

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 772 048**

51 Int. Cl.:

F41G 7/22 (2006.01)

G05D 1/10 (2006.01)

G05D 1/12 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **03.06.2015 E 15290146 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **11.12.2019 EP 2955472**

54 Título: **Procedimiento y sistema para el guiado, en la fase terminal, de un misil interceptor hacia un objetivo aéreo móvil**

30 Prioridad:

13.06.2014 FR 1401343

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

07.07.2020

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

PICCIOTTO, FRANÇOIS DE

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 772 048 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 y sistema para el guiado, en la fase terminal, de un misil interceptor hacia un objetivo aéreo móvil

La presente invención se relaciona con un procedimiento y sistema para el guiado, en la fase terminal, de un misil interceptor hacia un objetivo aéreo móvil

5 Se sabe que la trayectoria de un misil interceptor hacia un objetivo aéreo incluye, sucesivamente, varias fases, específicamente, una fase de lanzamiento, una fase intermedia y una fase terminal. Aunque el guiado en la fase de lanzamiento y en la fase intermedia sea importante para el éxito de la intercepción, el guiado en la fase terminal es aún más importante porque es el que determina la distancia de aproximación más pequeña a dicho objetivo por el misil interceptor y, por lo tanto, la probabilidad de la destrucción del objetivo. En la técnica de guiado de los misiles interceptores esta distancia de aproximación más pequeña se denomina generalmente "distancia de paso".

10 Por regla general, en la técnica conocida, el guiado de un misil interceptor en la fase terminal se realiza en "navegación proporcional", es decir proporcionalmente a la rotación aparente de la recta (línea de mira) que une el misil interceptor con dicho objetivo. Un guiado de ese tipo presenta el inconveniente de hacer la hipótesis de que la aceleración del misil interceptor y la aceleración del objetivo son nulas. Por consiguiente, si esta hipótesis no se realiza (lo que es el caso, a menudo, con objetivos que maniobran mucho), la distancia de paso realmente obtenida no puede ser óptima.

15 Para remediar tal inconveniente, esta técnica conocida puede incluir variantes específicas que permiten, por ejemplo:

- compensar un término de aceleración constante en la evolución del misil interceptor o del objetivo,
- 20 - compensar una maniobra helicoidal del objetivo, o
- compensar la constante de tiempo de pilotaje del misil interceptor.

Tales variantes específicas presentan, ellas mismas el inconveniente de ser analíticas y de deber estar precalculadas y grabadas de antemano en el sistema de guiado del misil interceptor.

25 Además, cada una de estas variantes específicas no tiene eficacia más que para la situación particular precisa para la cual ha sido desarrollada y no puede ser combinada directamente con otra para optimizar la distancia de paso entre un misil interceptor y un objetivo que se encuentra en una situación resultante de la combinación de las respectivas situaciones particulares.

Así, la evolución dinámica real entre el misil interceptor y el objetivo es generalmente tal que no puede corresponder a ninguna de estas variantes o a combinaciones de ellas.

30 Por otro lado, el artículo "Decision Directed Adaptive Estimation and Guidance for an Interception Endgame" de Dany Dionne, Hannah Michaïska, Joseph Shinar y Yaakov Oshman publicado en el "Journal of Guidance, Control and Dynamics" Vol. 29, nº 4, julio-agosto 2006, describe un sistema de guiado en la fase terminal en el cual el misil interceptor comprende un conjunto de estimadores de estado (del tipo filtros de Kalman), un conjunto de leyes de guiado analíticas pregrabadas en dicho misil interceptor y un órgano de decisión para determinar aquella de las leyes de guiado predeterminadas a ser puesta en práctica en función de las medidas de dichos dispositivos estimadores de estado.

35 Así, en este sistema de guiado conocido, se vuelven a encontrar los inconvenientes mencionados anteriormente a propósito de las variantes específicas del guiado en navegación proporcional.

40 Además, este sistema de guiado conocido hace, igualmente, la hipótesis de que ninguna fuerza exterior se aplica al misil interceptor ni al objetivo hasta la intercepción.

De forma semejante, el documento de patente de EE.UU. US 2004/155142A1 incorpora una ley de guiado pregrabada cuya expresión analítica está dada por una pluralidad de ecuaciones.

También, los documentos de patentes de EE.UU. US 7,394,047 B1, US 6,006,145 y de patente internacional WO 2013/111138 describen procedimientos que incorporan leyes de guiado analíticas pregrabadas.

