particularmente.
- [0047] Los medios inerciales 9 se conectan al calculador 5 que asegura el tratamiento de las mediciones efectuadas y su explotación ulterior para la navegación, el guiado y/o el pilotaje del proyectil.
- 35 [0048] Por supuesto la figura 1 sólo es un esquema explicativo que no prejuzga localizaciones y dimensiones relativas a los diferentes elementos. Concretamente, sólo un cohete de proyectil podrá incorporar el calculador 5, los sensores magnéticos 7 y los acelerómetros 9.
- 40 [0049] El proyectil podrá igualmente incluir un detector de objetivo 11 con el fin de permitir una persecución de este último cuando el proyectil se encuentre en fase terminal de su trayectoria.
- [0050] La figura 2 muestra un ejemplo de trayectoria 12 que sigue un proyectil 1 según la invención entre su plataforma de tiro 13 y un blanco u objetivo B.
- 45 [0051] Se ha representado en esta figura un punto de referencia centrado en O (punto donde se sitúa la plataforma o posición teórica de tiro 13) y con ejes OX_{MB0} , OY_{MB0} y OZ_{MB0} . Este punto de referencia es el punto de referencia terrestre fijo de referencia elegido en esta forma particular de realización para poner en práctica la invención.
- 50 [0052] Es un punto de referencia directo y ortonormalizado que tiene un eje horizontal OX_{MB0} orientado en dirección del objetivo B y un eje vertical OZ_{MB0} (el eje OY_{MB0} se deduce de los dos otros para que el punto de referencia sea ortonormalizado y directo).
- 55 [0053] Con respecto a este punto de referencia referencial se evaluarán los ángulos de Euler que forman los ejes del punto de referencia vinculado al proyectil $GX_pY_pZ_p$.
- [0054] La figura 3 muestra a modo de indicación las tres rotaciones sucesivas que permiten pasar de un punto de referencia fijo $GX_{MB0}Y_{MB0}Z_{MB0}$ (punto de referencia $OX_{MB0}Y_{MB0}Z_{MB0}$ centrado en G tras una translación de vector OG) al punto de referencia móvil $GX_pY_pZ_p$ vinculado al proyectil.
- 60 [0055] Una primera rotación del punto de referencia $X_{MB0}Y_{MB0}Z_{MB0}$ se efectúa alrededor del eje Z_{MB0} , esta rotación define el ángulo ψ (o ángulo de acimut). El punto de referencia ortonormalizado directo obtenido tiene como ejes X_1 , Y_1 (perpendicular a X_1 y Z_1) y $Z_1=Z_{MB0}$.
- 65

[0056] Se hace a continuación girar el punto de referencia $X_1Y_1Z_1$ alrededor del eje Y_1 un ángulo θ (o ángulo de asiento). El nuevo punto de referencia ortonormalizado directo obtenido tiene como ejes Z_2 , Y_2 ($Y_2=Y_1$) y X_2 (perpendicular a Z_2 y Y_2).

5 [0057] Se hace finalmente girar el punto de referencia $X_2Y_2Z_2$ alrededor del eje X_2 un ángulo φ (o ángulo de alabeo). El nuevo punto de referencia ortonormalizado directo obtenido tiene como ejes $X_p=X_2$, Y_p y Z_p .

[0058] La navegación del proyectil (localización de éste en el espacio) así como las etapas de guiado y de pilotaje necesitan conocer en todo momento los ángulos de Euler (ψ, θ, φ) del proyectil con el fin de poder situar el proyectil con respecto a su objetivo y de poder así controlar los efectos de los comandos que se aplican a los timones.

10 [0059] Habitualmente, este conocimiento de los ángulos de Euler se proporciona mediante una plataforma inercial completa que comprende tres acelerómetros y tres girómetros.

15 [0060] Los girómetros son órganos costosos y frágiles con mala resistencia al tiro con cañón.

[0061] La invención propone un procedimiento y un dispositivo que permiten prescindir de girómetros.

20 [0062] Conforme a la invención, en primer lugar se introducirá previamente al tiro en una memoria (o registro) del calculador 5 al menos un valor de las tres componentes de un campo magnético de referencia en el punto de referencia terrestre fijo elegido $OX_{MB0}Y_{MB0}Z_{MB0}$.

25 [0063] Este campo magnético de referencia será preferiblemente el medido a nivel de la posición de tiro O. Será medido, por ejemplo, mediante un sensor magnético triaxial vinculado a la plataforma de tiro 13 y que tiene sus ejes de detección orientados según los ejes del punto de referencia fijo elegido ($OX_{MB0}Y_{MB0}Z_{MB0}$).

[0064] Además, se introducirá en otra memoria o registro del calculador 5 al menos un valor de ángulo de acimut ψ_n que puede considerarse como constante en al menos una parte de la trayectoria.

30 [0065] De hecho, los proyectiles lanzados con cañón comprenden al menos una parte de su trayectoria con un ángulo de acimut constante, que es su fase balística (T_1 en la figura 2).

35 [0066] Para las fases no balísticas de la trayectoria del proyectil (fases pilotadas) es igualmente posible descomponer la curva de trayectoria teórica 12 en varios tramos en los que el ángulo de acimut también puede suponerse constante. Como ejemplo, la figura 2 muestra una trayectoria 12 que comprende tras la fase balística T_1 seis tramos T_2 , T_3 , T_4 , T_5 , T_6 y T_7 en los cuales el acimut es sensiblemente constante. Se puede por supuesto definir una curva de trayectoria que comprenda un número de tramos más amplio para los cuales el acimut se conoce.

40 [0067] El perfil de trayectoria 12 se conoce a priori. Es programable previamente al tiro y se puede correlacionar con un reloj inicializado en el momento del tiro. Este perfil de trayectoria se introducirá en forma de una tabla de tiro en una memoria del calculador del proyectil. Se podrá por tanto, igualmente y conforme a la invención, asociar en un momento dado un tramo de trayectoria particular a un ángulo de acimut ψ_1 , ψ_2 , ψ_3 , ψ_4 , ψ_5 , ψ_6 o ψ_7 .

45 [0068] Este ángulo de acimut será utilizado por el algoritmo propuesto por la invención para calcular los diferentes ángulos de Euler para la porción de trayectoria considerada.

50 [0069] Conforme a la invención, se realiza finalmente en trayectoria mediciones de las tres componentes del campo magnético terrestre en el punto de referencia ortonormalizado vinculado al proyectil $GX_pY_pZ_p$.

[0070] Los distintos valores programados, así como los valores medidos, se utilizan a continuación para calcular los ángulos de alabeo y de asiento del proyectil.

