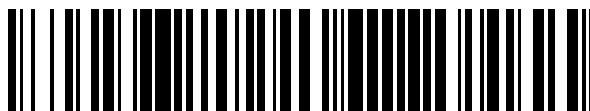


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 619 597**

51 Int. Cl.:

F41G 7/22 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.09.2005** **E 05108819 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **28.12.2016** **EP 1767893**

54 Título: **Sistema de guiado de misil**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
26.06.2017

73 Titular/es:

**SAAB AB (100.0%)
581 88 Linköping, SE**

72 Inventor/es:

JONSON, HENRIK

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 619 597 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 misil

La presente invención se refiere a un procedimiento y a un sistema para guiar un misil, y también a un misil provisto de tal sistema. En particular, se refiere a estos sistemas de guía para misiles que utilizan un buscador de blancos pasivo, donde el misil está ideado para no dar en el blanco exactamente, sino para pasar a una distancia predeterminada

Antecedentes

Cuando se utilizan sistemas de misiles, a veces es conveniente dejar que el misil no alcance el blanco con cierta distancia. Un ejemplo comprende un misil antitanque que se desplaza aproximadamente horizontalmente y provisto de una carga conformada diseñada para golpear en un ángulo hacia abajo/hacia delante. Dicho misil debería pasar aproximadamente a un metro sobre el tanque para permitir que la carga conformada logre un buen efecto en el tanque. Debería mencionarse que la mayoría de los tanques convencionales suelen estar bien protegidos contra golpes directos desde el frente, el lateral y la parte trasera. Los misiles "NLAW" y "Bill" son ejemplos de misiles que utilizan este procedimiento, aunque no están utilizando mecanismos de búsqueda de blancos.

Otro ejemplo se refiere a los ataques con un misil de blanco terrestre, donde el buscador de blancos no es capaz de ver el blanco, pero en los que ha sido posible determinar la posición del blanco en relación con uno o más de otros objetos que se pueden ver por el buscador de blancos.

La mayoría de los sistemas de misiles conocidos para la guerra antitanque utilizan misiles que se acercan al blanco desde arriba. Parece que hay pocos, si es que existen, sistemas conocidos hoy en día que combinen los beneficios de un buscador de blancos, un misil de vuelo horizontal que tiene una carga conformada ideada para golpear hacia abajo, con medios para dirigir el misil de tal manera que pase a una distancia predeterminada encima del blanco.

El documento US 5.932.833 desvela un sistema de guía teledirigido de paso elevado para el guiado de misil teledirigidos terminales que comprende un procedimiento de guiado de misil de disparar y olvidar en el que una detección de blancos de a bordo rastrea el blanco y se guía el misil hacia este, pero en lugar de ser guiado a un impacto directo como se hace convencionalmente, el misil es guiado hacia una distancia precisa sobre la parte superior del blanco, evitando intencionalmente el impacto.

El uso de datos de búsqueda de blancos y datos de sistema de navegación inercial con el fin de lograr un impacto directo es bien conocido en la técnica. El uso de la misma información para lograr que el misil "pierda" el blanco por una distancia apropiada es menos conocido.

Sumario de la invención

Es un fin de la presente invención proporcionar un sistema de guiado de misil para su uso en un misil, donde dicho sistema es capaz de guiar dicho misil para pasar a una distancia predeterminada por encima de un blanco.

Dicho sistema de guiado de misil comprende una unidad de cálculo de referencia gamma capaz de calcular un valor de referencia de un ángulo de dirección de vuelo vertical que, si se usa para ajustar un ángulo γ_{ref} de dirección de vuelo vertical actual de dicho misil, haría que el misil pasara el blanco a una altura de paso deseada (h_{des}).

Dicha unidad de cálculo de referencia gamma calcula el valor de referencia del ángulo (γ_{ref}) de dirección de vuelo vertical basándose en los siguientes parámetros:

- un ángulo de elevación (σ)
- una altura de paso deseada (h_{des})
- una rotación de la línea de visión ($\sigma \cdot$)
- una velocidad de misil (V).

En una realización preferente, dicho valor de referencia se calcula como

$$\gamma_{ref} = \sqrt{\frac{h_{des} \dot{\sigma}}{V}} - \sigma$$

Breve descripción de los dibujos

Las realizaciones preferidas de la presente invención se describen con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

la Figura 1 es una ilustración esquemática que define las direcciones, las distancias y los ángulos de un sistema de guiado de misil de acuerdo con una realización preferente de la invención,
 la Figura 2 es un diagrama de flujo de un procedimiento de sistemas de guiado de misil de acuerdo con una realización preferente de la invención,

la Figura 3 muestra una vista general de un sistema de guiado de misil de acuerdo con una realización preferente de la invención.