45 En cuanto a él, el artículo "Using a multiple-model adaptive estimator in random evasion missile/aircraft encounter" de Yaakov Oshman, Joseph Shinar y S. Avrashi Weizman publicado en el "Journal of Guidance, Control and Dynamics" Vol. 24, nº 6, noviembre-diciembre 2001, describe una ley de guiado de tipo DGL que implica la ausencia de aceleración del misil interceptor y la ausencia de maniobra del objetivo.

50 La presente invención tiene por objeto solucionar los inconvenientes de la técnica anterior recordada anteriormente permitiendo tener en cuenta una evolución dinámica relativa, real y compleja entre el misil interceptor y el objetivo (para determinar en línea la orden óptima a realizar), a fin de minimizar dicha distancia de paso.

A este fin, según la invención, se incorpora el procedimiento según la reivindicación 1 para el guiado, en fase terminal de un misil interceptor hacia un objetivo aéreo, incluyendo dicho misil interceptor:

- instrumentos de abordaje configurados para entregar informaciones sobre la dinámica actual de dicho misil interceptor;
- 5 • órganos de pilotaje de dicho misil interceptor;
- un sensor de guiado terminal configurado para entregar secuencialmente las medidas cartométricas de dicho objetivo;
- un sistema de reconstrucción configurado para reconstruir, a partir de dichas medidas cartométricas y en un sistema de coordenadas de referencia fijo, al menos las medidas de un ángulo de situación y de un ángulo de demora que definen la dirección de dicho objetivo con respecto a dicho misil interceptor; y
- 10 • una pluralidad de estimadores de estado E_i (con $i = 1, 2, \dots, n$) cada uno de los cuales está configurado para funcionar con una función de propagación g_i correspondiente a una hipótesis particular de la dinámica de dicho objetivo, para recibir dichas medidas cartométricas y para entregar secuencialmente una estimada X_i del estado de dicho objetivo en conformidad con la relación $\dot{X}_i = g_i(X_i)$, en la cual \dot{X}_i es la derivada dX_i/dt de dicha estimada X_i con respecto al tiempo,

procedimiento según el cual:

- para cada estimador de estado E_i y en cada paso k del funcionamiento secuencial de aquél, se calcula un índice de pertinencia que es la probabilidad p_{ik} de la diferencia entre las medidas reconstruidas del ángulo de situación y de ángulo de demora recibidas de dicho sistema de reconstrucción y los ángulos correspondientes de la estimada X_i , antedicha;
- 20 • para cada estimador de estado E_i , se calcula el producto acumulado $P_i = \prod_k p_{ik}$ de las probabilidades p_{ik} desde el instante inicial hasta el instante courant;
- teniendo en cuenta la pluralidad de diferentes productos acumulados de probabilidad P_i , se determina al menos una estimada final X_F del estado de dicho objetivo a partir de dichas estimadas X_i , así como la distancia de aproximación más pequeña del objetivo por dicho misil interceptor, el tiempo restante hasta esta distancia de aproximación más pequeña y el vector entre el misil interceptor y el objetivo en el instante de dicha distancia de aproximación más pequeña;
- 25 • se elabora en consecuencia una orden de guiado para dicho misil interceptor, teniendo en cuenta el vector; y
- 30 • se aplica dicha orden de guiado a dichos órganos de pilotaje del misil interceptor,

es destacable por que, para determinar la distancia de aproximación más pequeña del objetivo por el misil interceptor, el tiempo t_{go} restante hasta esta distancia de aproximación más pequeña y el vector \overrightarrow{EBF} entre el misil interceptor y el objetivo en el instante de dicha distancia de aproximación más pequeña, se integran numéricamente dicha estimada final X_F y las informaciones sobre la dinámica de dicho misil interceptor utilizando la o las misma(s) función(es) de propagación g_F que la(s) incorporada(s) por el o los estimador(es) de estado E_i correspondientes a dichas estimadas X_i a partir de las cuales se forma dicha estimada final X_F .

Así, gracias a la presente invención, se utilizan modelos probables de propagación de la dinámica del objetivo para predecir numéricamente el futuro de la dinámica completa misil interceptor-objetivo hasta la intercepción. El procedimiento conforme a la presente invención permite, por una parte, una estimación plural, y no hipótesis por hipótesis, de la dinámica misil interceptor-objetivo y, por otra parte, el aprovechamiento de esta estimación plural para predecir el futuro de esta dinámica.