55 [0071] Para proceder a estos cálculos se considerarán las matrices que permiten transformar el vector campo magnético evaluado en el punto de referencia proyectil en un vector evaluado en un punto de referencia terrestre fijo.

60 [0072] Se representará mediante \vec{H}_p el vector campo magnético medido a bordo del proyectil. Este vector tiene como componentes H_{px} , H_{py} y H_{pz} en el punto de referencia vinculado al proyectil.

[0073] Se representará mediante \vec{H}_{MB0} el vector campo magnético de referencia. Este vector tiene como componentes H_{MB0x} , H_{MB0y} y H_{MB0z} en el punto de referencia terrestre fijo.

[0074] Se puede escribir: $\vec{H}_p = M_\varphi \cdot M_\theta \cdot M_\psi \cdot \vec{H}_{MBO}$, expresión que significa que se pasa de un vector al otro mediante el producto de tres matrices de transformación y que puede escribirse de forma desarrollada:

$$\begin{bmatrix} H_{px} \\ H_{py} \\ H_{pz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H_{MBOx} \\ H_{MBOy} \\ H_{MBOz} \end{bmatrix}$$

5 [0075] Se ve que se pasa de un vector al otro mediante productos matriciales sucesivos que hacen que intervengan los ángulos de Euler que se trata de determinar.

[0076] Se puede igualmente representar esta transformación de la manera siguiente: $\vec{H}_p = M_\varphi \cdot M_{\theta\psi} \cdot \vec{H}_{MBO}$, expresión en la cual $M_{\theta\psi}$ representa una matriz que es el producto de las dos matrices relativas a los ángulos θ y ψ . La matriz $M_{\theta\psi}$ tiene coeficientes que se representarán en adelante como a_{ij} . Se podrá escribir:

$$\begin{bmatrix} H_{px} \\ H_{py} \\ H_{pz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H_{MBOx} \\ H_{MBOy} \\ H_{MBOz} \end{bmatrix}$$

10

[0077] Se ve a través de tal descomposición que, si se conocen θ y ψ , es posible determinar el ángulo de alabeo φ (conociéndose en efecto además las dos expresiones del campo magnético porque se han programado (H_{MBO}) o medido (H_p)).

15

[0078] La invención propone resolver la indeterminación de estos cálculos utilizando al menos un valor conocido y memorizado o programado previamente al tiro del ángulo de acimut ψ .

20 [0079] Se destaca de hecho que la medida de la componente H_{px} del campo magnético según el eje X_p no depende del alabeo φ .

[0080] De hecho, se escribe:

$$H_{px} = a_{11} H_{MBOx} + a_{12} H_{MBOy} + a_{13} H_{MBOz}.$$

25

[0081] O, de manera más explícita:

$$H_{px} - b \cos\theta - c \sin\theta = 0,$$

fórmula en la cual

$$b = H_{MBOx} \cos\psi + H_{MBOy} \sin\psi \text{ et } c = H_{MBOz},$$

30

[0082] Cuando se conoce el ángulo de acimut ψ , el ángulo de asiento θ se deduce inmediatamente de los valores del campo magnético (H_{MBO} preprogramado y H_p medido).

35 [0083] Conociéndose los ángulos de acimut y de asiento, se calculará fácilmente el ángulo de alabeo φ .

[0084] Se calculará mediante la fórmula siguiente:

$$\tan(\varphi) = \frac{H_{py} \cdot e - H_{pz} \cdot d}{H_{px} \cdot d + H_{pz} \cdot e}$$

fórmula en la cual

$$d = (a_{21} H_{MBOx} + a_{22} H_{MBOy})$$

40

y

$$e = (a_{31} H_{MBOx} + a_{32} H_{MBOy} + a_{33} H_{MBOz})$$

[0085] Estos cálculos de θ y de φ podrán ser realizados sobre cualquier porción de trayectoria T_i en la cual un ángulo de acimut ψ_i puede ser considerado como sensiblemente constante y se encuentra por lo tanto predeterminado.

5

[0086] Se podrá particularmente realizar este cálculo sobre la porción de trayectoria balística del proyectil (T_1). En tal caso, el ángulo de acimut $\psi_n = \psi_1$, programado previamente al tiro, corresponde al ángulo de acimut dado al proyectil en el momento del tiro.

10

[0087] También se podrán realizar, en fase de vuelo pilotado, estos cálculos para los diferentes ángulos de acimut ψ_n adoptados sucesivamente.

[0088] De este modo, se podrá leer de manera sencilla el valor del ángulo de acimut en una tabla de tiro memorizada en el calculador 5 y leída en relación con un reloj temporizado a partir del momento de tiro.

15

[0089] Otras maneras de elegir el valor del ángulo de acimut son posibles y se describirán a continuación en la presente descripción.

20

[0090] Se señalará que, si H_{PY} y H_{PZ} son nulos, ya no es posible a priori conocer la posición en alabeo del proyectil con el cálculo precedente. Tal configuración aparece cuando el proyectil vuela con su eje X_P colineal al campo magnético terrestre. Para evitar tal problema basta con lanzar el proyectil evitando tal configuración. Se elegirá una posición de tiro O apropiada y se evitará una forma de trayectoria 12 que conduzca a tal colinealidad.

25

[0091] Una vez hayan sido calculados los ángulos de Euler ψ , θ y φ , se podrá evaluar fácilmente las componentes del vector instantáneo de rotación Ω del proyectil en un punto de referencia móvil vinculado al proyectil.

30

[0092] El conocimiento de este vector es indispensable para llevar a cabo las etapas habituales de navegación, guiado y pilotaje de un proyectil.

$$\vec{\Omega} = \begin{pmatrix} q \\ r \\ p \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\psi} \cos \theta \sin \varphi - \dot{\theta} \cos \varphi \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi + \dot{\theta} \sin \varphi \\ \dot{\varphi} - \dot{\psi} \sin \theta \end{bmatrix}$$

35

[0093] Las componentes de este vector son:

40

[0094] Con $\dot{\psi} = \frac{d\psi}{dt}$; $\dot{\theta} = \frac{d\theta}{dt}$ y $\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt}$, las derivadas de los ángulos calculados respecto al tiempo.

[0095] Se ve así que es posible obtener las tres componentes del vector rotación sin tener que recurrir a un girómetro.

45

[0096] Se observará que en el transcurso de las diferentes fases de evaluación en las que el ángulo de acimut se considera como constante, particularmente durante la fase balística del proyectil, la velocidad de rotación en alabeo p

50

podrá ser simplemente aproximada a $\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt}$, en efecto, la derivada del ángulo de acimut es siempre nula durante estas fases.

[0097] La figura 4 muestra un ejemplo de organización estructural y funcional de un dispositivo según la invención.

