

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 612 463**

51 Int. Cl.:

F41G 7/34 (2006.01)

F41G 7/36 (2006.01)

G05D 1/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **25.09.2009 E 09305898 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **02.11.2016 EP 2169508**

54 Título: **Sistema de guiado de un proyectil**

30 Prioridad:

30.09.2008 FR 0805366

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

17.05.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**GUIBOUT, VINCENT y
LARCHER, ERIC**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 612 463 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

Sistema de guiado de un proyectil

La presente invención se refiere a un sistema de guiado de un proyectil, por ejemplo, de tipo obús o cohete, sin ayuda satelital, así como a un proyectil provisto de un sistema de guiado de este tipo.

5 El documento de los Estados Conectados US6573486 propone un sistema de guiado de un proyectil que incluye un receptor GPS y unos acelerómetros.

Se sabe que, en ausencia de ayuda satelital (por ejemplo, de tipo GPS), la función de navegación de un proyectil se implementa en primer lugar durante una fase de inicialización que consiste en determinar la actitud y la posición del proyectil en un instante inicial. Esta fase de inicialización está seguida a continuación de una fase de propagación que consiste en determinar la posición y la actitud del proyectil en el transcurso del vuelo con la ayuda de instrumentos de medición embarcados dentro del proyectil (por ejemplo, unos acelerómetros, unos girómetros, unos magnetómetros,...).

10

Ahora bien, en el caso de un proyectil disparado desde un cañón, los instrumentos de medición embarcados no están disponibles durante el cañonazo debido a las aceleraciones laterales y axiales muy importantes (que saturan la central inercial del proyectil) y del entorno del cañón (en concreto, la presencia de masas ferromagnéticas que hace inutilizables los magnetómetros del proyectil). Por consiguiente, la inicialización de la función de navegación no puede efectuarse, quedando entonces la actitud completa del proyectil indeterminada a la salida de la boca del cañón.

15

Para paliar esta ausencia de medición durante el cañonazo, se conoce determinar la velocidad aerodinámica del proyectil a partir de la trayectoria de referencia a la salida del cañonazo. Sin embargo, una determinación de este tipo es muy aproximativa, ya que la trayectoria real del proyectil difiere de la trayectoria de referencia, lo que hace muy difícil una navegación precisa del proyectil.

20

Se conoce igualmente estimar, en el transcurso del vuelo, la actitud del proyectil con la ayuda de los magnetómetros embarcados por medida del campo magnético terrestre. Sin embargo, la precisión de las medidas realizadas permanece limitada y, por otra parte, no está disponible ninguna información sobre la velocidad aerodinámica del proyectil.

25

Además, para un proyectil que se supone muy estable y equipado con girómetros y con acelerómetros, se conoce medir la gravedad con estos instrumentos de medición embarcados para estimar la actitud y la velocidad aerodinámica del proyectil durante una fase de vuelo balístico. Sin embargo, una estimación de este tipo de la velocidad aerodinámica puede efectuarse únicamente durante la fase de vuelo balístico del proyectil. Además, la estimación de comportamiento se deteriora en gran manera por cualquier toma de incidencia del proyectil (por ejemplo, debido al viento).

30

Por otra parte, cuando los instrumentos de medición embarcados a bordo del proyectil son de calidad media o mediocre, la imprecisión sobre la estimación de la actitud del proyectil hace la navegación del proyectil muy mala sobre una duración de vuelo importante.

35

La presente invención tiene como objeto remediar estos inconvenientes y, en concreto, determinar, con una gran precisión, la actitud y la velocidad aerodinámica del proyectil en vuelo, en concreto, durante la fase de vuelo balístico y la fase de vuelo guiado-pilotado.

Con este fin, según la invención, el sistema de guiado de un proyectil equipado con al menos un accionador de pilotaje (una superficie aerodinámica móvil, un impulsor,...) y que incluye medios de medición de parámetros físicos, un calculador de guiado y medios de control de dicho accionador de pilotaje, debiendo dicho proyectil seguir una trayectoria de referencia en los primeros instantes de vuelo e incluyendo dicho calculador de guiado:

40

- medios de navegación para determinar la actitud y la posición del proyectil en vuelo;
 - medios de guiado para elaborar órdenes de guiado a partir de la actitud, de la posición y de la posición del objetivo determinadas por dichos medios de navegación; y
 - medios de pilotaje para establecer órdenes de control, destinadas a dichos medios de control, a partir de dichas órdenes de guiado,
- 45

es destacable por que dicho calculador de guiado incluye, además, medios de estimación adecuados para estimar, en el transcurso del vuelo, la actitud y la velocidad aerodinámica del proyectil, así como las variaciones de la velocidad del viento, a partir de dichas órdenes de guiado, de dicha trayectoria de referencia y de dichas medidas obtenidas por dichos medios de medición, utilizando un modelo de comportamiento dinámico del proyectil y un modelo de la dinámica del viento.

50

De esta manera, los medios de estimación del calculador de guiado de la invención permiten, sin información previa

(en concreto, sobre la posición y la actitud del proyectil) y con una gran precisión, la estimación de la actitud y de la velocidad aerodinámica del proyectil, de las variaciones de la velocidad del viento, así como de cualquier otro parámetro de los medios de medición.

5 Además, estas estimaciones se realizan a todo lo largo del vuelo del proyectil (fase de vuelo balístico, fase de vuelo guiado-pilotado,...) y pueden permitir aumentar, en concreto, la precisión en el impacto, así como el alcance del proyectil.

Por otra parte, aunque el sistema de guiado de la invención no requiere ayuda satelital, puede acoplarse a medios de navegación por satélite, por ejemplo, de tipo GPS.

10 Ventajosamente, dichos medios de estimación incluyen medios de pilotaje equivalentes (es decir, realizados por un modelo dinámico de los medios de pilotaje) para determinar, a partir de dichas órdenes de guiado elaboradas por dichos medios de guiado, órdenes de control equivalentes a dichas órdenes de control establecidas por dichos medios de pilotaje.

Además, ventajosamente, estos medios de pilotaje equivalentes incluyen:

- 15
- un primer comparador, conectado a la salida de dichos medios de estimación y a la salida de dichos medios de guiado;
 - una primera ganancia, conectada a la salida de dicho primer comparador;
 - un integrador, conectado a la salida de dicha primera ganancia;
 - un segundo comparador, conectado a la salida de dicho integrador y a la salida de dichos medios de estimación; y
 - 20 - una segunda ganancia, conectada a la salida de dicho segundo comparador.

Según una característica de la invención, el viento se modeliza por un ruido blanco filtrado por un filtro de un orden conveniente (por ejemplo, del segundo o tercer orden) dentro de dicho modelo de la dinámica del viento.

Ventajosamente, dichos medios de estimación están constituidos por un filtro de Kalman extendido.

Además, dichos medios de navegación incluyen preferentemente al menos:

- 25
- unos primeros medios de integración, conectados a dichos medios de medición, adecuados para determinar la actitud y la posición del proyectil a partir de medidas obtenidas por dichos medios de medición;
 - unos segundos medios de integración, conectados a dichos medios de medición y a dichos medios de estimación, adecuados para determinar la actitud y la posición del proyectil a partir de las medidas de dichos medios de medición y de la actitud estimada por dichos medios de estimación;
 - 30 ▪ unos terceros medios de integración, conectados a dichos medios de estimación, adecuados para determinar la actitud y la posición del proyectil a partir de la estimación de la actitud y de la velocidad aerodinámica del proyectil, así como de las variaciones de la velocidad del viento; y
 - unos cuartos medios de integración adecuados para determinar la actitud y la posición del proyectil a partir de dicha trayectoria de referencia;

35 así como medios de supervisión, conectados a dichos primeros, segundos, terceros y cuartos medios de integración, para seleccionar, en función de un criterio de selección, uno de dichos medios de integración, de modo que dichos medios de navegación sean adecuados para suministrar la actitud y la posición del proyectil determinados por dichos medios de integración seleccionados.

Ventajosamente, dichos medios de medición incluyen tres girómetros, tres acelerómetros y dos magnetómetros.

40 La presente invención se refiere igualmente a un sistema de guiado tal como se ha especificado anteriormente.

Las figuras del dibujo adjunto harán comprender bien cómo puede realizarse la invención. En estas figuras, unas referencias idénticas designan unos elementos semejantes.