Descripción detallada de realizaciones preferentes

5 La Figura 1 muestra una ilustración esquemática que define las direcciones, distancias y ángulos de acuerdo con una realización preferente de la presente invención. Un misil 101 antitanque se desplaza con una velocidad V. El vector de velocidad forma un ángulo de dirección de vuelo vertical γ con el plano 110 horizontal. El misil 101 antitanque tiene un centro 103 de gravedad. Una distancia total al blanco r entre el centro 103 de gravedad del misil 101 representa la línea de visión entre dicho centro de gravedad y una superficie 122 superior de un blanco 120. La distancia al blanco r forma un ángulo de elevación σ con un eje x horizontal. Una distancia vertical blanco desde el centro 103 de gravedad del misil 101 a la superficie 122 superior del blanco 120 se denomina h.

10 Como puede deducirse de la figura 1, el recorrido del misil tiene como blanco que si todos los parámetros permanecen inalterados, el misil pasaría sobre el blanco a una distancia vertical al blanco h, donde h puede calcularse a partir de la siguiente fórmula

$$h = r(\text{sen } (\sigma) + \text{cos}(\sigma)\text{sen } (\gamma)) \tag{1}$$

15 Suponiendo que la distancia total al blanco r es mayor que la distancia vertical al blanco h, la distancia vertical al blanco h puede aproximarse con la fórmula

$$h' = r (\sigma + \gamma) \tag{2}$$

donde h' designa una distancia de paso vertical al blanco estimada, aquí también llamada altura de paso estimada. La derivada temporal del ángulo de elevación σ , también llamada la línea de visión-rotación $\dot{\sigma}$, cumple la ecuación

$$20 \quad r\dot{\sigma} = V\text{sen } (\gamma + \sigma) \tag{3}$$

Usando la ecuación (3) para solucionar la distancia total r (del misil) al blanco desde la expresión de altura (2) y utilizando otra vez que el ángulo de elevación σ y el ángulo de dirección de vuelo vertical γ son pequeños, se llega a:

$$h' = \frac{V(\gamma + \sigma)^2}{\dot{\sigma}} \tag{4}$$

25 Suponiendo una trayectoria de vuelo recta del misil, la altura de paso estimada h' y el ángulo de dirección de vuelo vertical γ serán constantes, aunque la velocidad V, el ángulo de elevación σ y la línea de visión-rotación $\dot{\sigma}$ puedan variar. A partir de la expresión (4) anterior, los inventores han elegido formar un valor de referencia para el ángulo de dirección de vuelo vertical γ de acuerdo con la siguiente expresión

$$\gamma_{ref} = \sqrt{\frac{h_{des}\dot{\sigma}}{V}} - \sigma \tag{5}$$

donde h_{des} designa la altura de paso deseada. Esta expresión (5) se denominará "la ley de guía" en lo que sigue.

30 Para que la ley de guía funcione correctamente, es necesario comprobar primero si la altura de paso deseada h_{des} y la línea de vista-rotación $\dot{\sigma}$ tienen el mismo signo. Es necesario que tengan una expresión positiva bajo el signo de la raíz cuadrada. Si los signos son diferentes, es aconsejable dirigir el misil de tal manera que el ángulo de dirección de vuelo vertical γ se vuelva positivo para alturas de paso deseadas h_{des} mayores que cero y tal que el ángulo de dirección de vuelo vertical γ se haga negativo para alturas de paso deseadas h_{des} menores que cero.

35 El misil 101 está provisto de un sistema de navegación inercial. El misil 101 también está provisto de un sistema de búsqueda de blancos. El sistema de búsqueda de blancos podría ser cualquier tipo de sistema de búsqueda de blancos pasivo o activo presente o futuro basándose en, pero sin limitarse a, uno o más de los siguientes principios: láser, infrarrojos, radio, radar, calor y/o óptico. Con la ayuda de la información del sistema de búsqueda de blancos sobre la dirección, o la dirección y la distancia al blanco 120, un procedimiento y un sistema de acuerdo con una realización de la presente invención calculan fácilmente los valores necesarios de la elevación σ y la rotación de la línea de visión $\dot{\sigma}$.