55

[0098] El calculador 5 incorpora diferentes módulos de cálculo realizados en forma de algoritmos almacenados en memorias o registros.

60

[0099] Un primer módulo 14 efectúa el cálculo de los ángulos ψ , θ y φ a partir de los datos de programaciones proporcionadas previamente al tiro mediante los medios de programación 8 o preprogramados en el calculador 5 y a partir de las mediciones de las componentes del campo magnético efectuadas durante el vuelo del proyectil mediante el sensor magnético triaxial 7.

65

[0100] Los datos de programación incorporan una medición de las tres componentes del campo magnético H_{MBO} de referencia en el punto de referencia terrestre fijo centrado sobre la posición de tiro, medición que se almacena en la memoria 15.

- [0101] Estas incorporan igualmente uno o varios valores de ángulo de acimut ψ_n considerados como conocidos a priori en una parte diferente de la trayectoria.
- 5 [0102] Estos valores se asocian, por ejemplo, a una tabla de tiro almacenada en una memoria 16 y cuya explotación se lleva a cabo mediante el algoritmo en relación con la información de tiempo proporcionada por un reloj 17 que se inicializa tras la detección del tiro del proyectil (mediante medios habituales no representados, por ejemplo un sensor de la aceleración inicial).
- 10 [0103] Un segundo módulo de cálculo 18 realiza la derivación de los ángulos calculados y evalúa las componentes p, q y r del vector instantáneo de rotación del proyectil.
- [0104] Estos elementos se explotan en un tercer módulo 19 de guiado y/o de pilotaje que aplica las leyes de guiado o pilotaje conocidas y que no es necesario describir aquí en detalle.
- 15 [0105] El módulo de guiado/pilotaje 19 utiliza además los datos de aceleración del proyectil proporcionados por los medios inerciales 9.
- [0106] Este módulo asegura el control del servomecanismo 4 que acciona los timones 3.
- 20 [0107] La descripción precedente ha sido realizada con un punto de referencia centrado en la posición de tiro y con un eje horizontal OX_{MBO} orientado en dirección al objetivo.
- [0108] Sería por supuesto posible elegir un punto de referencia referencial orientado de manera distinta. Para poner en práctica la invención, será sin embargo necesario definir la orientación de los ejes del punto de referencia referencial con respecto a la dirección OB (recta que une la plataforma de tiro con el objetivo). Los cálculos ulteriores utilizarán entonces matrices de transferencia que aseguran el paso del punto de referencia referencial al punto de referencia cuyo eje OX_{MBO} se orienta hacia el objetivo para definir los diferentes ángulos. Estos elementos de orientación del punto de referencia referencial serán, por ejemplo, programados previamente al tiro al mismo tiempo que las componentes del campo magnético en el punto de referencia referencial y el o los valores del ángulo de acimut ψ .
- 25 [0109] En calidad de variante, sería posible definir un sistema de arma (que asocia plataforma de tiro y proyectil) concebido de tal manera que el acimut inicial ψ_0 sea siempre nulo. Tal variante permite evitar tener que programar el valor inicial del acimut; este valor $\psi=0$ fijado será entonces incorporado en el calculador 5 del proyectil como un dato de cálculo inicial. Sin embargo, es necesario programar los elementos de orientación del punto de referencia referencial si este último no se elige con su eje OX orientado en dirección al objetivo.
- 35 [0110] Concretamente, adoptar $\psi=0$ equivale a elegir disparar siempre en el plano vertical OXZ del punto de referencia referencial elegido.
- [0111] En calidad de variante, se puede reemplazar el almacenamiento en memoria de una tabla de tiro que proporciona los diferentes ángulos de acimut por un valor ψ_n que se calcula de una manera continua en trayectoria a partir de los coeficientes aerodinámicos del proyectil y de una medición de la aceleración.
- 45 [0112] Este cálculo se realiza en un módulo de evaluación de acimut 20 específico que utiliza las mediciones de aceleración proporcionadas por los medios inerciales 9 a la igual que una valoración del coeficiente aerodinámico A del proyectil almacenada en memoria (A recibe habitualmente el nombre de la constante de tiempo de incidencia del proyectil).
- 50 [0113] Este cálculo de acimut se realiza a partir de un cálculo de los ángulos que forma la proyección del vector velocidad V del obús en los planos $GX_{MBO}Y_{MBO}$ y $GX_{MBO}Z_{MBO}$ del punto de referencia fijo respecto a los ejes de este punto de referencia.
- 55 [0114] La figura 5a muestra así el plano de derrape $GX_{MBO}Y_{MBO}$, en el cual la proyección V_Y del vector velocidad del obús forma un ángulo P (ángulo de derrape) con el eje GX_P del obús y un ángulo ϵ_Y (acimut aerodinámico) con el eje GX_{MBO} . El ángulo de acimut ψ también está representado en esta figura.
- [0115] La figura 5b muestra el plano de incidencia $GX_{MBO}Z_{MBO}$, en el cual la proyección V_Z del vector velocidad del obús forma un ángulo α (ángulo de incidencia) con el eje GX_P del obús y un ángulo ϵ_Z (inclinación aerodinámica) con el eje GX_{MBO} . El ángulo de asiento θ también está representado en esta figura.
- 60 [0116] Los medios inerciales 9 permiten determinar en un momento t el valor de las componentes del vector aceleración según los ejes GX_P , GY_P y GZ_P del proyectil.
- 65

[0117] Se aplica la fórmula habitual que relaciona el valor del ángulo de acimut ψ con el coeficiente aerodinámico A y

5 con el ángulo ε_Y para un proyectil pilotado mediante timones canards. $\frac{\varepsilon_Y}{\psi} = \frac{1}{1 + \Lambda s}$, expresión en la que s es el operador de Laplace (derivada respecto al tiempo) y que puede también escribirse: $\psi = \varepsilon_Y + A \, d\varepsilon_Y / dt$. El conocimiento en un momento dado del ángulo ε_Y permite por lo tanto deducir el ángulo de acimut ψ .

10 [0118] Una integración de las componentes del vector aceleración medido permite determinar las componentes del vector velocidad. Este último se proyecta sobre el plano $GX_{MBO}Y_{MBO}$ utilizando una matriz de transferencia $M(\psi, \theta, \varphi)$ haciendo que intervengan los ángulos de Euler.

15 [0119] Se ve entonces que este tipo de cálculo del ángulo de acimut supone conocer esta matriz, y por lo tanto el ángulo de acimut. De hecho, conforme a la invención, se basará en un valor inicial conocido del ángulo de acimut ψ_n (por ejemplo el preprogramado, o fijado por construcción en el calculador (como $\psi=0$) y correspondiente a la fase balística).

20 [0120] Luego se determinarán poco a poco los valores del ángulo de acimut a partir de los valores calculados previamente.