En efecto, según la presente invención, se utilizan las medidas entregadas por el sensor de guiado terminal para deducir, por estimación bayesiana, un juego de componentes (fenómenos) de la dinámica misil interceptor-objetivo y se integran numéricamente en línea, por la incorporación de un método de integración numérica como, por ejemplo, el de Runge-Kutta, el futuro de esta dinámica, desde el instante courant presente hasta el instante de paso más próximo teniendo en cuenta todos los fenómenos identificados, lo que permite predecir, a la vez, el vector \overrightarrow{EBF} , de la distancia de paso prevista a esfuerzo de misil nulo y el cuadrado del tiempo restante antes de este último instante.

El procedimiento de la invención consiste, por lo tanto, en desarrollar, a bordo del misil interceptor, una simulación numérica que integra numéricamente el futuro de la dinámica misil interceptor-objetivo y acoplada a un sistema de estimación bayesiana que alimenta esta simulación, y después en utilizar esta simulación para determinar una orden de guiado óptima para el misil interceptor.

La orden de guiado del misil interceptor puede ser de la forma

$$\overline{\Gamma(t)} = \frac{N(tgo)}{tgo^2} \overline{EBF}$$

donde $\overline{\Gamma(t)}$ es la aceleración a comunicar al misil interceptor en función del tiempo t y N(tgo) es un término de ganancia eventualmente variable en función de tgo.

5 Dicha estimada final X_F puede estar constituida simplemente por la estimada X_i cuyo producto acumulado de probabilidad P_i es el más elevado.

Como variante, esta estimada final X_F puede ser una combinación de al menos dos estimadas X_i , teniendo en cuenta los productos acumulados de probabilidad P_i respectivos.

10 La presente invención se relaciona, además, con un sistema para el guiado, en la fase terminal, de un misil interceptor hacia un objetivo aéreo móvil, incorporando este sistema el procedimiento relatado anteriormente.

La figura única del dibujo anexo hará comprender bien cómo puede ser realizada la invención. Esta figura única muestra el diagrama del sistema según la invención.

15 El esquema sinóptico mostrado por esta figura única ilustra un sistema de guiado, en la fase terminal, de un misil interceptor (no representado), montado a bordo de este último y que incorpora el procedimiento conforme a la presente invención.

De forma conocida, este sistema de guiado incluye:

- un sensor de guiado terminal S, que incluye un autodirector AD (de tipo IR, RF, visible,...) y un sistema de cambio de sistema de coordenadas de referencia Ref. El autodirector AD entrega, secuencialmente, las medidas cartométricas del objetivo (no representado) que aquél observa, incluyendo estas medidas cartométricas al menos dos ángulos que indican la dirección en el espacio del objetivo con respecto al eje de mira del autodirector AD. En cuanto a él, el sistema Ref tiene por objeto reconstruir las medidas cartométricas entregadas por el autodirector AD, en un sistema de coordenadas de referencia fijo, por ejemplo el sistema de coordenadas geográfico local. Así, las medidas cartométricas que aparecen a la salida s del sensor de guiado terminal S, incluyan al menos un ángulo de situación y un ángulo de demora que definen la dirección, con respecto al misil interceptor, del objetivo en dicho sistema de coordenadas de referencia fijo; y
- una pluralidad de estimadores de estado $E_1, E_2, \dots, E_{n-1}, E_n$, por ejemplo filtros de Kalman extendidos, unscented, ..., filtros de filtrado particular, etc. Cada estimador de estado E_i (con $i = 1, 2, \dots, n$) corresponde a una hipótesis particular H_1, H_2, \dots, H_n de la dinámica del objetivo y recibe las medidas cartométricas del sensor de guiado terminal S. El modelo de medida, es decir dicha hipótesis particular, asociado a cada estimador de estado E_i es la transformación que liga las variables de estado del objetivo con las medidas cartométricas entregadas por el sensor de guiado terminal S. Cada estimador de estado E_i funciona, respectivamente, con una función de propagación g_1, g_2, \dots, g_n correspondiente a la hipótesis de dinámica de objetivo asociada y entrega secuencialmente una estimada X_1, X_2, \dots, X_n (en adelante X_i) del estado de dicho objetivo en conformidad con la relación $\dot{X}_i = g_i(X_i)$.