45 Las simulaciones han demostrado que la ley de guía (5) funciona mejor cuando la distancia total al blanco r es mayor que aproximadamente diez veces la altura de paso deseada h_{des} . Una de las ventajas de la ley de guía (5) es que cuando el misil se fija para la altura de paso deseada correcta h_{des} , el valor de referencia de la dirección del ángulo de vuelo vertical γ_{ref} será constante, a pesar de las variaciones en la velocidad V, del ángulo de elevación σ y la rotación de la línea de visión $\dot{\sigma}$, es decir, las correcciones del ángulo de dirección de vuelo vertical γ serán

minimizadas.

La ley de guía (5) funciona menos bien de acuerdo con simulaciones realizadas cuando la distancia r es menor que diez veces la altura de paso deseada. En la práctica esto no es un problema ya que durante el tiempo que queda no hay tiempo para realizar ninguna maniobra.

5 La Figura 2A Es un diagrama de flujo de un procedimiento de un sistema de guiado de misil de acuerdo con una realización preferente de la presente invención. Dicho procedimiento comprende las siguientes etapas:

- Ajuste de la altura de paso deseada h_{des} , 205.
- Obtención del valor del ángulo de elevación actual σ , 210.
- Obtención del valor de la rotación actual de la línea de visión σ' , 212.
- 10 - Obtención del valor de la velocidad actual V , 215.
- Formación de un valor de referencia del ángulo de dirección de vuelo vertical γ_{ref} como una función de la altura de paso h_{des} deseada, rotación de línea de visión σ' , velocidad V y ángulo de elevación σ , 225.
- Dirección del misil de modo que el ángulo de dirección de vuelo vertical γ se acerque más a dicho ángulo de referencia γ_{ref} , 230.

15 Para que el procedimiento sea eficaz, los inventores se han dado cuenta de que cuando la altura de paso deseada y la rotación de la línea de visión tienen signos diferentes, esto tiene que ser manejado por separado. En una realización esto comprende la siguiente etapa:

- Comprobar si la altura de paso deseada h_{des} y la rotación de línea de visión σ' tienen el mismo signo 220, y si es así, realizar los siguientes pasos:
- 20 - Comprobar si la altura h_{des} deseada es positiva o negativa, 240.
- Si es positiva, dirigir el misil de tal modo que el ángulo de dirección de vuelo vertical γ se vuelva ligeramente mayor que cero, 245.
- Si es negativa, dirigir el misil de tal modo que el ángulo de dirección de vuelo vertical γ se vuelva ligeramente menor que cero, 250.

25 La Figura 2B es un diagrama de flujo de una parte de una realización preferente alternativa de la presente invención. Como se ha descrito anteriormente, cuando la altura deseada h_{des} y la rotación de la línea de visión σ' tienen diferentes signos, esto se maneja separadamente. Este caso se maneja en un procedimiento de una realización adicional de la presente invención que comprende las siguientes etapas:

- Comprobar si la altura de paso deseada y la rotación de la línea de visión tienen el mismo signo, 260.
- 30 - Si es así, establecer el valor de referencia del ángulo de dirección de vuelo vertical γ_{ref} a un valor que es una función de altura de paso deseada h_{des} , rotación de la línea de visión, σ' , velocidad V y ángulo de elevación σ , 210.
- Si dicha variable no tiene el mismo signo, y la altura de paso deseada h_{des} es mayor o igual a cero, ajustar el valor de referencia del ángulo de dirección de vuelo vertical a un valor mayor que cero, 270.
- 35 - Si dicha variable no tiene el mismo signo y la altura de paso deseada h_{des} es menor que cero, ajustar el valor de referencia del ángulo de dirección de vuelo vertical a un valor menor que cero, 275.

40 Como puede observarse a partir de lo anterior, la función para determinar el valor de referencia del ángulo de dirección de vuelo vertical γ_{ref} comprende las siguientes variables: la altura de paso deseada h_{des} , la rotación de línea de visión σ' , la velocidad V y el ángulo de elevación σ . En una realización, el valor de referencia del ángulo de dirección de vuelo vertical γ_{ref} se forma como, o se deriva de, la diferencia entre la raíz cuadrada de la altura deseada h_{des} multiplicado por la rotación de línea de visión σ' dividido por la velocidad V y el ángulo de elevación σ .

La Figura 3 muestra una vista general del sistema de guiado de misil de acuerdo con una realización preferente de la invención.

45 Un sistema 305 de búsqueda de blancos está conectado a una unidad 315 estimadora de ángulo de elevación σ . Dicho sistema 305 de búsqueda de blancos también está conectado a una unidad 320 estimadora de rotación de la línea de visión σ' .