[0121] Para ello se ponen en marcha las etapas descritas previamente para determinar los ángulos θ y φ con ayuda de las mediciones del campo magnético y de los valores de campo de referencia preprogramados.

25 [0122] Luego se procederá por medio de iteraciones sucesivas según un período de muestreo T dado.

[0123] Se determinará así en el momento $t=n$ el valor del ángulo de acimut ψ_n a partir de los valores de la aceleración medidos en el momento $t=n$ y con los coeficientes de la matriz $M(\psi, \theta, \varphi)$ calculados en el momento $t = n-T$.

30 [0124] A un momento $t = n$ dado se obtiene por tanto:
 $\psi_n = f(\gamma_n, H_n, H_{MBO}, \psi_{n-T}, \theta_{n-T}, \varphi_{n-T})$ de lo que se deduce: θ_n y φ_n así como los ángulos p_n , q_n y r_n .

35 [0125] Basta con reiterar esta valoración a lo largo de la trayectoria del proyectil para obtener, sin girómetros, los parámetros necesarios para la navegación, al guiado y al pilotaje.

[0126] Esta forma de realización permite mejorar (para un proyectil con timones canard) el rendimiento del procedimiento de navegación según la invención permitiendo paliar la mayor parte de los errores vinculados a las perturbaciones magnéticas y aerodinámicas sobre la localización teórica de las zonas de acimut constante.

40 [0127] Para un proyectil pilotado mediante alas o timones además de los canards, existen otras fórmulas de definición de los coeficientes aerodinámicos del proyectil. El experto en la materia podrá fácilmente poner en práctica estas fórmulas para calcular, para estos tipos de proyectiles, los distintos valores del ángulo de acimut ψ_n .

45 [0128] Se han realizado simulaciones de los algoritmos para diferentes configuraciones de campo magnético terrestre y se han comparado con los datos teóricos esperados.

50 [0129] Se ha podido observar una excelente restitución de los diferentes ángulos (ψ, θ, φ) así como de las diferentes velocidades de rotación (p, q, r) tanto para velocidades de rotación de proyectil débiles (del orden de 1 giro/segundo) como para velocidades más importantes (del orden de 15 giros/segundo).

55 [0130] En efecto, las desviaciones observadas en trayectorias perturbadas son en todos los casos inferiores a 2° a 3° para cada ángulo, lo que es suficiente para un proyectil que tiene una trayectoria de corto alcance (inferior a 10 km).

[0131] Estas desviaciones pueden ser inferiores al grado si se corrigen las perturbaciones magnéticas y si se tienen en cuenta las perturbaciones balísticas (introduciendo por ejemplo un sesgo en el momento del tiro).

60 [0132] Se observa un ruido de la evaluación del ángulo de alabeo φ así como de la velocidad de rotación en alabeo p .

[0133] Este ruido se relaciona con el hecho de que el ángulo se estima a partir de una función arcotangente cuyo resultado está comprendido entre $-\pi$ y $+\pi$ (o entre 0 y 2π con una elección de función arco tangente diferente) y presenta una discontinuidad con el paso al valor π . Esta discontinuidad perturba el cálculo de la derivada.

65

[0134] Con el fin de corregir esta perturbación se preverá, al nivel del módulo 14 que asegura el cálculo de los ángulos, un algoritmo de linealización del valor del ángulo de alabeo φ calculado.

5 [0135] Esta linealización se basa en el conocimiento a priori de la amplitud del salto del ángulo de alabeo que es siempre de 2π .

[0136] La figura 6 muestra el valor del ángulo de alabeo φ calculado (curva en "dientes de sierra" 21) y el valor linealizado (curva 22).

10 [0137] Esta linealización se realizará de la manera siguiente:
Se detectarán los saltos bruscos de la curva 21, por ejemplo calculando periódicamente las desviaciones entre dos ángulos (φ_2, φ_1) calculados sucesivamente; la detección de un salto corresponde entonces a la aparición de una diferencia $|\varphi_2 - \varphi_1|$ superior a un umbral preprogramado. Se estimará en qué sentido tiene lugar el salto (mediante la determinación del signo de $(\varphi_2 - \varphi_1)$).

15 [0138] Se incrementará un contador con el valor de φ al que, en cada salto, se añadirá una diferencia que permita hacer desaparecer los saltos. Esta diferencia se calculará por ejemplo añadiendo (tras un salto detectado) al valor del ángulo calculado, y precediendo a dicho salto, una diferencia correspondiente al valor del salto corregido de 2π .

20 [0139] El experto en la materia determinará fácilmente el tipo de cálculo que cumplir para obtener la curva 21 deseada y no es necesario describir aquí en detalle el algoritmo adoptado.

25 [0140] Preferentemente, la función arcotangente utilizada será previamente corregida de manera que dé al valor del arco calculado un valor comprendido entre 0 y 2π .

[0141] El valor linealizado de φ es el que se utilizará en los diferentes cálculos, particularmente aquellos que

30
$$\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt}$$
 intervenir

[0142] Además, el campo magnético medido mediante el sensor magnético triaxial 7 es susceptible de ser perturbado por el entorno electromagnético del proyectil 1.

35 [0143] Los elementos más perturbadores son los motores del servomecanismo 4 porque ponen en funcionamiento imanes permanentes.

40 [0144] Igualmente, el cuerpo del proyectil es en sí fuente de perturbación de las mediciones. En efecto, su masa metálica induce una deformación local de las líneas del campo magnético terrestre.

[0145] Con el fin de corregir las perturbaciones generadas, se preverá al nivel del calculador 5 un medio que permita aportar al menos una corrección a las mediciones efectuadas. Este medio se ha esquematizado en la figura 4 mediante el bloque 23.

45 [0146] Con el fin de asegurar tal corrección se podrá, por ejemplo, utilizar una fase de vuelo en la cual el ángulo de acimut ψ sea estable (por ejemplo, la fase balística T_1 del proyectil). Se medirá durante esta fase el campo magnético y se comparará al valor de referencia H_{MBO} que ha sido memorizado previamente al tiro.

50 [0147] Cuando el acimut es constante, los valores teóricos de las componentes (H_{PX}, H_{PY}, H_{PZ}) del vector campo magnético en el punto de referencia vinculado al proyectil son fácilmente determinables. En efecto, estos valores son dados por la resolución de la igualdad vectorial vista previamente: $\vec{H}_p = M_{\psi\theta\varphi} \cdot \vec{H}_{MBO}$ en la cual $M_{\psi\theta\varphi}$ es la matriz de transferencia de punto de referencia que hace que intervengan los ángulos de Euler. Es fácil determinar a partir de esta ecuación el valor teórico (H_{PXTH}) esperado para H_{PX} . En efecto, como se ha expuesto previamente,

55 el ángulo φ no interviene en el cálculo de H_{PX} cuando ψ se conoce porque se trata del acimut teórico de tiro que ha sido preprogramado y que θ (ángulo de asiento) inicial también se conoce.