La figura 1 representa esquemáticamente, en forma sinóptica, un modo de implementación de la presente invención.

45 Las figuras 2 a 5 ilustran los esquemas sinópticos respectivamente del calculador de guiado, del filtro de Kalman extendido, de los medios de pilotaje equivalentes que pertenecen al filtro de Kalman extendido y de los medios de navegación, conformes al modo de implementación de la presente invención.

Como lo muestra el esquema sinóptico de la figura 1, el sistema de guiado 1 sin ayuda satelital de un proyectil (no representado), disparado desde un cañón, incluye:

- 5 - medios de medición 2 embarcados a bordo del proyectil que suministran a la salida, por la unión U1, unas medidas de parámetros físicos. Estos medios de medición 2 comprenden, por ejemplo, tres girómetros, tres acelerómetros y dos magnetómetros;
- un calculador de guiado 3, que recibe las medidas obtenidas por los medios de medición 2 (unión U1) y, por la unión U2, una trayectoria de referencia asociada al vuelo del proyectil. El calculador de guiado 3 es adecuado para suministrar a la salida, por la unión U3, órdenes de control transmitidas a medios de control 4 detallados más abajo;
- 10 - medios de control 4 que reciben dichas órdenes de control (unión U3). Estos medios de control 4 son adecuados para orientar unos accionadores de pilotaje 5. En la figura 1, se han ilustrado, a título de ejemplo ilustrativo, los accionadores de pilotaje 5 por unas superficies aerodinámicas móviles 5 (por ejemplo, unos mandos canard) del proyectil alrededor de su eje de rotación 6.

De manera más particular, según la invención y como lo ilustra el ejemplo de esquema sinóptico de la figura 2, el calculador de guiado 3 del sistema de pilotaje 1 comprende:

- 15 - un filtro de Kalman extendido 7, al que está asociado un vector de estados X y que recibe las medidas obtenidas por los medios de medición 2 (unión U1), la trayectoria de referencia (unión U2), así como órdenes de guiado suministradas a la salida por medios de guiado 9 (detallados a continuación), por la unión U4. A partir de estas informaciones, utilizando un modelo de comportamiento dinámico del proyectil y un modelo de la dinámica del viento (detallados a continuación), el filtro de Kalman 7 es adecuado para suministrar a la salida, por la unión U5, una estimación de la actitud y de la velocidad aerodinámica del proyectil, de las variaciones de la velocidad del viento, del vector rotación instantánea, así como de cualquier otro parámetro asociado a los medios de medición 2, a todo lo largo del vuelo del proyectil. A partir de estas estimaciones, puede deducirse la velocidad cinemática del proyectil;
- 20 - medios de navegación 8, que reciben las medidas de los medios de medición 2 (unión U1), la trayectoria de referencia (unión U2), así como unas estimaciones del filtro de Kalman extendido 7 (unión U5). Los medios de navegación 8 son adecuados para suministrar a la salida, por la unión U6, la posición y la actitud del proyectil a todo lo largo del vuelo;
- 25 - medios de guiado 9, que reciben la actitud y la posición del proyectil (unión U6), así como unas estimaciones del filtro de Kalman extendido 7 (unión U5). Los medios de guiado 9 son adecuados para suministrar a la salida (unión U4) órdenes de guiado según una ley de guiado que implementa, por ejemplo, una navegación proporcional con un sesgo que permite una compensación y una conformación de la trayectoria;
- 30 - y medios de pilotaje 10, que reciben las medidas obtenidas por los medios de medición 2 (unión U1), las órdenes de guiado de los medios de guiado 9 (unión U4), así como la actitud y la posición del proyectil suministrados por los medios de navegación 8 (unión U6). Los medios de pilotaje 10 son adecuados para suministrar a la salida (unión U3) las órdenes de control transmitidas a los medios de control 4 de las superficies aerodinámicas móviles 5.

En la figura 3, se ha representado un ejemplo de esquema sinóptico del filtro de Kalman extendido 7 conforme al modo de realización de la invención.

40 Este filtro de Kalman extendido 7 comprende:

- 45 - medios de pilotaje equivalentes 11 (descritos a continuación en relación con la figura 4), que reciben a la entrada (unión U4) las órdenes de guiado establecidas por los medios de guiado 9 y unas estimaciones del vector de estados X (asociado al filtro de Kalman 7) suministradas por medios de recalibrado 13 (descritos a continuación), por la unión U5. Los medios de pilotaje equivalentes 11 son adecuados para suministrar a la salida, por la unión U7, órdenes de control equivalentes a las órdenes de control elaboradas por los medios de pilotaje 10;
- medios de cálculo 12, que reciben la trayectoria de referencia (unión U2), así como las órdenes de control equivalentes (unión U7) transmitidas por los medios de pilotaje equivalentes 11. A partir de las ecuaciones asociadas a la dinámica del filtro de Kalman (detalladas a continuación), los medios de cálculo 12 son adecuados para suministrar unas estimaciones no recalibradas del vector de estados X; y
- 50 - medios de recalibrado 13, que reciben las medidas obtenidas por los medios de medición 2 (unión U1), así como las estimaciones no recalibradas transmitidas por los medios de cálculo 12. Los medios de recalibrado son adecuados para recalibrar las estimaciones no recalibradas a partir de las medidas obtenidas (unión U1) para suministrar a la salida (unión U5) unas estimaciones recalibradas del vector de estados X asociado al filtro de Kalman 7.

El vuelo del proyectil puede, por ejemplo, descomponerse según las tres fases de vuelo sucesivas siguientes:

- una primera fase de vuelo inicial, que comienza inmediatamente después del cañonazo, durante la cual los medios de medición 2 no están disponibles (aceleraciones axiales y laterales demasiado importantes, perturbación del campo magnético en el interior del cañón);
- 5 - una segunda fase de vuelo balístico en el transcurso de la cual el proyectil solo está sometido a la acción del peso. Los medios de medición 2 son a partir de este momento adecuados para efectuar unas medidas; y
- una tercera fase de vuelo guiado-pilotado durante la cual los mandos canard 5 del proyectil están desplegados. El proyectil está entonces sometido, además del peso, a la acción de los mandos canard 5.

10 Durante la fase de vuelo inicial, la determinación de la actitud y de la velocidad aerodinámica del proyectil se efectúa de forma conocida a partir de la trayectoria de referencia, no estando ninguna medida disponible.

Durante la fase de vuelo balístico, los medios de medición 2 están utilizables y el filtro de Kalman extendido 7 está inicializado.

15 Para poder estimar la actitud del proyectil, el filtro de Kalman extendido 7 utiliza las ecuaciones de la mecánica del vuelo y, en concreto, la acción de la gravedad: su dirección proporciona la vertical, mientras que su amplitud proporciona el ángulo de cabeceo del proyectil.

Para observar la gravedad, es necesario escribir las ecuaciones de la mecánica del vuelo haciendo intervenir esta última. Suponiendo que el proyectil está en autorrotación, resulta acertado trabajar en el sistema de referencia demodulado asociado al proyectil que incluye unos ejes deducidos de los ejes (Xe, Ye, Ze) relacionados con el proyectil, por demodulación de la integral de velocidad de balanceo, anotada como φ^* .

20 Se tienen entonces las siguientes relaciones:

$$\varphi^*(t) = \int_{\tau=0}^{\tau=t} p(\tau) d\tau$$

$$\bar{u}_a = u_a$$

$$\bar{v}_a = v_a \cos(\varphi^*) - w_a \sin(\varphi^*)$$

$$\bar{w}_a = v_a \sin(\varphi^*) + w_a \cos(\varphi^*)$$

$$\bar{p} = p$$

$$\bar{q} = q \cos(\varphi^*) - r \sin(\varphi^*)$$

$$\bar{r} = q \sin(\varphi^*) + r \cos(\varphi^*)$$

donde:

- 25 ▪ (u_a, v_a, w_a) son las componentes del vector velocidad aerodinámica según los ejes del sistema de referencia (Xe, Ye, Ze) asociado al proyectil, con Xe el eje longitudinal e Ye y Ze los ejes transversales fijados en el momento del disparo tales que (Xe, Ye, Ze) es un sistema de referencia ortonormal directo;
- $(\bar{u}_a, \bar{v}_a, \bar{w}_a)$ son las componentes del vector velocidad aerodinámica según los ejes del sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil;
- (p, q, r) son las componentes del vector rotación instantánea según los ejes del sistema de referencia asociado al proyectil; y
- 30 ▪ $(\bar{p}, \bar{q}, \bar{r})$ son las componentes del vector rotación instantánea según los ejes del sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil.