A título de ejemplos de hipótesis H_i de dinámica del objetivo, representadas por los estimadores de estado E_i , se pueden citar:

- un movimiento balístico liso, sin perturbación, resultante únicamente de la resistencia aerodinámica y de la gravedad;
- un movimiento balístico helicoidal de oscilación de incidencia, que corresponde al reapuntamiento progresivo del eje del objetivo que entraña un movimiento circular de frecuencia creciente y de radio decreciente;
- un movimiento balístico doblemente helicoidal de oscilación de incidencia, que corresponde al reapuntamiento progresivo del eje del objetivo en presencia de un balanceo no nulo de aquél;
- ...

45 A los estimadores de estado E_i se asocian, respectivamente, medios de cálculo C_1, C_2, \dots, C_n que reciben de aquellos la estimada X_i correspondiente, calculando cada uno de dichos medios de cálculo para cada estimador de estado y en cada paso k de la medida cartográfica entregada por el sensor de guiado terminal S:

- por una parte, un índice de pertinencia, correspondiente a la probabilidad p_{ik} de la innovación constituida por la diferencia entre las medidas, en el sistema de coordenadas fijo, de los ángulos de situación y de demora del

objetivo con respecto al misil interceptor y los ángulos correspondientes de la estimada X_i antedicha. A todos los fines útiles, se recuerda aquí que, en el marco de la teoría de Kalman, si v_k es la innovación, $S_{k|k-1}^y$ la raíz superior de Cholesky de su covarianza predicha y L_y la dimensión de la medida, la probabilidad de la innovación durante la medida k se escribe

$$p_{\text{innov}}(v_k) = \frac{\exp\left(-\|v_k^T / S_{k|k-1}^y\|_2^2 / 2\right)}{(2\pi)^{L_y/2} \left| \prod_1^{L_y} S_{k|k-1}^y(L_i) \right|}$$

5 Por supuesto, cuanto más grande es esta probabilidad, más conforme al modelo en curso es la medida recibida; - por otra parte, el producto acumulado $P_i = \prod_k p_{ik}$ de las probabilidades p_{ik} desde el instante inicial hasta el instante actual en el momento.

10 Así, la comparación de los diferentes productos acumulados de probabilidad P_i permite determinar la pertinencia de cada estimada X_i de las hipótesis H_i y ordenar las hipótesis H_i según el valor del producto acumulado P_i que les corresponde.

A este efecto, los diferentes productos acumulados de probabilidad P_i son direccionados a un módulo de selección S_e que ordena dichas hipótesis H_i y que, a partir de dichas estimadas X_i , forma al menos una estimada final X_F que transmite a un módulo de integración numérica IN, cuyo algoritmo es, por ejemplo, del tipo Runge-Kutta.

15 Esta estimada final X_F puede ser simplemente la estimada X_i de producto acumulado de probabilidad P_i más fuerte para no tener en cuenta más que la hipótesis H_i correspondiente más probable.

En cambio, la estimada final X_F puede estar constituida por una combinación, por ejemplo la media, de varias estimadas X_i de las cuales determinadas de ellas son eventualmente ponderadas, teniendo en cuenta los productos acumulados de probabilidad P_i respectivos.

20 Además, como variante, el módulo de selección S_e puede transmitir al módulo de integración IN varias estimadas X_i tratadas individualmente por este último módulo.

El módulo de integración numérica IN es, por lo tanto, apto para propagar la dinámica del objetivo representada por al menos una estimada final X_F , preferentemente utilizando la o las mismas funciones de propagación g_f que la(s) incorporada(s) por el o los estimadores de estado E_i correspondientes.

25 El módulo de integración IN recibe, además, de los instrumentos de abordaje IB de dicho misil interceptor, las informaciones sobre la dinámica actual de este último.

30 Así, la dinámica del misil interceptor está representada por un vector de estado que incluye al menos seis componentes, a saber, tres de posición y tres de velocidad, inicializadas a su valor conocido en el momento. Eventualmente, considerando por ejemplo un retorno a un esfuerzo de pilotaje nulo, de otros componentes, tales como los de la constante de tiempo de pilotaje del misil interceptor, pueden integrarse a dicho vector de estado.

35 La integración numérica efectuada por el módulo IN permite, por lo tanto, predecir la dinámica y la situación futuras relativas entre el misil interceptor y el objetivo. A cada paso de tiempo de la integración numérica, el módulo IN calcula la posición relativa y la velocidad de aproximación entre el misil interceptor y el objetivo. EL módulo IN puede, por lo tanto, predecir la "distancia de paso" y el tiempo restante t_{go} hasta esta distancia de aproximación más pequeña. Además, aquél suministra el vector \overline{EBF} entre el misil interceptor y el objetivo en el instante preciso de la distancia de aproximación más pequeña.