[0148] Se programará por lo tanto en el calculador 5 del proyectil un valor teórico del campo H_{PXT} , luego se comparará durante los primeros momentos de la trayectoria balística este valor teórico con el valor efectivamente medido H_{PXmes} conforme al procedimiento según la invención. Se deducirá una diferencia: $Cor = H_{PXT} - H_{PXmes}$. Esta diferencia se aplicará después a todas las mediciones de H_{PX} y permitirá corregir las perturbaciones de mediciones según el eje longitudinal GXP del proyectil.

60

[0149] Se podrá aplicar un método análogo para corregir las mediciones según los ejes transversales G_{Y_P} y G_{Z_P} .

5 [0150] Estas correcciones harán que intervenga el ángulo de alabeo φ . El factor de corrección solamente podrá ser calculado cuando el proyectil gire un poco sobre sí mismo (velocidad de por lo menos 0,25 giros/segundo), lo que intervendrá algunos segundos tras el tiro pero siempre durante la fase balística.

10 [0151] La corrección según los ejes transversales se basa en el hecho de que las mediciones H_{P_Y} y H_{P_Z} deben, en teoría, ser sinusoidales y en cuadratura de fase. Esto quiere decir que, en teoría, si una medición según la dirección G_{Y_P} es máxima, debe ser nula sobre la vía G_{Z_P} . Además, el módulo del campo se mantiene constante durante el vuelo (y normado a 1 en los cálculos).

[0152] Se puede por lo tanto escribir: $|H_P|^2 = 1 = (H_{P_X}^2 + H_{P_Y}^2 + H_{P_Z}^2)$ y deducir: $H_{P_{Y_{max}}}^2 = H_{P_{Z_{max}}}^2 = 1 - (H_{P_X}^2)$.

15 [0153] Basta entonces con comparar durante la fase de prueba los valores efectivamente calculados para los máximos de H_{P_Y} y H_{P_Z} con los valores teóricos deducidos del cálculo del valor de $(1 - (H_{P_X}^2))$, cálculo hecho, por supuesto, a partir de H_{P_X} corregido según el método previamente descrito.

20 [0154] Se corrigen entonces tras el vuelo todos los valores medidos en H_{P_Y} y H_{P_Z} con ayuda de un sesgo que será igual a la diferencia entre los valores teóricos y reales medidos durante la fase de evaluación. Para ser completada la corrección tendrá igualmente en cuenta un factor de escala que se determinará efectuando al menos una segunda medición comparativa entre los valores teóricos y reales de H_{P_Y} y H_{P_Z} .

[0155] Existen diferentes variantes sin salir del marco de la invención.

25 [0156] De este modo, es posible poner en práctica la invención en un proyectil que no tiene trayectoria balística, por ejemplo un misil. Basta con que se pueda determinar en trayectoria (o bien programar previamente al tiro) al menos un valor de ángulo de acimut que será considerado como conocido sobre al menos una parte de la trayectoria.

30 [0157] En todos los ejemplos descritos previamente se ha considerado como valor de referencia el campo magnético $H_{M_{B0}}$ medido a nivel de la plataforma de tiro 13. Este campo se considera como constante en toda la trayectoria prevista para el proyectil.

35 [0158] Eso es verdadero en la mayoría de los casos en que el alcance del proyectil es moderado (inferior a 100 km). Para los proyectiles que tienen un alcance superior, será necesario reemplazar la programación inicial de un campo de referencia por la disposición en el proyectil de varios valores de campos magnéticos de referencia que deberán ser adoptados sucesivamente en trayectoria en los diferentes cálculos. Estos valores podrán ser adoptados en relación con una información de localización proporcionada por un sistema de posicionamiento por satélite (GPS) a bordo.

40 [0159] La invención permitirá entonces simplificar el guiado/pilotaje de un misil o de un cohete permitiendo suprimir los girómetros.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento que permite asegurar la navegación y/o el guiado y/o el pilotaje de un proyectil (1) hacia un objetivo (B), procedimiento en el cual se utiliza un cálculo de todos o parte de los ángulos de Euler (ψ, θ, ϕ) del proyectil para permitir la determinación de la actitud y/o la localización del proyectil (1) en un punto de referencia terrestre, procedimiento **caracterizado por el hecho de que**:

se introduce previamente al tiro en una memoria o registro de un calculador (5) del proyectil (1) al menos un valor de las tres componentes ($H_{MBOx}, H_{MBOy}, H_{MBOz}$) de un campo magnético de referencia en un punto de referencia terrestre fijo, directo y ortonormalizado, punto de referencia centrado sobre la posición de tiro O y con un eje horizontal y un eje vertical, siendo la orientación del punto de referencia con respecto a la dirección del objetivo (B) conocida y fijada o programada, se fija por construcción o se programa previamente al tiro en otra memoria o registro del calculador (5), al menos un valor de ángulo de acimut (ψ), se realiza en trayectoria al menos una medición de las tres componentes (H_{Px}, H_{Py}, H_{Pz}) del campo magnético en un punto de referencia ortonormalizado vinculado al proyectil (1), se calcula en trayectoria el ángulo de alabeo φ y/o el ángulo de asiento θ a partir de los valores de campo magnético medidos, del o de los valores del campo de referencia y del valor de ángulo de acimut memorizado para la parte de trayectoria considerada.

2. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según la reivindicación 1, **caracterizado por el hecho de que** el punto de referencia terrestre fijo se elige centrado sobre la posición de tiro O y con un eje horizontal Ox_{MBO} orientado en dirección al objetivo (B).

3. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según una de las reivindicaciones 1 o 2, **caracterizado por el hecho de que** el valor del campo magnético de referencia ($H_{MBOx}, H_{MBOy}, H_{MBOz}$) se mide previamente al tiro a nivel de la posición de tiro O y se memoriza, realizándose el cálculo del o de los ángulos a partir de esta medición.

4. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según la reivindicación 3, **caracterizado por el hecho de que** se calcula el ángulo de asiento θ a partir de al menos una medida del componente H_{Px} del campo magnético según el eje X_P del proyectil mediante la fórmula siguiente:

$$H_{Px} - b \cos\theta - c \sin\theta = 0,$$

fórmula en la cual b y c son coeficientes función de las componentes H_{MBOx}, H_{MBOy} y H_{MBOz} del campo magnético de referencia en el punto de referencia terrestre fijo tal y como han sido programadas previamente al tiro y siendo ψ_n un valor del ángulo de acimut conocido sobre la parte (Tn) de trayectoria (12) considerada.

5. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según la reivindicación 4, **caracterizado por el hecho de que** se calcula el ángulo de alabeo φ a partir del cálculo del ángulo de asiento y utilizando al menos una medida de las componentes H_{Py} y H_{Pz} del campo magnético según el eje Y_P y Z_P del proyectil mediante la fórmula siguiente:

$$\tan(\varphi) = \frac{H_{Py}.e - H_{Pz}.d}{H_{Py}.d + H_{Pz}.e}$$

fórmula en la cual d y e son coeficientes función de las componentes H_{MBOx}, H_{MBOy} y H_{MBOz} del campo magnético de referencia en el punto de referencia terrestre fijo tal y como han sido programadas previamente al tiro y coeficientes de una matriz $M(\theta, \psi)$ de paso parcial del punto de referencia terrestre fijo al punto de referencia vinculado al proyectil (1) y que solamente hacen que intervengan los ángulos de acimut ψ y de asiento θ .

6. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según la reivindicación 5, **caracterizado por el hecho de que** tras el cálculo del ángulo de alabeo φ se procede a una linealización de su valor.

7. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según una de las reivindicaciones 4 a 6, **caracterizado por el hecho de que**, para una fase de vuelo balístico, el ángulo de acimut $\psi_n - \psi_1$ se memoriza o programa previamente al tiro y corresponde al ángulo de acimut dado al proyectil (1) en el momento del tiro.

8. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según una de las reivindicaciones 4 a 6, **caracterizado por el hecho de que**, para una fase de vuelo pilotado, el ángulo de acimut ψ_n adoptado para la parte (Tn) de

trayectoria (12) considerada es un valor memorizado previamente al tiro e incorporado en una tabla de tiro (16) leída en relación con un reloj (17) temporizado a partir del momento de tiro.

- 5 9. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según una de las reivindicaciones 4 a 6, **caracterizado por el hecho de que**, para una fase de vuelo pilotado, el ángulo de acimut ψ_n adoptado para la parte de trayectoria considerada es un valor que se calcula en trayectoria a partir de los coeficientes aerodinámicos del proyectil, de por lo menos una medida de la aceleración y de por lo menos un valor memorizado o programado de un ángulo de acimut.
- 10 10. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según una de las reivindicaciones 1 a 9, **caracterizado por el hecho de que** se evalúan las componentes del vector instantáneo de rotación Ω del proyectil (1) en un punto de referencia vinculado al proyectil a partir de los valores de los ángulos de Euler calculados, así como de sus derivadas en función del tiempo.
- 15 11. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según una de las reivindicaciones 1 a 10, **caracterizado por el hecho de que**, con el fin de corregir las mediciones de campo magnético de una parte de las perturbaciones aportadas por el entorno de los sensores (7), se procede con al menos una corrección durante una fase con un ángulo de acimut ψ estable, corrección que comprende una medición de una diferencia entre el campo magnético teórico y el campo magnético medido.
- 20 12. Procedimiento de navegación y/o guiado y/o pilotaje según la reivindicación 11, **caracterizado por el hecho de que**, para realizar la corrección, se utiliza al menos un valor programado o memorizado del ángulo de acimut ψ y al menos un valor programado o memorizado del ángulo de asiento θ .
- 25 13. Dispositivo que permite asegurar la navegación y/o el guiado y/o el pilotaje de un proyectil (1), dispositivo que comprende al menos un sensor magnético (7) que asegura la medición de las tres componentes (H_{px}, H_{py}, H_{pz}) del campo magnético en un punto de referencia ortonormalizado vinculado al proyectil (1), dispositivo que aplica el procedimiento según una de las reivindicaciones precedentes y **caracterizado por el hecho de que** comprende al menos un calculador (5) que incorpora un algoritmo (14) de cálculo de los ángulos de Euler, calculador asociado
- 30 a medios de memoria (15) acoplados a medios (8) que proporcionan previamente al tiro datos de programación de dichas memorias, estando los medios de memoria destinados a almacenar al menos un valor de las tres componentes de un campo magnético de referencia ($H_{MB0x}, H_{MB0y}, H_{MB0z}$) en un punto de referencia terrestre fijo, siendo estos datos de programación utilizados por el calculador (5) con las mediciones del campo magnético en trayectoria para determinar, para al menos una parte (T_n) de trayectoria (12) con un ángulo de acimut (ψ_n)
- 35 sensiblemente constante, todos o parte de los ángulos de Euler y permitir asegurar así la navegación y/o el guiado y/o el pilotaje del proyectil (1).
- 40 14. Dispositivo según la reivindicación 13, **caracterizado por el hecho de que** el proyectil incluye medios inerciales (9).
15. Dispositivo según una de las reivindicaciones 13 o 14, **caracterizado por el hecho de que** el calculador (5) incorpora medios (23) que permiten corregir las mediciones de campo magnético de una parte de las perturbaciones aportadas por el entorno de los sensores.