En el sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil, las ecuaciones de fuerza se escriben:

$$\dot{u}_a = -g \operatorname{sen}(\theta) + \Gamma_x + \bar{r} \bar{v}_a - \bar{q} \bar{w}_a - \dot{u}_v$$

$$\dot{v}_a = g \operatorname{sen}(\theta) \operatorname{sen}(\varphi - \varphi^*) + QS_{ref} \bar{C}_y(V_a, \bar{\beta}_a) - u_a \bar{r} - \dot{v}_v$$

$$\dot{w}_a = g \operatorname{cos}(\theta) \operatorname{cos}(\varphi - \varphi^*) + QS_{ref} \bar{C}_z(V_a, \bar{\alpha}_a) + u_a \bar{q} - \dot{w}_v$$

donde:

- la anotación « $\dot{}$ » corresponde a la derivada con respecto al tiempo;
- (ψ, θ, φ) son los tres ángulos de Euler que representan respectivamente el ángulo de guiñada, el ángulo de cabeceo y el ángulo de balanceo asociados al proyectil que hacen pasar del triedro geográfico local al proyectil, al sistema de referencia del proyectil (X_e, Y_e, Z_e) ;
- $(\bar{\alpha}_a, \bar{\beta}_a)$ representan respectivamente la incidencia y el derrape aerodinámico en el sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil tales que:

$$(\bar{\alpha}_a, \bar{\beta}_a) = \left(\arctan(\bar{w}_a / \bar{u}_a), \arcsen\left(\bar{v}_a / \sqrt{\bar{u}_a^2 + \bar{v}_a^2 + \bar{w}_a^2}\right) \right)$$

- 10 ▪ Γ_x es la aceleración axial que sigue el eje longitudinal del proyectil; y
- $(\bar{u}_v, \bar{v}_v, \bar{w}_v)$ son las componentes del vector de velocidad del viento en el sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil.

Suponiendo el viento horizontal, si $(\bar{w}_x, \bar{w}_y, 0)$ representan las componentes del viento en el sistema de referencia inercial directo (X_o, Y_o, Z_o) (representando X_o el eje que sigue la recta cañón-diana y representando Z_o la vertical orientada hacia abajo), entonces se tiene:

15

$$\begin{pmatrix} \dot{u}_v \\ \dot{v}_v \\ \dot{w}_v \end{pmatrix} = T_{R_o \rightarrow R} \begin{pmatrix} \dot{\bar{W}}_x \\ \dot{\bar{W}}_y \\ 0 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \wedge \begin{pmatrix} u_v \\ v_v \\ w_v \end{pmatrix}$$

con

$$T_{R_o \rightarrow R} = \begin{pmatrix} \cos(\psi) \cos(\theta) & \operatorname{sen}(\psi) \cos(\theta) & -\operatorname{sen}(\theta) \\ \cos(\psi) \operatorname{sen}(\theta) \operatorname{sen}(\varphi) - \operatorname{sen}(\psi) \operatorname{cos}(\varphi) & \operatorname{sen}(\psi) \operatorname{sen}(\theta) \operatorname{sen}(\varphi) + \operatorname{cos}(\psi) \operatorname{cos}(\varphi) & \operatorname{cos}(\theta) \operatorname{sen}(\varphi) \\ \cos(\psi) \operatorname{sen}(\theta) \operatorname{cos}(\varphi) + \operatorname{sen}(\psi) \operatorname{sen}(\varphi) & \operatorname{sen}(\psi) \operatorname{sen}(\theta) \operatorname{cos}(\varphi) - \operatorname{cos}(\psi) \operatorname{sen}(\varphi) & \operatorname{cos}(\theta) \operatorname{cos}(\varphi) \end{pmatrix}$$

donde $R_o = (X_o, Y_o, Z_o)$ y $R = (X_e, Y_e, Z_e)$.

- 20 Después de cálculo, se obtienen las siguientes ecuaciones E1:

$$\dot{u}_a = -g \operatorname{sen}(\theta) + \Gamma_x + \bar{r} \bar{v}_a - \bar{q} \bar{w}_a - \cos(\psi) \cos(\theta) \dot{\bar{W}}_x - \operatorname{sen}(\psi) \cos(\theta) \dot{\bar{W}}_y$$

$$\begin{aligned} \dot{v}_a &= g \operatorname{sen}(\theta) \operatorname{sen}(\varphi - \varphi^*) + QS_{ref} \bar{C}_y(V_a, \bar{\beta}_a) - u_a \bar{r} - (\cos(\psi) \operatorname{sen}(\theta) \operatorname{sen}(\varphi) - \operatorname{sen}(\psi) \cos(\varphi)) \dot{\bar{W}}_x \\ &\quad - (\operatorname{sen}(\psi) \operatorname{sen}(\theta) \operatorname{sen}(\varphi) + \cos(\psi) \cos(\varphi)) \dot{\bar{W}}_y \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{w}_a &= g \cos(\theta) \cos(\varphi - \varphi^*) + QS_{ref} \bar{C}_z(V_a, \bar{\alpha}_a) + u_a \bar{q} - (\cos(\psi) \operatorname{sen}(\theta) \cos(\varphi) - \operatorname{sen}(\psi) \operatorname{sen}(\varphi)) \dot{\bar{W}}_x \\ &\quad - (\operatorname{sen}(\psi) \operatorname{sen}(\theta) \cos(\varphi) + \cos(\psi) \operatorname{sen}(\varphi)) \dot{\bar{W}}_y \end{aligned}$$

De la misma manera, las ecuaciones de momento de la mecánica del vuelo E2 se escriben en el sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil:

$$\dot{p} = 0$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y} (QS_{ref} l_{ref} \bar{C}_m(V_a, \bar{\alpha}_a) + M_q \bar{q} - p \bar{r} I_x)$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_y} (QS_{ref} l_{ref} \bar{C}_n(V_a, \bar{\beta}_a) + M_q \bar{r} - p \bar{q} I_x)$$

5 donde:

- $M_q = QS_{ref} l_{ref} C_{mq}$ con C_{mq} el coeficiente de amortiguación en cabeceo, Q es la presión dinámica, l_{ref} es la longitud de referencia y S_{ref} es la superficie de referencia para la definición de la aerodinámica del proyectil;
- \bar{C}_m y \bar{C}_n son los coeficientes de momentos aerodinámicos, función de la velocidad aerodinámica V_a , de la incidencia $\bar{\alpha}_a$ y del derrape $\bar{\beta}_a$ aerodinámicos demodulados φ^* de respetivamente en cabeceo y en guiñada, en el centro de gravedad del 1 proyectil, en el sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil; e
- I_x e I_y son las inercias respectivamente axial y transversal.

10

Para describir la dinámica del proyectil, se utilizan las ecuaciones que unen el vector rotación instantánea del proyectil (expresado en el sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil), los ángulos de Euler y su derivada.

15

La cinemática del proyectil proporciona las siguientes ecuaciones E3:

$$\dot{\psi} = (\bar{q} \operatorname{sen}(\varphi - \varphi^*) + \bar{r} \cos(\varphi - \varphi^*)) / \cos(\theta)$$

$$\dot{\theta} = \bar{q} \cos(\varphi - \varphi^*) - \bar{r} \operatorname{sen}(\varphi - \varphi^*)$$

$$\dot{\varphi} = p + (\bar{q} \operatorname{sen}(\varphi - \varphi^*) + \bar{r} \cos(\varphi - \varphi^*)) \tan(\theta)$$

El conjunto de las ecuaciones E1, E2 y E3 describe completamente la dinámica del proyectil y, en concreto, la acción del peso.

20 Cuando el vector de rotación instantánea y el vector de velocidad aerodinámica se conocen o miden en un instante t , entonces las ecuaciones E1, E2 y E3 permiten predecir sus evoluciones.