Estas informaciones se transmiten a un módulo de mando de guiado que, por ejemplo, calcula una orden de la forma

$$\overline{\Gamma(t)} = \frac{N(t_{go})}{t_{go}^2} \overline{EBF}$$

40 en la cual $\overline{\Gamma(t)}$ es la aceleración a comunicar en función del tiempo t al misil interceptor y $N(t_{go})$ es un término de ganancia eventualmente variable en función de t_{go} y comprendido, generalmente, entre 3 y 4.

En el caso mencionado anteriormente donde se han transmitido varias estimadas X_i - a título de X_F - al módulo de integración IN por el módulo de selección S_e , la orden de aceleración es, entonces, una combinación o agregación de las diferentes aceleraciones que resultan, respectivamente, de dichas estimadas X_i , teniendo en cuenta los productos acumulados de probabilidad P_i respectivos.

ES 2 772 048 T3

La orden de guiado elaborada por el módulo G se aplica por aquél a los órganos de pilotaje OP (timonería, toberas...) del misil interceptor.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento para el guiado, en la fase terminal de un misil interceptor hacia un objetivo aéreo, incluyendo dicho misil interceptor:

- 5
 - instrumentos de abordaje (IB) configurados para entregar informaciones sobre la dinámica actual de dicho misil interceptor;
 - órganos de pilotaje (OP) de dicho misil interceptor;
 - un sensor de guiado terminal (AD) configurado para entregar secuencialmente las medidas cartométricas de dicho objetivo;
- 10
 - un sistema de reconstrucción (Ref) configurado para reconstruir, a partir de dichas medidas cartométricas y en un sistema de coordenadas de referencia fijo, al menos las medidas de un ángulo de situación y de un ángulo de demora que definen la dirección de dicho objetivo con respecto a dicho misil interceptor; y
 - una pluralidad de estimadores de estado E_i cada uno de los cuales está configurado para funcionar con una función de propagación g_i correspondiente a una hipótesis particular de la dinámica de dicho objetivo, para recibir dichas medidas cartométricas y para entregar secuencialmente una estimada X_i del estado de dicho
- 15
 - objetivo en conformidad con la relación $\dot{X}_i = dX_i/dt = g_i(X_i)$

procedimiento según el cual:

- 20
 - para cada estimador de estado E_i y en cada paso k del funcionamiento secuencial de aquél, se calcula un índice de pertinencia que esta probabilidad p_{ik} de la diferencia entre las medidas reconstruidas del ángulo de situación y de ángulo de demora recibidas de dicho sistema de reconstrucción y los ángulos correspondientes de la estimada X_i , antedicha;
 - para cada estimador de estado E_i , se calcula el producto acumulado $P_i = \prod_k p_{ik}$ de las probabilidades p_{ik} desde el instante inicial hasta el instante en el momento;
- 25
 - teniendo en cuenta la pluralidad de diferentes productos acumulados de probabilidad P_i , se determina al menos una estimada final X_F del estado de dicho objetivo a partir de dichas estimadas X_i , así como la distancia de aproximación más pequeña del objetivo por dicho misil interceptor, el tiempo restante hasta esta distancia de aproximación más pequeña y el vector entre el misil interceptor y el objetivo en el instante de dicha distancia de aproximación más pequeña;
- 30
 - se elabora, en consecuencia, una orden de guiado para dicho misil interceptor, teniendo en cuenta el vector; y
 - se aplica dicha orden de guiado a dichos órganos de pilotaje del misil interceptor,

35 caracterizado por que, para determinar la distancia de aproximación más pequeña del objetivo por el misil interceptor, el tiempo t_{go} restante hasta esta distancia de aproximación más pequeña y el vector \overrightarrow{EBF} entre el misil interceptor y el objetivo en el instante de dicha distancia de aproximación más pequeña, se integran numéricamente dicha estimada final X_F y las informaciones sobre la dinámica de dicho misil interceptor utilizando la o las misma(s) función(es) de propagación g_F que la(s) incorporada(s) por el o los estimador(es) de estado E_i correspondientes a dichas estimadas X_i a partir de las cuales se forma dicha estimada final X_F .