50 Un sistema 310 de navegación inercial está conectado a dicha unidad 315 estimadora de ángulo de elevación σ , a la unidad 320 estimadora de rotación de línea de visión y también a una unidad 325 estimadora de velocidad V y a una unidad 330 estimadora de ángulo de dirección de vertical de vuelo γ . El sistema 310 de navegación inercial, el sistema 305 de búsqueda de blancos y el sistema 360 de dirección de misil deben considerarse como convencionales. El sistema 310 de navegación es preferentemente de tipo atado como se explica por ejemplo en D.H. Titterton and J. L. Weston "*Strapdown inertial navigation technology*" ISBN 0 86341 260 2. Las unidades 315, 320, 325, 330 estimadoras también pueden ser parte del sistema 305 de búsqueda de blancos o del sistema de navegación inercial dependiendo del nivel seleccionado de integración.

55 Dicha unidad 315 estimadora de ángulo de elevación está además conectada a una unidad 350 de cálculo de referencia gamma.

Dicha unidad 320 estimadora de rotación de línea de visión está conectada a una unidad 340 de comparación de signos, y también a dicha unidad 350 de cálculo de referencia gamma.

Dicha unidad 325 estimadora de velocidad está además conectada a dicha unidad 350 de cálculo de referencia gamma.

- 5 Dicha unidad 330 estimadora de ángulo de dirección de vuelo vertical está conectada además a un sistema 360 de dirección de misil.

Dicha unidad 340 de comparación de signos está conectada a una unidad 345 de obtención de altura de paso deseada y a la unidad 350 de cálculo de referencia gamma.

Dicha unidad 350 de cálculo de referencia gamma está además conectada al sistema 360 de dirección de misil.

- 10 El sistema 305 de búsqueda de blancos mide la dirección al blanco y proporciona valores representativos de esta dirección a la unidad 315 estimadora de ángulo de elevación y a la unidad 320 estimadora de la línea de visión. La unidad 315 estimadora de ángulo de elevación recibe valores del sistema de búsqueda de blancos representativo de la dirección hacia el blanco. Dicha unidad estimadora de ángulo de elevación realiza una estimación del ángulo de elevación actual σ basándose en los valores del sistema de búsqueda de blancos y los valores del sistema 310 de navegación inercial, representativos de los propios parámetros de vuelo de los misiles, tales como la inclinación de los ángulos y las velocidades de traslación y rotación.
- 15

- La unidad 320 de estimación de la rotación de la línea de visión estima de forma similar la rotación de la línea de visión σ basándose en valores desde el sistema 305 de búsqueda de blancos y el sistema 310 de navegación inercial. La unidad 325 estimadora de velocidad estima la velocidad basándose en valores del sistema 310 de navegación inercial, representativos de la velocidad V .
- 20

En una realización alternativa, la unidad 325 estimadora de velocidad también está conectada al sistema 305 de búsqueda de blancos, y la velocidad se estima basándose en valores del sistema 310 de navegación inercial y del sistema 305 de búsqueda de blancos.

- 25 La unidad 330 estimadora de gamma recibe valores del sistema de navegación inercial y estima un ángulo de dirección de vuelo vertical γ . Dicha unidad 330 estimadora de gamma comunica dicho ángulo de dirección de vuelo vertical estimado γ al sistema 360 de dirección de misil.

- La unidad 345 de obtención de altura deseada obtiene la altura deseada. Dicha obtención puede efectuarse mediante ajuste manual o ajuste automático mediante un programa informático u otro procedimiento adecuado. El valor que representa la altura de paso deseada h_{des} se comunica a la unidad de comparación de signos. La unidad 340 de comparación de signos compara los signos de la altura de paso designada y la rotación de línea de visión σ . El resultado se comunica a la unidad 350 de cálculo de referencia gamma, que calcula un valor de referencia para el ángulo de dirección de vuelo vertical γ_{ref} de acuerdo con el procedimiento explicado anteriormente. El valor de referencia γ_{ref} se comunica entonces al sistema 360 de dirección de misil, que hace los ajustes necesarios de los alerones de misiles, superficies de control u otros medios para ajustar la trayectoria del misil para obtener el ángulo de dirección de vuelo vertical γ más próximo al valor de referencia γ_{ref} . Tales cambios de trayectoria se obtienen en una realización mediante la dirección en dirección vertical de acuerdo con la siguiente expresión:
- 30
- 35

$$a_c = K(\gamma_{ref} - \gamma) \quad (6)$$

donde a_c es la aceleración comandada y K es una constante. γ_{ref} y γ como se ha explicado arriba.

- 40 En una realización adicional, tales cambios de trayectoria se obtienen dirigiendo en dirección vertical de acuerdo con la siguiente expresión:

$$a_c = CV_c \frac{d}{dt} (\gamma_{ref}) \quad (7)$$

donde C es otra constante y V_c es la velocidad ordenada.