Para determinar la velocidad cinemática del proyectil, pueden presentar dos casos:

- o bien la velocidad del viento se conoce perfectamente (por ejemplo, con la ayuda de una lectura en una tabla),

entonces la velocidad cinemática del proyectil puede deducirse de la velocidad aerodinámica $V_{cinemática} = V_{aerodinámica} + V_{viento}$ y las ecuaciones E1, E2 y E3 son suficientes para estimar la velocidad cinemática del proyectil;

- 5 - o bien la velocidad del viento no se conoce, entonces no es posible estimar la velocidad cinemática del proyectil. No obstante, en la hipótesis de que la velocidad del viento se conozca en un instante del vuelo (por ejemplo, al comienzo del vuelo), se hace posible estimar las variaciones del viento y, por lo tanto, estimar la velocidad del viento en el transcurso del vuelo (interviniendo la derivada de la velocidad del viento directamente en las ecuaciones E1).

10 Para estimar la velocidad del viento, se modeliza el viento por un ruido blanco filtrado por un filtro de un orden conveniente, por ejemplo, del segundo orden. Para ello, se utiliza el modelo de la dinámica del viento definido por las siguientes ecuaciones E4:

$$\dot{W}_x = j_x$$

$$\dot{W}_y = j_y$$

$$\dot{j}_x = -2\xi\omega\dot{W}_x - \omega^2 W_x$$

$$\dot{j}_y = -2\xi\omega\dot{W}_y - \omega^2 W_y$$

donde ξ y ω son unos parámetros de ajuste que representan la pulsación y la amortiguación del modelo del viento.

15 De esta manera, las ecuaciones E1, E2, E3 y E4 permiten describir la dinámica del proyectil y del viento. El conjunto de estas ecuaciones permite, en concreto, estimar la actitud del proyectil, así como la velocidad aerodinámica y las variaciones de velocidad del viento.

El filtro de Kalman extendido 7 posee entonces 13 estados. El vector de estados se define por $\hat{x} = [\hat{u}_a, \hat{v}_a, \hat{w}_a, \hat{p}, \hat{q}, \hat{r}, \hat{\psi}, \hat{\theta}, \hat{\phi}, \hat{j}_x, \hat{j}_y, \hat{W}_x, \hat{W}_y]$ y su dinámica se describe por las siguientes ecuaciones:

$$\dot{\hat{u}}_a = -g\text{sen}(\hat{\theta}) + \Gamma_x + r\hat{v}_a - \hat{q}\hat{w}_a - \cos(\hat{\psi})\cos(\hat{\theta})\hat{j}_x - \text{sen}(\hat{\psi})\cos(\hat{\theta})\hat{j}_y$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{v}}_a &= g\text{sen}(\hat{\theta})\text{sen}(\hat{\phi} - \phi^*) + QS_{ref} \bar{C}_y (\hat{V}_a, \hat{\beta}_a) - \hat{u}_a \hat{r} - (\cos(\hat{\psi})\text{sen}(\hat{\theta})\text{sen}(\hat{\phi}) - \text{sen}(\hat{\psi})\cos(\hat{\phi}))\hat{j}_x \\ &\quad - (\text{sen}(\hat{\psi})\text{sen}(\hat{\theta})\text{sen}(\hat{\phi}) + \cos(\hat{\psi})\cos(\hat{\phi}))\hat{j}_y \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{w}}_a &= g\cos(\hat{\theta})\cos(\hat{\phi} - \phi^*) + QS_{ref} \bar{C}_z (\hat{V}_a, \hat{\alpha}_a) + \hat{u}_a \hat{q} - (\cos(\hat{\psi})\text{sen}(\hat{\theta})\cos(\hat{\phi}) - \text{sen}(\hat{\psi})\text{sen}(\hat{\phi}))\hat{j}_x \\ &\quad - (\text{sen}(\hat{\psi})\text{sen}(\hat{\theta})\cos(\hat{\phi}) + \cos(\hat{\psi})\text{sen}(\hat{\phi}))\hat{j}_y \end{aligned}$$

$$\dot{\hat{p}} = 0$$

$$\dot{\hat{q}} = \frac{1}{I_y} \left(QS_{ref} I_{ref} \bar{C}_m (\hat{V}_a, \hat{\alpha}_a) + M_q \hat{q} - \hat{p} \hat{r} I_x \right)$$

$$\dot{\hat{r}} = \frac{1}{I_y} \left(QS_{ref} I_{ref} \bar{C}_n (\hat{V}_a, \hat{\beta}_a) + M_q \hat{r} - \hat{p} \hat{q} I_x \right)$$

$$20 \quad \dot{\hat{\psi}} = \left[\hat{q}\text{sen}(\hat{\phi} - \phi^*) + \hat{r}\cos(\hat{\phi} - \phi^*) \right] / \cos(\hat{\theta})$$

$$\dot{\hat{\psi}} = \left(\hat{q} \text{sen}(\hat{\phi} - \varphi^*) + \hat{r} \cos(\hat{\phi} - \varphi^*) \right) / \cos(\hat{\theta})$$

$$\dot{\hat{\theta}} = \hat{q} \cos(\hat{\phi} - \varphi^*) - \hat{r} \text{sen}(\hat{\phi} - \varphi^*)$$

$$\dot{\hat{\phi}} = \hat{p} + \left(\hat{q} \text{sen}(\hat{\phi} - \varphi^*) + \hat{r} \cos(\hat{\phi} - \varphi^*) \right) \tan(\hat{\theta})$$

$$\dot{\hat{W}}_x = \hat{j}_x$$

$$\dot{\hat{W}}_y = \hat{j}_y$$

$$\dot{\hat{j}}_x = -2\xi\omega\hat{j}_x - \omega^2\hat{W}_x$$

$$\dot{\hat{j}}_y = -2\xi\omega\hat{j}_y - \omega^2\hat{W}_y$$

donde $\dot{\hat{\phi}} = \dot{\hat{p}}$ y la anotación « ^ » designa una estimación.

Con el fin de tener en cuenta ventajosamente las imperfecciones de los medios de medición 2, se añaden 5 estados complementarios al vector de estados X del filtro de Kalman 7:

- 5 - dos estados d_y y d_z que corresponden a la excentricidad de los acelerómetros respectivamente de cabeceo y de guiñada;
- dos estados c_q y c_r que corresponden al error de calibrado de los girómetros respectivamente de cabeceo y de guiñada; y
- un estado f_p que corresponde al factor de escala del girómetro de balanceo.

10 El vector de estados del filtro de Kalman extendido 7 incluye entonces 18 estados tales que

$$\hat{X} = \left[\hat{u}_a, \hat{v}_a, \hat{w}_a, \hat{p}, \hat{q}, \hat{r}, \hat{\psi}, \hat{\theta}, \hat{\phi}, \hat{j}_x, \hat{j}_y, \hat{W}_x, \hat{W}_y, \hat{f}_p, \hat{c}_q, \hat{c}_r, \hat{d}_y, \hat{d}_z \right].$$

La dinámica de estos cinco estados se define por las siguientes ecuaciones:

$$\dot{\hat{f}}_p = 0$$

$$\dot{\hat{c}}_q = 0$$

$$\dot{\hat{c}}_r = 0$$

$$\dot{\hat{d}}_y = 0$$

$$\dot{\hat{d}}_z = 0$$

- 15 Durante la fase de vuelo guiado-pilotado, el proyectil está sometido a la acción de los mandos canard además del peso. El vector rotación instantánea del proyectil tiene a partir de este momento dos contribuciones principales: la acción de los mandos y la acción del peso.

Con el fin de tener en cuenta la acción de los mandos durante la fase de vuelo guiado-pilotado, se modifican las ecuaciones de momento de la mecánica del vuelo E2 (establecidas anteriormente para la fase de vuelo balístico).