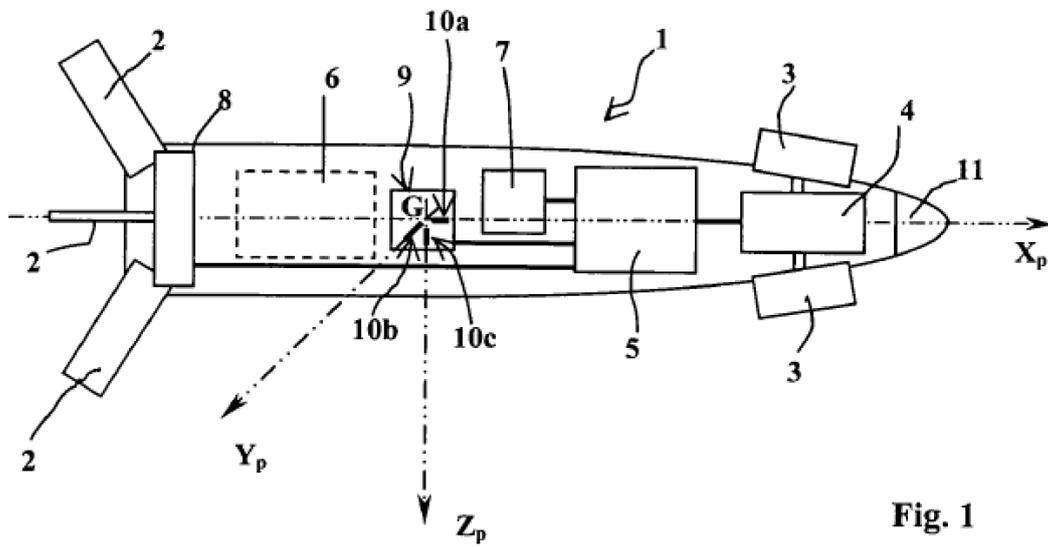


Fig. 1

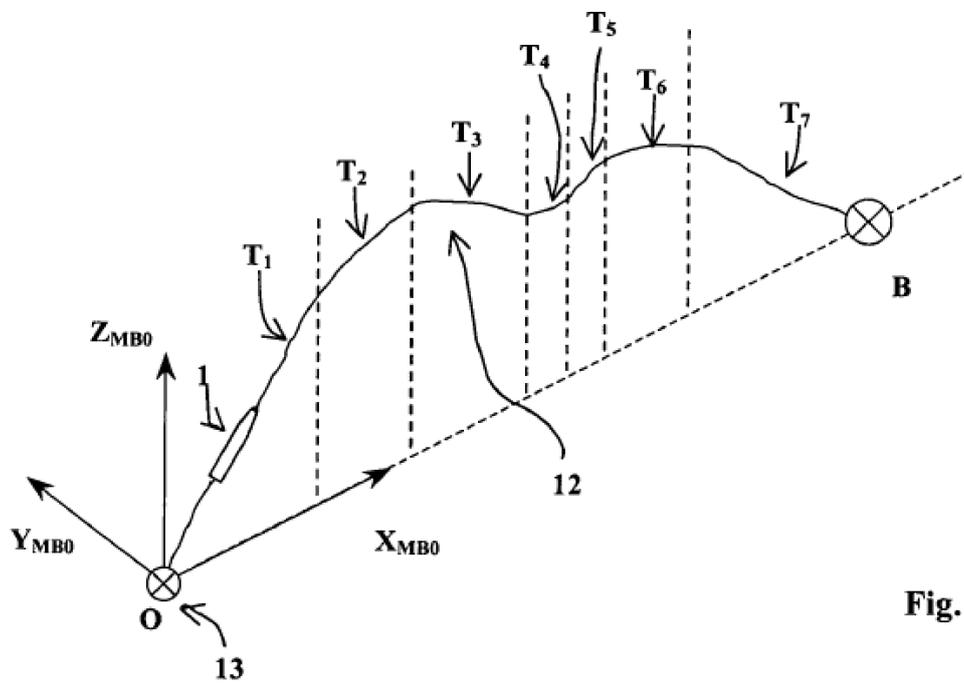


Fig. 2

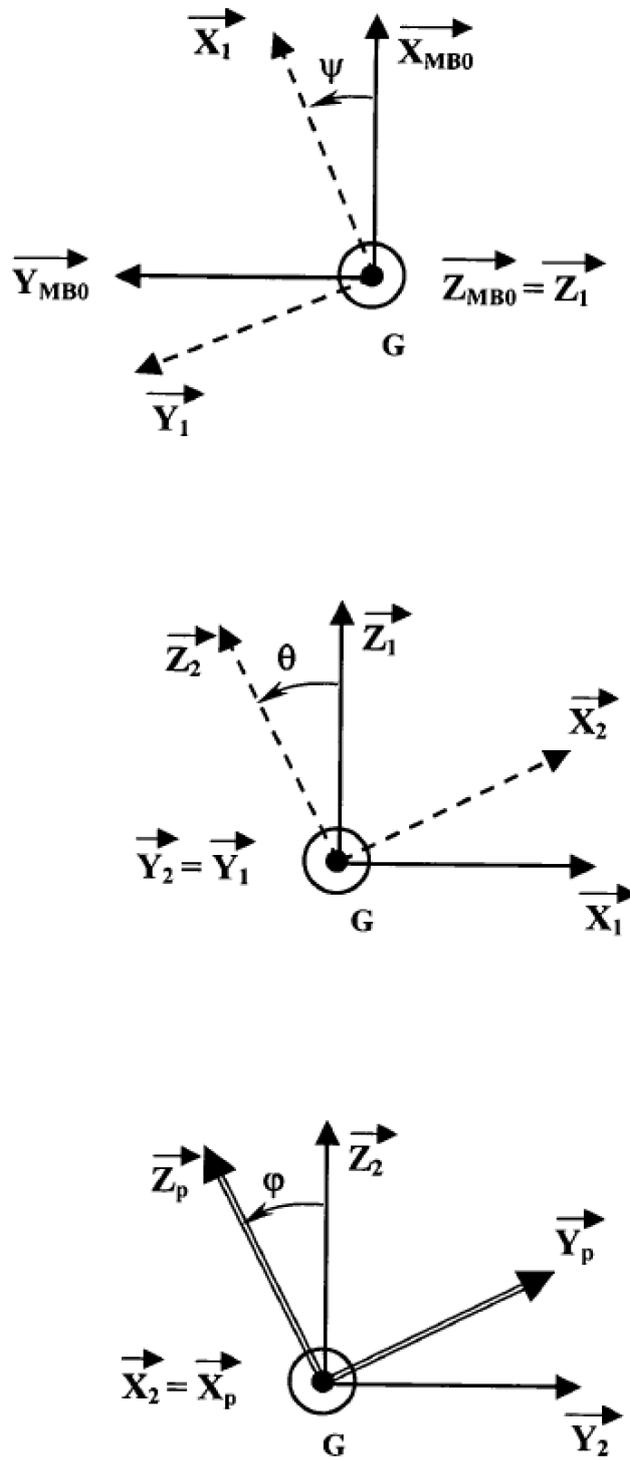


Fig. 3

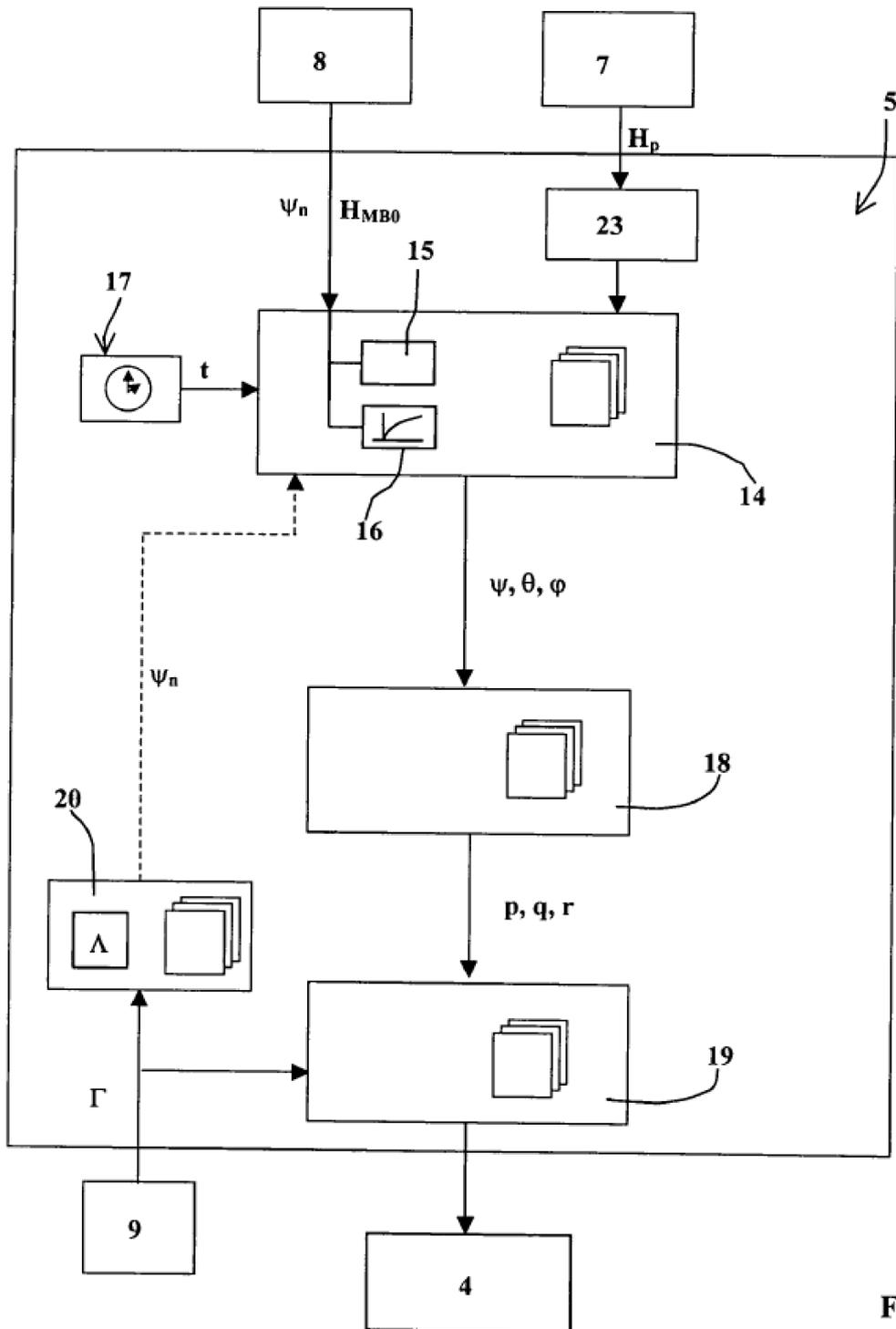