Se entiende que el sistema de guiado de misil también comprende una función de guía horizontal. Esto no es, sin embargo, parte de la invención y no se describe aquí.

- 45 El alcance de la invención solo está limitado por las reivindicaciones siguientes.

REIVINDICACIONES

1. Un misil que comprende:

- 5 un sistema de propulsión;
- un sistema (310) de navegación inercial;
- un sistema (305) de búsqueda de blanco;
- un sistema(360) de dirección de misil;
- un sistema de guiado de misil adaptado para guiar el misil para pasar un blanco a una altura deseada (h_{des}) por encima de dicho blanco

caracterizado porque el sistema de guiado de misil comprende:

- 10 una unidad (315) estimadora de ángulo de elevación conectada al sistema (305) de búsqueda de blanco y al sistema (310) de navegación inercial, y dicha unidad (315) estimadora de ángulo de elevación está configurada para estimar un ángulo de elevación (σ) al blanco,

y en el que dicho sistema de guiado de misil comprende además:

- 15 - un estimador (320) de rotación de la línea de la visión;
- un estimador (325) de velocidad;
- una unidad (345) de obtención de altura deseada;
- un estimador (330) de ángulo de dirección de vuelo;
- una unidad (350) de cálculo de referencia gamma, configurada para calcular un valor de referencia de un ángulo de dirección de vuelo vertical (γ_{ref}) que, durante el vuelo, se usa para ajustar el ángulo de dirección de vuelo vertical actual (γ) del misil, para hacer que el misil pase el blanco (120) a dicha altura de paso deseada (h_{des}), y donde dicha unidad (350) de cálculo de referencia gamma está configurada para calcular el valor de referencia (γ_{ref}) del ángulo de dirección de vuelo vertical basándose en los siguientes parámetros:

- 20 ángulo de elevación (σ),
- una altura de paso deseada (h_{des}),
- 25 una rotación de línea de visión ($\sigma\dot{\cdot}$), y
- una velocidad de misil (V),

y en el que dicho valor de referencia (γ_{ref}) del ángulo de dirección de vuelo vertical se suministra posteriormente al sistema (360) de dirección donde se utiliza para ajustar el ángulo de dirección de vuelo vertical actual (γ) del misil.

30 2. El misil de acuerdo con la reivindicación 1, en el que el valor de referencia (γ_{ref}) del ángulo de dirección de vuelo vertical se calcula de acuerdo con la siguiente expresión:

$$\gamma_{ref} = \sqrt{\frac{h_{des}\sigma\dot{\cdot}}{V}} - \sigma$$

3. Un procedimiento para guiar un misil hacia un blanco, comprendiendo dicho procedimiento estas etapas:

- 35 - ajustar (205) una altura de paso deseada (h_{des});
- obtener (210) un valor del ángulo de elevación actual (σ) con respecto al blanco;
- obtener (212) un valor de la rotación de la línea de visión actual ($\sigma\dot{\cdot}$);
- obtener (215) un valor de la velocidad actual (V);

dicho procedimiento **caracterizado por comprender** estas etapas adicionales:

- 40 - formar (225) un valor de referencia (γ_{ref}) para un ángulo de dirección de vuelo vertical en función de dicha altura de paso deseada (h_{des}), rotación de línea de visión ($\sigma\dot{\cdot}$), velocidad (V) y ángulo de elevación (σ);
- dirigir (230) el misil de modo que el ángulo de dirección de vuelo vertical (γ) se acerque más a dicho ángulo de referencia (γ_{ref}).

4. El procedimiento de la reivindicación 2, en el que dicha etapa de formación de un valor de referencia (γ_{ref}) para el ángulo de dirección de vuelo vertical utiliza la expresión