Los coeficientes de los momentos aerodinámicos pueden linealizarse de la siguiente forma:

$$\bar{C}_m = \bar{C}_{m\alpha} \bar{\alpha} + \bar{C}_{m\eta} \bar{\eta}$$

$$\bar{C}_n = \bar{C}_{n\beta} \bar{\beta} + \bar{C}_{n\zeta} \bar{\zeta}$$

donde

- $\bar{\eta}$ y $\bar{\zeta}$ representan las orientaciones respectivamente en cabeceo y en guiñada en el sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil;
- 5 ▪ $\bar{C}_{m\alpha}$ y $\bar{C}_{m\eta}$ son las partes del coeficiente del momento aerodinámico \bar{C}_m que dependen respectivamente de $\bar{\alpha}$ y $\bar{\eta}$;
- $\bar{C}_{n\beta}$ y $\bar{C}_{n\zeta}$ son las partes del coeficiente del momento aerodinámico \bar{C}_n que dependen respectivamente de $\bar{\beta}$ y $\bar{\zeta}$

Por otra parte, se tienen las siguientes relaciones:

$$\hat{q}_{BS} = \hat{q} + \hat{c}_q \hat{p} \cos(\varphi^*) - \hat{c}_r \hat{p} \text{sen}(\varphi^*)$$

$$10 \quad \hat{r}_{BS} = \hat{r} + \hat{c}_q \hat{p} \text{sen}(\varphi^*) + \hat{c}_r \hat{p} \cos(\varphi^*)$$

donde \hat{q}_{BS} y \hat{r}_{BS} representan una estimación de las medidas efectuadas por los girómetros en el sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil.

De las relaciones anteriores, se determinan las variables \hat{q}_{BS}^* y \hat{r}_{BS}^* quitando la velocidad angular debida a la gravedad a \hat{q}_{BS} y \hat{r}_{BS} . Se obtiene:

$$\hat{q}_{BS}^* = \hat{q} + \hat{c}_q \hat{p} \cos(\varphi^*) - \hat{c}_r \hat{p} \text{sen}(\varphi^*) + g \cos(\theta) \cos(\varphi - \varphi^*) / \hat{V}$$

$$15 \quad \hat{r}_{BS}^* = \hat{r} + \hat{c}_q \hat{p} \text{sen}(\varphi^*) + \hat{c}_r \hat{p} \cos(\varphi^*) - g \cos(\theta) \text{sen}(\varphi - \varphi^*) / \hat{V}$$

donde \hat{V} designa el módulo de la velocidad cinemática estimada del proyectil.

Se obtienen, después de cálculo, las siguientes ecuaciones de momento en cabeceo y en guiñada E5:

$$\dot{\hat{q}} = \omega_c \left(\hat{I}_q - \hat{q}_{BS}^* \right) + \frac{1}{I_y} \left(QS_{ref} l_{ref} (\bar{C}_{m\alpha} \hat{\alpha}_a + C_{mq} \hat{q}) - \hat{p} \hat{r} I_x \right)$$

$$\dot{\hat{r}} = \omega_c \left(\hat{I}_r - \hat{r}_{BS}^* \right) + \frac{1}{I_y} \left(QS_{ref} l_{ref} (\bar{C}_{n\beta} \hat{\beta}_a + C_{mq} \hat{r}) - \hat{p} \hat{q} I_x \right)$$

$$\dot{\hat{I}}_q = K_1 \left(\bar{q}_{co} - \hat{q}_{BS}^* \right)$$

$$\dot{\hat{I}}_r = K_1 \left(\bar{r}_{co} - \hat{r}_{BS}^* \right)$$

donde la ganancia $K_1 = \frac{\omega_c}{n}$ con $n = 2$.

Por otra parte, se modifica la ecuación $\dot{p}=0$ establecida para la fase de vuelo balístico ventajosamente por la siguiente aproximación:

$$\dot{\hat{p}} = \text{signo}(p_{co} - \hat{p}) \min\left(\omega_r (p_{co} - \hat{p}), \dot{p}_{\text{máx}}\right)$$

- 5 donde $\dot{p}_{\text{máx}}$ representa la saturación de velocidad de balanceo procedente de los medios de pilotaje 10 y p_{co} designa la velocidad de balanceo controlada por los medios de guiado 9.

Para describir el proyectil durante la fase de vuelo guiado-pilotado, los dos estados I_q e I_r se introducen en el vector de estados X del filtro de Kalman 7.

- 10 Además, dos factores de escala K_{c_v} y K_{c_w} que tratan sobre los coeficientes de fuerzas y de momentos aerodinámicos se introducen igualmente en el vector de estados X.

De esta manera, según la invención, para la fase de vuelo pilotado guiado, el filtro de Kalman extendido 7 posee 22 estados tales que:

$$\hat{X} = \left[\hat{u}_a, \hat{v}_a, \hat{w}_a, \hat{p}, \hat{q}, \hat{r}, \hat{\psi}, \hat{\theta}, \hat{\phi}, \hat{j}_x, \hat{j}_y, \hat{W}_x, \hat{W}_y, \hat{f}_p, \hat{c}_q, \hat{c}_r, \hat{d}_y, \hat{d}_z, \hat{K}_{C_m}, \hat{K}_{C_N}, \hat{I}_q, \hat{I}_r \right]$$

La dinámica del filtro de Kalman 7 se describe por las siguientes ecuaciones:

$$\begin{cases}
 \dot{\hat{u}}_a = -g \operatorname{sen}(\hat{\theta}) + \Gamma_x + r \hat{v}_a - \hat{q} \hat{w}_a - \cos(\hat{\psi}) \cos(\hat{\theta}) \hat{j}_x - \operatorname{sen}(\hat{\psi}) \cos(\hat{\theta}) \hat{j}_y \\
 \dot{\hat{v}}_a = g \operatorname{sen}(\hat{\theta}) \operatorname{sen}(\hat{\phi} - \phi^*) + Q S_{ref} \bar{C}_y (\hat{V}_a, \hat{\beta}_a) - \hat{u}_a \hat{r} - (\cos(\hat{\psi}) \operatorname{sen}(\hat{\theta}) \operatorname{sen}(\hat{\phi}) - \operatorname{sen}(\hat{\psi}) \cos(\hat{\phi})) \hat{j}_x \\
 - (\operatorname{sen}(\hat{\psi}) \operatorname{sen}(\hat{\theta}) \operatorname{sen}(\hat{\phi}) + \cos(\hat{\psi}) \cos(\hat{\phi})) \hat{j}_y \\
 \dot{\hat{w}}_a = g \cos(\hat{\theta}) \cos(\hat{\phi} - \phi^*) + Q S_{ref} \bar{C}_z (\hat{V}_a, \hat{\alpha}_a) + \hat{u}_a \hat{q} - (\cos(\hat{\psi}) \operatorname{sen}(\hat{\theta}) \cos(\hat{\phi}) - \operatorname{sen}(\hat{\psi}) \operatorname{sen}(\hat{\phi})) \hat{j}_x \\
 - (\operatorname{sen}(\hat{\psi}) \operatorname{sen}(\hat{\theta}) \cos(\hat{\phi}) + \cos(\hat{\psi}) \operatorname{sen}(\hat{\phi})) \hat{j}_y \\
 \dot{\hat{p}} = \operatorname{signo}(p_{co} - \hat{p}) \min(\omega_r (p_{co} - \hat{p}), \dot{p}_{\max}) \\
 \dot{\hat{q}} = \omega_c \left(\hat{I}_q - \hat{q}_{BS}^* \right) + \frac{1}{I_y} \left(Q S_{ref} l_{ref} (\hat{K}_{C_m} \bar{C}_{m\alpha} \hat{\alpha}_a + C_{mq} \hat{q}) - \hat{p} \hat{r} I_x \right) \\
 \dot{\hat{r}} = \omega_c \left(\hat{I}_r - \hat{r}_{BS}^* \right) + \frac{1}{I_y} \left(Q S_{ref} l_{ref} (\hat{K}_{C_n} \bar{C}_{n\beta} \hat{\beta}_a + C_{mq} \hat{r}) - \hat{p} \hat{q} I_x \right) \\
 \dot{\hat{\psi}} = \left(\hat{q} \operatorname{sen}(\hat{\phi} - \phi^*) + \hat{r} \cos(\hat{\phi} - \phi^*) \right) / \cos(\hat{\theta}) \\
 \dot{\hat{\theta}} = \hat{q} \cos(\hat{\phi} - \phi^*) - \hat{r} \operatorname{sen}(\hat{\phi} - \phi^*) \\
 \dot{\hat{\phi}} = \hat{p} + \left(\hat{q} \operatorname{sen}(\hat{\phi} - \phi^*) + \hat{r} \cos(\hat{\phi} - \phi^*) \right) \tan(\hat{\theta}) \\
 \dot{\hat{W}}_x = \hat{j}_x \\
 \dot{\hat{W}}_y = \hat{j}_y \\
 \dot{\hat{j}}_x = -2\xi\omega\hat{j}_x - \omega^2\hat{W}_x \\
 \dot{\hat{j}}_y = -2\xi\omega\hat{j}_y - \omega^2\hat{W}_y \\
 \dot{\hat{f}}_p = 0, \dot{\hat{c}}_q = 0, \dot{\hat{c}}_r = 0, \dot{\hat{d}}_y = 0, \dot{\hat{d}}_z = 0 \\
 \dot{\hat{K}}_{C_N} = 0 \\
 \dot{\hat{K}}_{C_m} = 0 \\
 \dot{\hat{I}}_q = K_1 \begin{pmatrix} - \\ \hat{q}_{co} - \hat{q}_{BS}^* \end{pmatrix} \\
 \dot{\hat{I}}_r = K_1 \begin{pmatrix} - \\ \hat{r}_{co} - \hat{r}_{BS}^* \end{pmatrix}
 \end{cases}$$