40 2. Procedimiento según la reivindicación 1, caracterizado por que dicha orden de guiado del misil interceptor es de la forma

$$\overrightarrow{\Gamma(t)} = \frac{N(t_{go})}{t_{go}^2} \overrightarrow{EBF}$$

en la cual $\overrightarrow{\Gamma(t)}$ es la aceleración a comunicar al misil interceptor en función del tiempo t y $N(t_{go})$ es un término de ganancia eventualmente variable en función de t_{go} .

45 3. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 o 2, caracterizado por que la estimada final X_F está constituida por la estimada X_i cuyo producto acumulado de probabilidad P_i es el más elevado.

4. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 o 2, caracterizado por que la estimada final X_F es una combinación de al menos dos estimadas X_i , teniendo en cuenta los productos acumulados de probabilidad P_i respectivos.

5. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizado por que la integración numérica de la estimada X_F y de las informaciones sobre la dinámica actual del misil interceptor se realiza según el método de Runge-Kutta.

6. Sistema para el guiado, en la fase terminal, de un misil interceptor hacia un objetivo aéreo, incluyendo dicho misil interceptor:

- 10 • instrumentos de abordó (1B) configurados para entregar informaciones sobre la dinámica actual de dicho misil interceptor;
- órganos de pilotaje (OP) de dicho misil interceptor;
- un sensor de guiado terminal (AD) configurado para entregar secuencialmente las medidas cartométricas de dicho objetivo;
- 15 • un sistema de reconstrucción (Ref) configurado para reconstruir, a partir de dichas medidas cartométricas y en un sistema de coordenadas de referencia fijo, al menos las medidas de un ángulo de situación y de un ángulo de demora que definen la dirección de dicho objetivo con respecto a dicho misil interceptor;
- una pluralidad de estimadores de estado E_i cada uno de los cuales está configurado para funcionar con una función de propagación g_i correspondiente a una hipótesis particular de la dinámica de dicho objetivo, para recibir dichas medidas cartométricas y para entregar secuencialmente una estimada X_i del estado de dicho
- 20 objetivo en conformidad con la relación $\dot{X}_i = dX_i/dt = g_i(X_i)$;
- medios de cálculo (C1 a Cn) configurados para, para cada estimador de estado E_i y en cada paso k del funcionamiento secuencial de aquél, calcular un índice de pertinencia que esta probabilidad p_{ik} de la diferencia entre las medidas reconstruidas del ángulo de situación y de ángulo de demora recibidas de dicho sistema de reconstrucción (Ref) y los ángulos correspondientes de la estimada X_i , antedicha y, para
- 25 cada estimador de estado E_i , calcular el producto acumulado $P_i = \prod_k p_{ik}$ de las probabilidades p_{ik} desde el instante inicial hasta el instante en el momento;
- medios de selección (S_e) configurados para tener en cuenta la pluralidad de diferentes productos acumulados de probabilidad P_i , para establecer al menos una estimada final X_F del estado de dicho objetivo a partir de dichas estimadas X_i ;
- 30 • medios configurados para determinar la distancia de aproximación más pequeña del objetivo por el misil interceptor, el tiempo restante hasta esta distancia de aproximación más pequeña y el vector entre el misil interceptor y el objetivo en el instante de la distancia de aproximación más pequeña; y
- medios (G) configurados para elaborar una orden de guiado para dicho misil interceptor,

caracterizado por que dichos medios para determinar la distancia de aproximación más pequeña del objetivo por el

35 misil interceptor, el tiempo t_{go} restante hasta esta distancia de aproximación más pequeña y el vector \overrightarrow{EBF} entre el misil interceptor y el objetivo en el instante de la distancia de aproximación más pequeña están constituidos por medios de integración numérica (IN) configurados para integrar numéricamente dicha estimada final X_F y las informaciones sobre la dinámica de dicho misil interceptor utilizando la o las misma(s) función(es) de propagación g_f que la(s) incorporada(s) por el o los estimador(es) de estado E_i correspondientes a dichas estimadas X_i a partir de

40 las cuales se forma dicha estimada final X_F .

7. Sistema de guiado, según la reivindicación 6, caracterizado por que dicha orden de guiado es de la forma

$$\overrightarrow{\Gamma(t)} = \frac{N(t_{go})}{t_{go}^2} \overrightarrow{EBF}$$

en la cual $\overrightarrow{\Gamma(t)}$ es la aceleración a comunicar al misil interceptor en función del tiempo t y $N(t_{go})$ es un término de ganancia eventualmente variable en función de t_{go} .

45 8. Misil interceptor caracterizado por que comprende un sistema de guiado especificado bajo una de las reivindicaciones 6 o 7.