$$\gamma_{ref} = \sqrt{\frac{h_{des}\sigma\dot{\cdot}}{V}} - \sigma$$

45

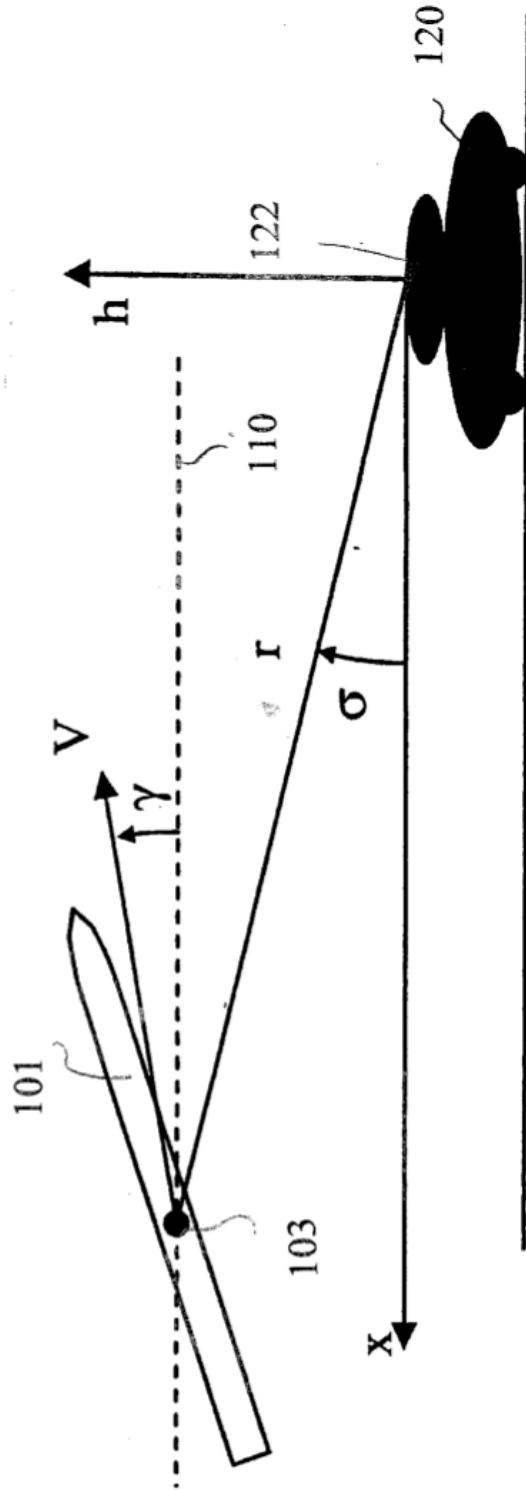


Fig. 1

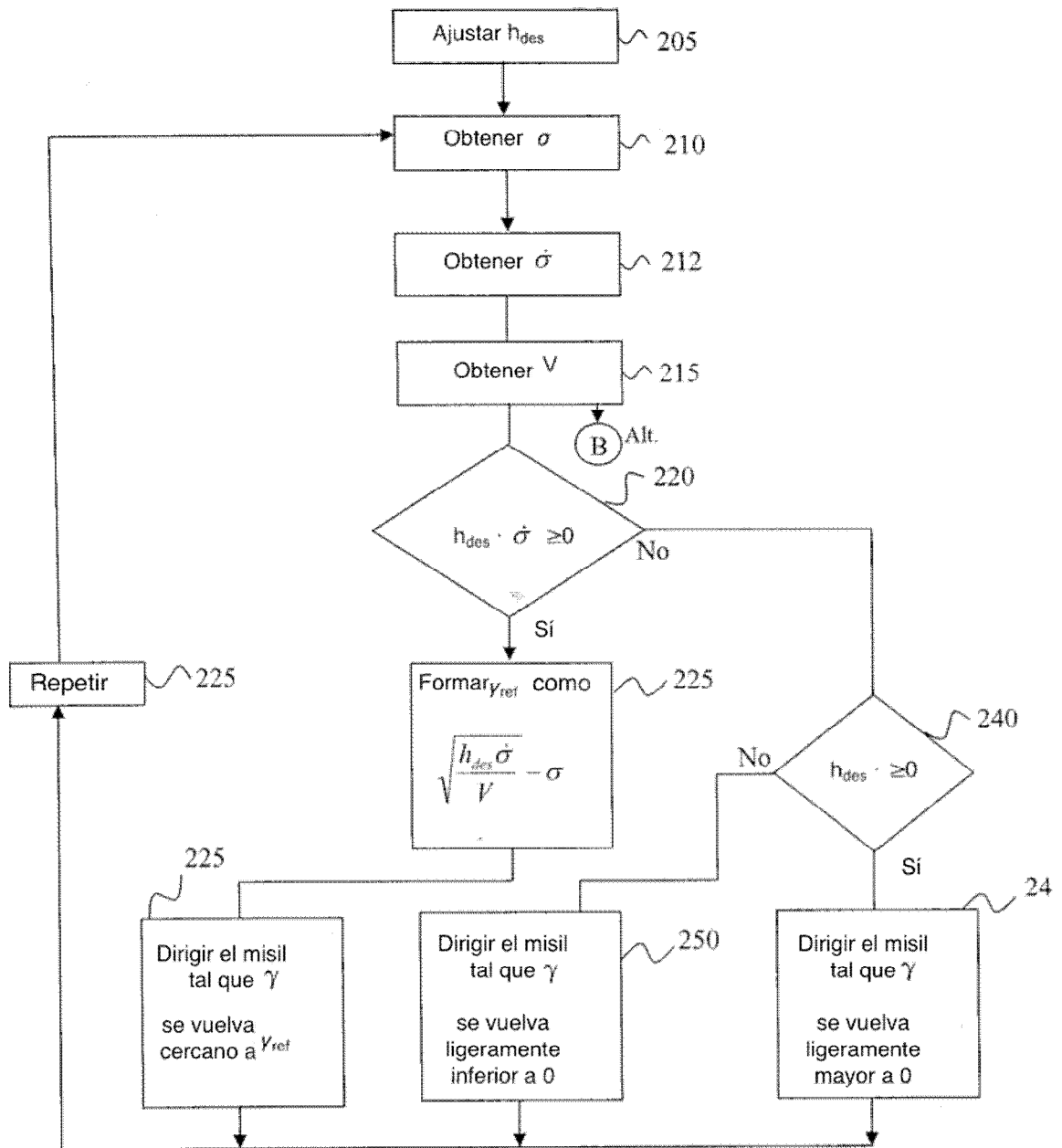


Fig. 2A