El filtro de Kalman con 22 estados determinado considerando la fase de vuelo guiado-pilotado puede implementarse igualmente para la fase de vuelo balístico.

5 Por otra parte, las medidas de los tres girómetros y de los tres acelerómetros de los medios de medición 2 se explotan de la siguiente manera por los medios de recalibrado 13 para recalibrar los estados del filtro de Kalman.

Se comparan:

$$p_{medida} \text{ con } \hat{p} + \hat{f}_p \hat{p}$$

$$q_{medida} \cos(\varphi^*) - r_{medida} \sin(\varphi^*) \text{ con } \hat{q} + \hat{c}_q \hat{p} \cos(\varphi^*) - \hat{c}_r \hat{p} \sin(\varphi^*)$$

$$q_{medida} \sin(\varphi^*) + r_{medida} \cos(\varphi^*) \text{ con } \hat{r} + \hat{c}_q \hat{p} \sin(\varphi^*) + \hat{c}_r \hat{p} \cos(\varphi^*)$$

$$\Gamma_{medida}^y \cos(\varphi^*) - \Gamma_{medida}^z \sin(\varphi^*) \text{ con } QS_{ref} \hat{K}_{C_N} \bar{C}_y + \hat{d}_y \hat{p}^2 \cos(\varphi^*) - \hat{d}_z \hat{p}^2 \sin(\varphi^*)$$

$$\Gamma_{medida}^y \sin(\varphi^*) + \Gamma_{medida}^z \cos(\varphi^*) \text{ con } QS_{ref} \hat{K}_{C_N} \bar{C}_z + \hat{d}_y \hat{p}^2 \sin(\varphi^*) + \hat{d}_z \hat{p}^2 \cos(\varphi^*)$$

En la figura 4, se ha representado un ejemplo de esquema sinóptico de los medios de pilotaje equivalentes 11 del filtro de Kalman 7.

Los medios de pilotaje equivalentes 11 incluyen:

- 5 - medios de demodulación 14, que reciben las órdenes de guiado q_{co} y r_{co} en el sistema de referencia conectado al proyectil (unión U4). Los medios de demodulación 14 son adecuados para efectuar un cambio de sistema de referencia de las órdenes de guiado q_{co} y r_{co} del sistema de referencia conectado al proyectil al sistema de referencia demodulado de φ^* asociado al proyectil y para suministrar a la salida, por la unión U9, las órdenes de guiado demoduladas de φ^* \bar{q}_{co} y \bar{r}_{co} ;
- 10 - un primer comparador 15 que recibe las órdenes de guiado demoduladas de φ^* \bar{q}_{co} y \bar{r}_{co} (unión U9), así como las variables \hat{q}_{BS}^* y \hat{r}_{BS}^* transmitidas por los medios de recalibrado 13 (unión U5). El primer comparador 15 es adecuado para suministrar a la salida, por la unión U10, una señal representativa de la diferencia $\bar{q}_{co} - \hat{q}_{BS}^*$ y de la diferencia $\bar{r}_{co} - \hat{r}_{BS}^*$;
- la primera ganancia K1, con la referencia 16, conectada a la salida del comparador 15. La primera ganancia 16 es adecuada para suministrar a la salida, por la unión U11, una señal representativa de $K_1 \left(\bar{q}_{co} - \hat{q}_{BS}^* \right)$ y $K_1 \left(\bar{r}_{co} - \hat{r}_{BS}^* \right)$;
- 15 - un integrador 17, conectado a la salida de la ganancia 16. El integrador 17 es adecuado para suministrar a la salida, por la unión U12, una señal representativa de la integración $K_1 \int \left(\bar{q}_{co} - \hat{q}_{BS}^* \right) dt$ y de la integración $K_1 \int \left(\bar{r}_{co} - \hat{r}_{BS}^* \right) dt$;
- un segundo comparador 18, conectado a la salida del integrador 17 y que recibe las variables \hat{q}_{BS}^* y \hat{r}_{BS}^* transmitidas por los medios de recalibrado 13 (unión U5). El segundo comparador 18 es adecuado para
- 20 suministrar a la salida, por la unión U13, una señal representativa de la diferencia $K_1 \int \left(\bar{q}_{co} - \hat{q}_{BS}^* \right) dt - \hat{q}_{BS}^*$ y de la diferencia $K_1 \int \left(\bar{r}_{co} - \hat{r}_{BS}^* \right) dt - \hat{r}_{BS}^*$;
- una segunda ganancia K2, con la referencia 19, conectada a la salida del segundo comparador 18. La segunda ganancia 19 es adecuada para suministrar a la salida, por la unión U14, una señal representativa de $K_2 \left(K_1 \int \left(\bar{q}_{co} - \hat{q}_{BS}^* \right) dt - \hat{q}_{BS}^* \right)$ y $K_2 \left(K_1 \int \left(\bar{r}_{co} - \hat{r}_{BS}^* \right) dt - \hat{r}_{BS}^* \right)$;
- 25 - medios de modulación 20, conectados a la salida de la ganancia 19, adecuados para suministrar en su salida (unión U7) órdenes de control $\hat{\eta}_{co}$ y $\hat{\zeta}_{co}$ equivalentes a las órdenes de control de los medios de pilotaje 10.

De esta manera, las órdenes de control equivalentes (antes de modulación por los medios de modulación 20) se definen por las siguientes ecuaciones:

$$\hat{\eta}_{\infty} = K_2 \left(K_1 \int \left(\bar{q}_{\infty} - \hat{q}_{BS}^* \right) dt - \hat{q}_{BS}^* \right)$$

$$\hat{\zeta}_{\infty} = K_2 \left(K_1 \int \left(\bar{r}_{\infty} - \hat{r}_{BS}^* \right) dt - \hat{r}_{BS}^* \right)$$

En la figura 5, se ha representado un ejemplo de esquema sinóptico de los medios de navegación 8 del calculador de guiado 3 conforme al modo de implementación de la invención.