Fig. 4

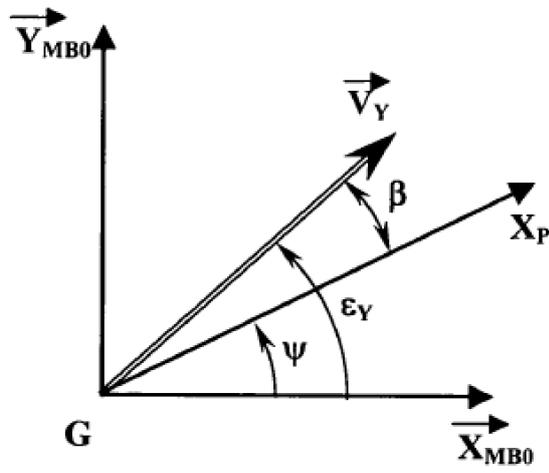


Fig. 5a

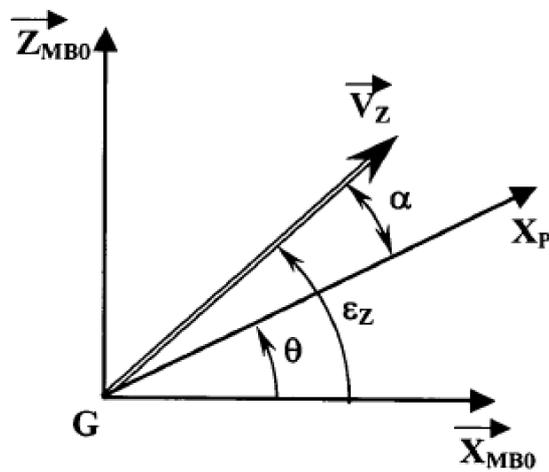


Fig. 5b

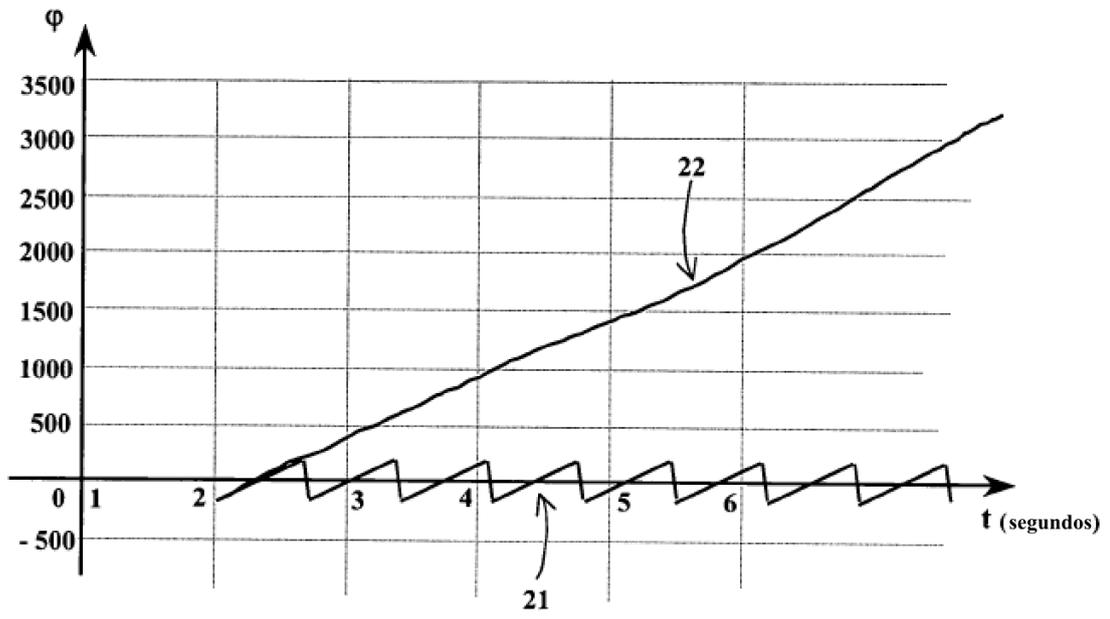


Fig. 6