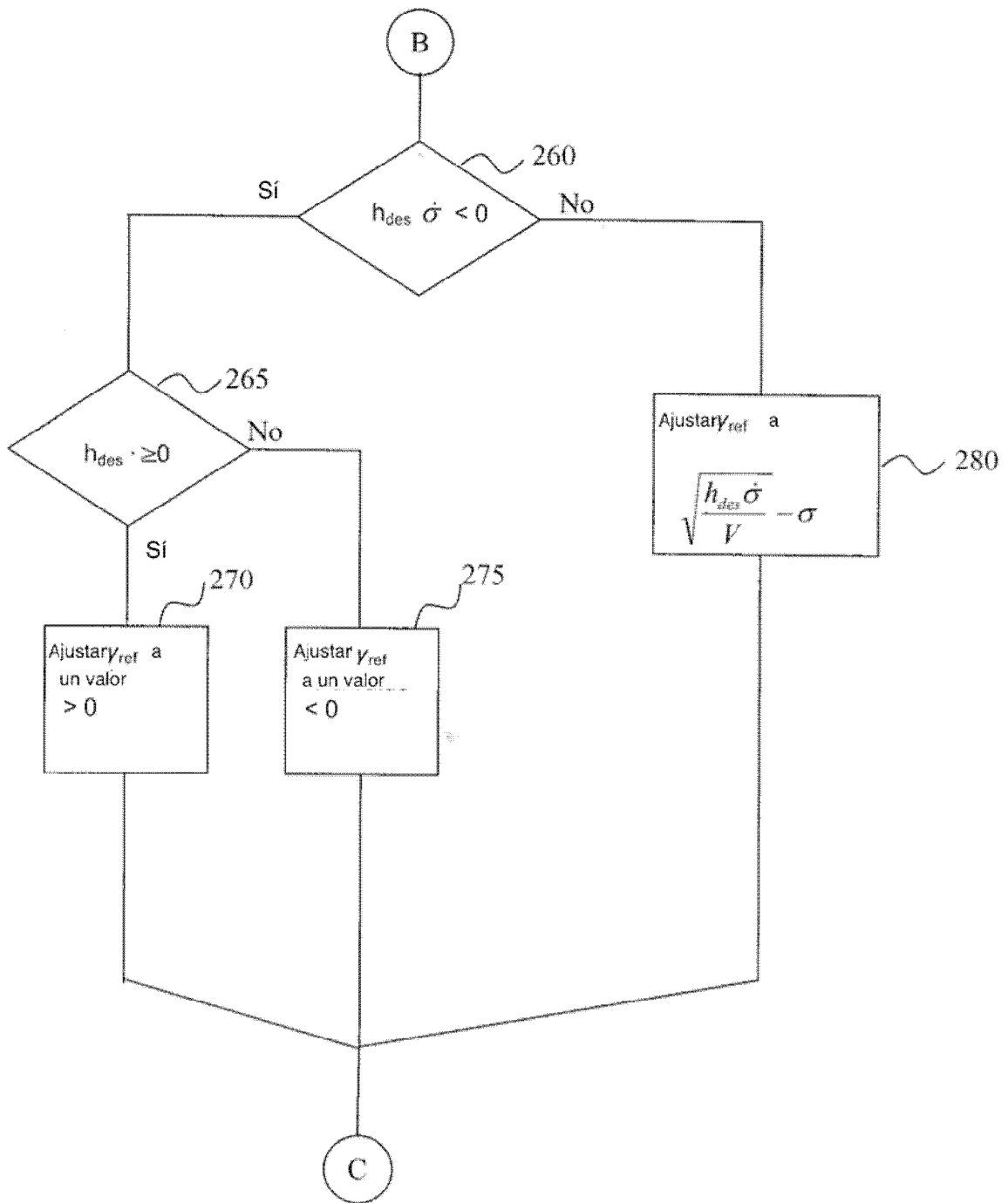


Fig. 2B

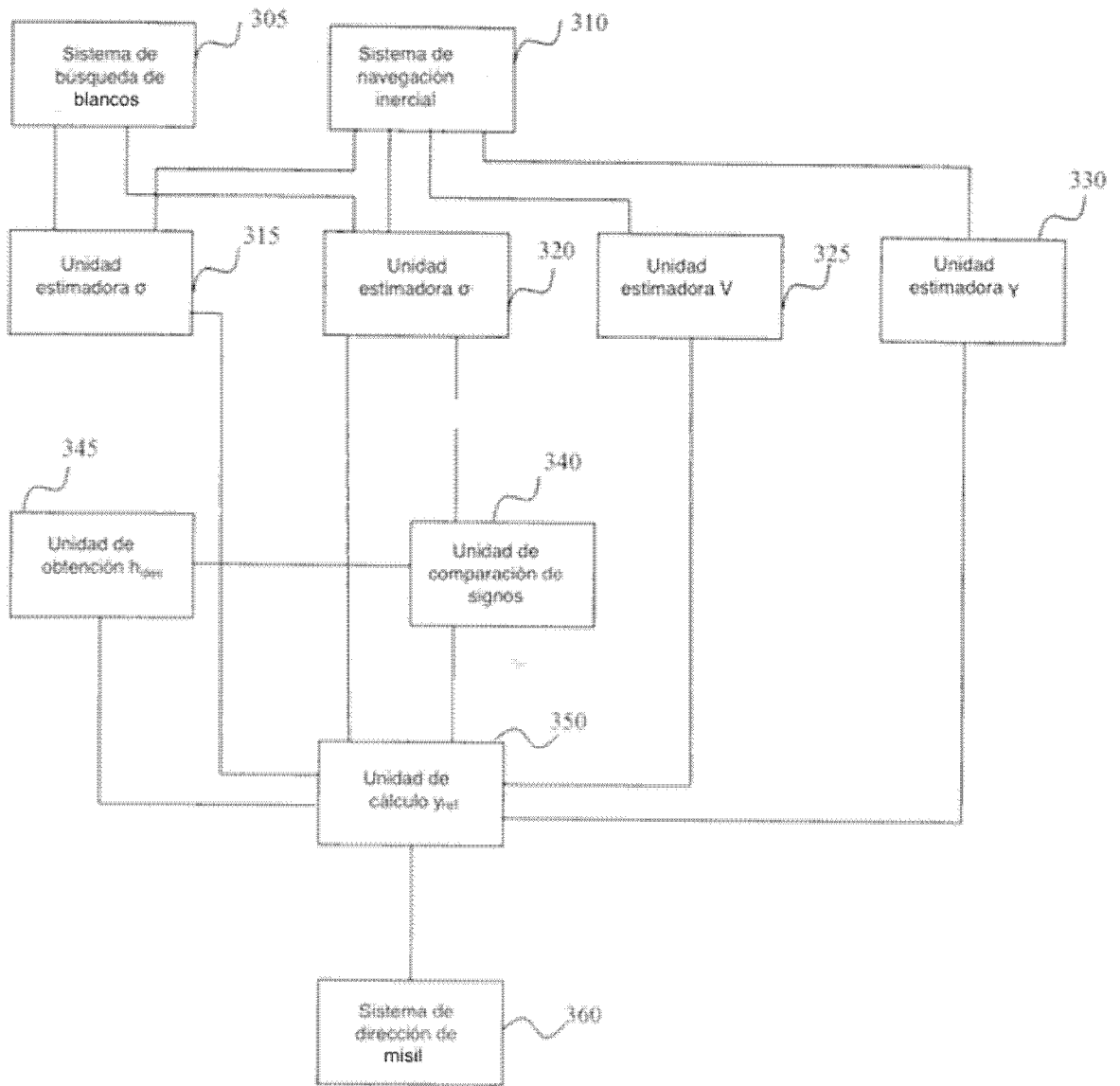


Fig. 3