Los medios de navegación 8 incluyen:

- 5 - unos primeros medios de integración 21, que reciben las medidas obtenidas por dichos medios de medición 2 (unión U1). Los primeros medios de integración 21 son adecuados para suministrar a la salida, por la unión U15, la actitud y la posición del proyectil;
- unos segundos medios de integración 22, que reciben unas medidas obtenidas por los acelerómetros de los medios de medición 2 (unión U1) y la actitud estimada por el filtro de Kalman extendido 7 (unión U5). Los segundos medios de integración 22 son adecuados para suministrar a la salida, por la unión U16, la actitud y la posición del proyectil;
- 10 - unos terceros medios de integración 23, que reciben las estimaciones de la velocidad aerodinámica y de las variaciones de la velocidad del viento realizadas por el filtro de Kalman 7 (unión U5). Los terceros medios de integración son adecuados para suministrar a la salida, por la unión U17, la actitud y la posición del proyectil;
- 15 - unos cuartos medios de integración 24, que reciben la trayectoria de referencia (unión U2). Son adecuados para suministrar a la salida, por la unión U18, la actitud y la posición del proyectil;
- medios de supervisión 25, que reciben la actitud y la posición del proyectil determinados por los primeros 21, segundos 22, terceros 23 y cuartos 24 medios de integración (las uniones respectivamente U15, U16, U17 y U18). Los medios de supervisión 25 son adecuados para seleccionar, para cada fase del vuelo del proyectil, la posición y la actitud determinados que corresponden a una navegación óptima del proyectil en función de criterios tales como el factor de carga del proyectil o el tiempo transcurrido. De esta manera, pueden suministrar a la salida, por la unión U19, la posición y la actitud del proyectil determinados por los medios de integración seleccionados para cada fase del vuelo. Son igualmente adecuados para hacer los medios de guiado 9 operativos; y
- 20 - medios de transferencia 26, que reciben la posición y la actitud del proyectil determinados (unión U19) por los medios de integración seleccionados.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Sistema de guiado de un proyectil equipado con al menos un accionador de pilotaje (5) y que incluye medios de medición de parámetros físicos (2), un calculador de guiado (3) y medios de control (4) de dicho accionador de pilotaje (5), debiendo dicho proyectil seguir una trayectoria de referencia en los primeros instantes de vuelo e incluyendo dicho calculador de guiado (3):
- medios de navegación (8) para determinar la actitud y la posición del proyectil en vuelo;
 - medios de guiado (9) para elaborar órdenes de guiado a partir de la actitud, de la posición y de la posición del objetivo determinadas por dichos medios de navegación (8); y
 - 10 - medios de pilotaje (10) para establecer órdenes de control, destinadas a dichos medios de control (4), a partir de dichas órdenes de guiado,
- caracterizado por que dicho calculador de guiado (3) incluye, además, medios de estimación (7) adecuados para estimar, en el transcurso del vuelo, la actitud y la velocidad aerodinámica del proyectil, así como las variaciones de la velocidad del viento, a partir de dichas órdenes de guiado, de dicha trayectoria de referencia y de dichas medidas obtenidas por dichos medios de medición (2), utilizando un modelo de comportamiento dinámico del proyectil y un modelo de la dinámica del viento.
- 15 2. Sistema según la reivindicación 1, caracterizado por que dichos medios de estimación (7) incluyen medios de pilotaje equivalentes (11) para determinar, a partir de dichas órdenes de guiado elaboradas por dichos medios de guiado (9), órdenes de control equivalentes a dichas órdenes de control establecidas por dichos medios de pilotaje (10).
- 20 3. Sistema según la reivindicación 2, caracterizado por que dichos medios de pilotaje equivalentes (11) incluyen:
- un primer comparador (14), conectado a la salida de dichos medios de estimación (7) y a la salida de dichos medios de guiado (9);
 - una primera ganancia (16), conectada a la salida de dicho primer comparador (14);
 - un integrador (17), conectado a la salida de dicha primera ganancia (16);
 - 25 - un segundo comparador (18), conectado a la salida de dicho integrador (17) y a la salida de dichos medios de estimación (7); y
 - una segunda ganancia (19), conectada a la salida de dicho segundo comparador (17).
4. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, caracterizado por que el viento se modeliza por un ruido blanco filtrado dentro de dicho modelo de la dinámica del viento.
- 30 5. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizado por que dichos medios de estimación (7) están constituidos por un filtro de Kalman extendido.
6. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, caracterizado:
- por que dichos medios de navegación (8) incluyen al menos:
 - 35 ▪ unos primeros medios de integración (21), conectados a dichos medios de medición (2), adecuados para determinar la actitud y la posición del proyectil a partir de medidas obtenidas por dichos medios de medición (2);
 - unos segundos medios de integración (22), conectados a dichos medios de medición (2) y a dichos medios de estimación (7), adecuados para determinar la actitud y la posición del proyectil a partir de las medidas de dichos medios de medición (2) y de la actitud estimada por dichos medios de estimación (7);
 - 40 ▪ unos terceros medios de integración (23), conectados a dichos medios de estimación (7), adecuados para determinar la actitud y la posición del proyectil a partir de la estimación de la actitud y de la velocidad aerodinámica del proyectil, así como de las variaciones de la velocidad del viento; y
 - unos cuartos medios de integración (24) adecuados para determinar la actitud y la posición del proyectil a partir de dicha trayectoria de referencia;
 - 45 - y por que dichos medios de navegación (8) incluyen igualmente medios de supervisión (25), conectados a dichos primeros, segundos, terceros y cuartos medios de integración, para seleccionar, en función de un criterio de selección, uno de dichos medios de integración, de modo que dichos medios de navegación (8) sean adecuados para suministrar la actitud y la posición del proyectil determinadas por dichos medios de integración seleccionados.

7. Sistema según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, caracterizado por que dichos medios de medición (2) incluyen tres girómetros, tres acelerómetros y dos magnetómetros.

8. Proyectil, caracterizado por que incluye un sistema de guiado (1) tal como se especifica en una de las reivindicaciones 1 a 7.

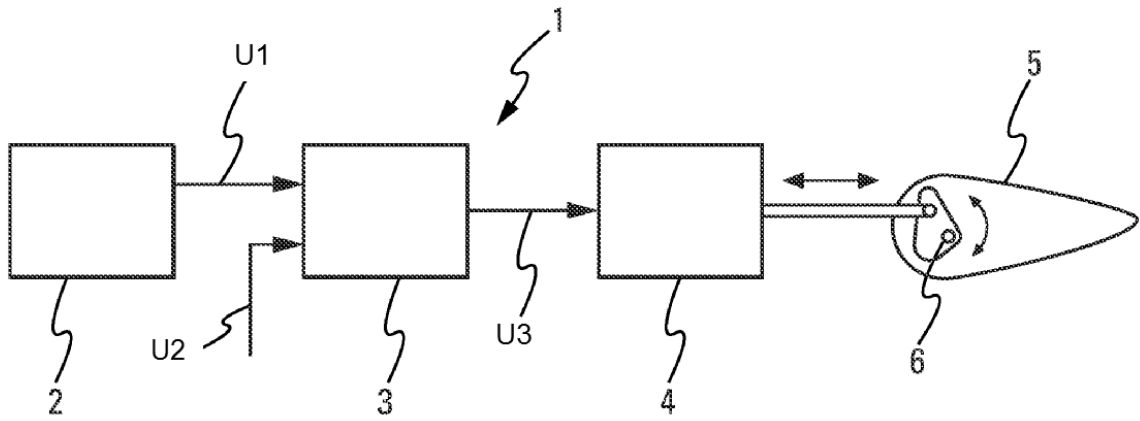


Fig. 1

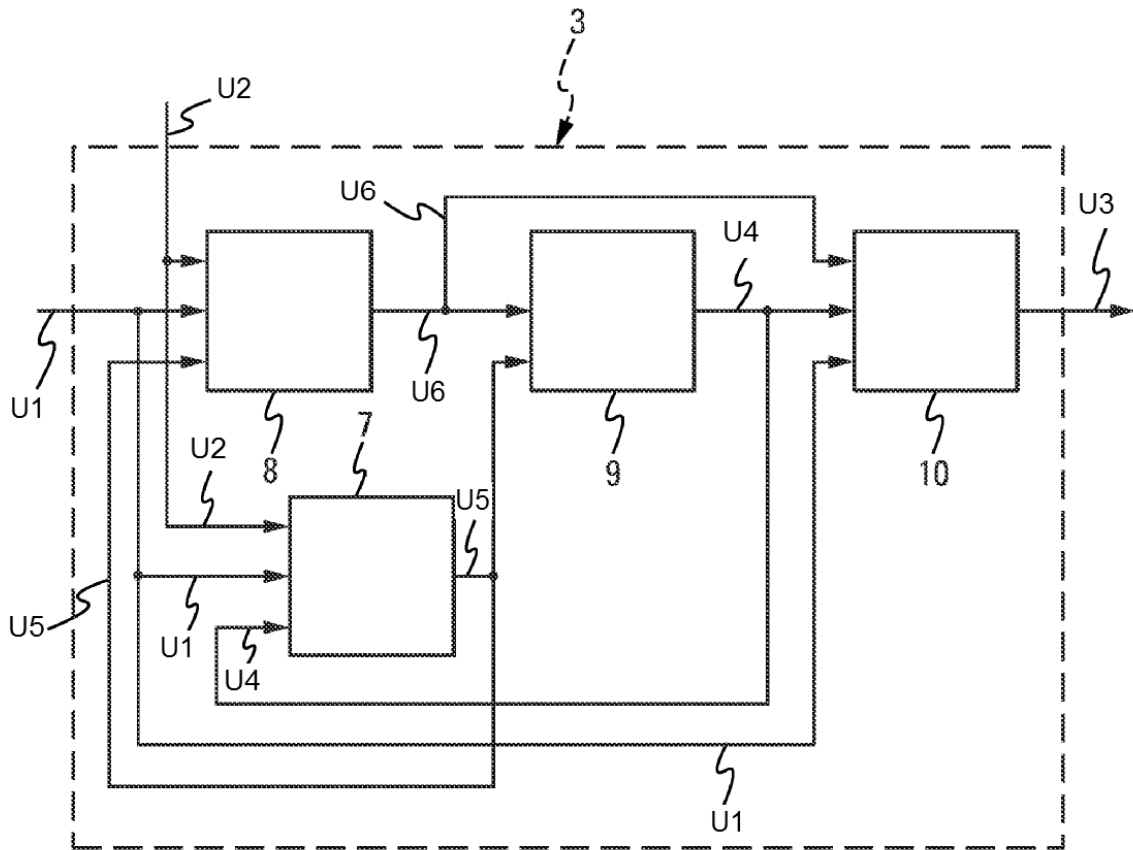


Fig. 2

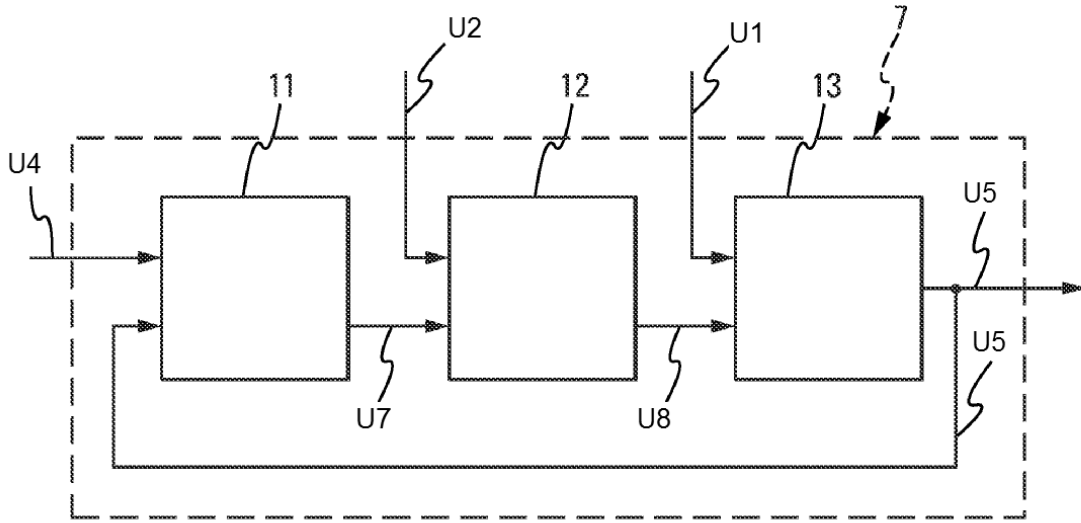


Fig. 3

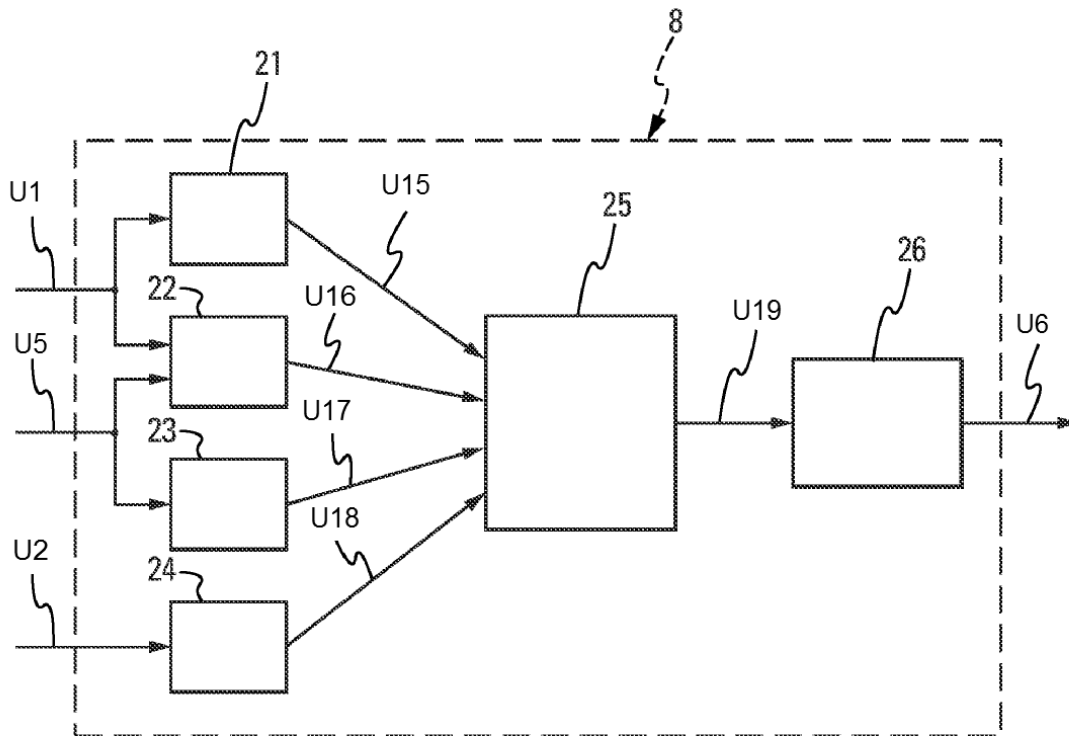


Fig. 5

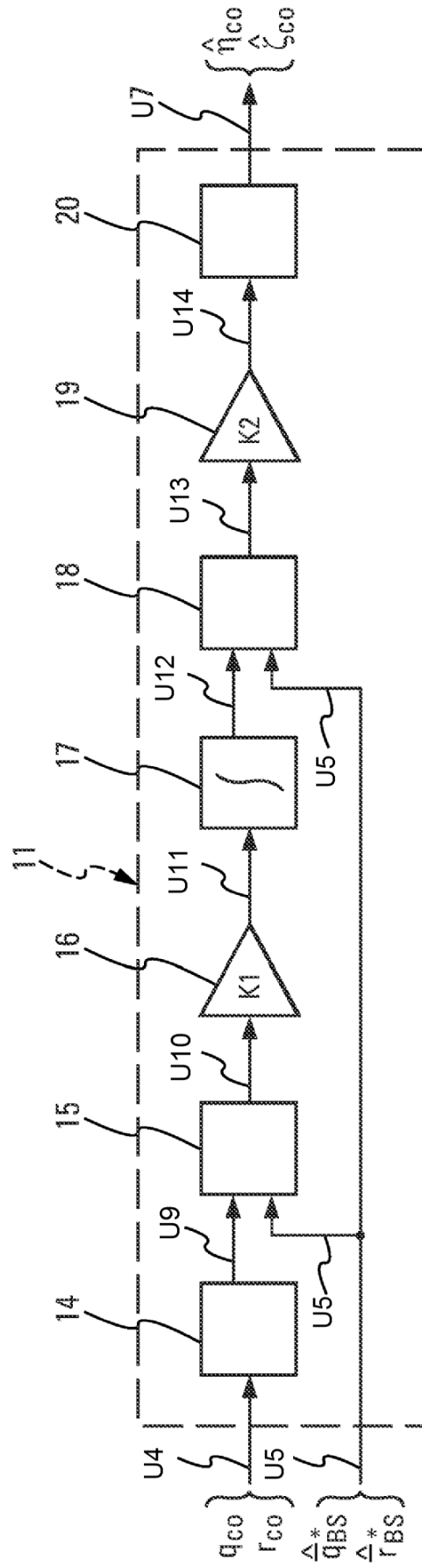


Fig. 4