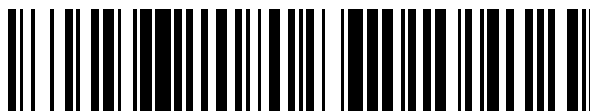


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 817 699**

51 Int. Cl.:

G05D 1/10	(2006.01)
G05D 1/06	(2006.01)
B64D 45/04	(2006.01)
G01P 3/38	(2006.01)
G01S 3/14	(2006.01)
G01S 11/10	(2006.01)
G01S 13/86	(2006.01)
G01S 13/91	(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **15.07.2016 PCT/EP2016/066985**
- 87 Fecha y número de publicación internacional: **19.01.2017 WO17009471**
- 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.07.2016 E 16739167 (1)**
- 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **22.04.2020 EP 3323028**

54 Título: **Procedimiento automático de asistencia al aterrizaje de una aeronave**

30 Prioridad:

16.07.2015 FR 1501512

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
07.04.2021

73 Titular/es:

**SAFRAN ELECTRONICS & DEFENSE (100.0%)
18/20 Quai du Point du Jour
92100 Boulogne-Billancourt, FR**

72 Inventor/es:

**CHIODINI, ALAIN;
DUFRESNE DE VIREL, FRANÇOIS y
POUILLARD, SYLVAIN**

74 Agente/Representante:

CURELL SUÑOL, S.L.P.

ES 2 817 699 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 automático de asistencia al aterrizaje de una aeronave

5 Campo técnico general

La invención se refiere al campo del guiado de una aeronave.

10 Tiene más particularmente por objeto un procedimiento de guiado automático de una aeronave tal como un dron (aeronave no tripulada) desde una posición alejada de un aeropuerto hasta el aterrizaje de la aeronave en una pista de aterrizaje.

Estado de la técnica

15 Los sistemas de guiado de los drones existentes permiten realizar un guiado autónomo de un dron a lo largo de una trayectoria predefinida, que corresponde, por ejemplo, a la trayectoria de una misión de observación. Para realizar dicho guiado, se determina la posición de la aeronave a intervalos regulares y se la compara con la trayectoria que debe seguir. Esta posición se determina generalmente con la ayuda de un receptor de un sistema de posicionamiento absoluto por satélite, tal como los sistemas GPS o Galileo, denominados sistemas GNSS ("Global Navigation Satellite System").

20 No obstante, puede ocurrir que el ordenador de la aeronave sea incapaz de determinar la posición actual de la aeronave, o bien debido a una avería de un componente de la aeronave, tal como un receptor GNSS, o bien debido a una falta de disponibilidad de la señal del sistema de posicionamiento, por ejemplo, en caso de interferencia de éste. Sin conocer la posición de la aeronave, el ordenador de ésta es entonces incapaz de guiar a la aeronave para que siga la trayectoria predeterminada. En particular, el sistema de guiado de la aeronave es entonces incapaz de hacer que ésta alcance su punto de aterrizaje previsto, tal como una pista de un aeropuerto o de un aeródromo provisional. La aeronave corre el riesgo entonces de estrellarse en una posición desconocida y perderse.

25 Por lo tanto, existe una necesidad de un procedimiento de guiado que permita guiar una aeronave de forma segura, de manera autónoma, desde un punto de retorno alejado hasta una pista de aterrizaje y hacer que la aeronave aterrice en la misma, a pesar de la falta de disponibilidad del posicionamiento por satélite, minimizando al mismo tiempo la carga de trabajo del operador del dron, o incluso sin la intervención de éste.

30 El documento US 4 454 510 describe un procedimiento de asistencia automática al aterrizaje de una aeronave en una pista de aterrizaje desde un punto determinado, para el cual se determina la distancia y la altitud de la aeronave, hasta un punto final. El procedimiento está configurado para estar conectado a un altímetro y a un medidor de desviación configurado para medir una desviación de acimut de la aeronave con respecto a la dirección del norte magnético así determinada. Comprende además una fase de asistencia al aterrizaje. Por lo tanto, es necesario en este procedimiento geolocalizar la aeronave y determinar su altitud estableciendo, en una etapa

35 previa, la posición del norte magnético y la de la pista de aterrizaje, lo cual es complejo y necesita la calibración del sistema de asistencia. El documento US 2009/055038 propone por su parte un procedimiento similar utilizando la dirección de la pista de aterrizaje como eje de referencia para la medición de la desviación de acimut. Una vez más, el procedimiento necesita la geolocalización de la aeronave y la determinación de su altitud, así como una etapa de calibración del sistema de asistencia.

40 Por último, el documento GB 2 302 318 describe un procedimiento de guiado para el aterrizaje de un dron que comprende la determinación del posicionamiento de la aeronave a nivel de marcados predeterminados y el guiado de la aeronave desde un punto determinado hasta un punto de enganche a partir de datos de altitud calculados por un sistema de análisis de imágenes y de datos de rumbo de la aeronave.

Presentación de la invención

45 La presente invención se refiere según un primer aspecto a un procedimiento de asistencia automático al aterrizaje de una aeronave en una pista de aterrizaje desde un punto de retorno hasta un punto final en el que la aeronave entra en contacto con la pista de aterrizaje, siendo dicho procedimiento realizado por un dispositivo de procesamiento de datos embaardado en dicha aeronave y configurado para ser conectado a:

- 50
- un altímetro configurado para medir la altitud de la aeronave,
 - un medidor de desviación situado a nivel de una estación de tierra y configurado para medir con respecto a un punto de referencia una desviación de acimut de la aeronave con respecto a una dirección de referencia que une dicho punto de retorno y la posición del medidor de desviación,
- 55

estando dicho procedimiento caracterizado por que comprende:

- una fase de asistencia a la navegación de retorno que comprende:
 - un guiado de la aeronave, a partir de mediciones de desviación de acimut de la aeronave con respecto a dicha dirección de referencia transmitidas por el medidor de desviación, desde el punto de retorno en la dirección de la posición del medidor de desviación;
 - una determinación del posicionamiento de la aeronave en un punto de captura predeterminado aproximadamente alineado con el punto de retorno y la posición del medidor de desviación;
 - un guiado de la aeronave a lo largo de una trayectoria predefinida desde el punto de captura hasta un punto de enganche predeterminado aproximadamente alineado con el eje de la pista de aterrizaje, a partir de los datos de altitud proporcionados por el altímetro y de datos de rumbo y de velocidad de la aeronave;
 - una fase de asistencia al aterrizaje que comprende un guiado desde el punto de enganche hasta el punto final situado en la pista de aterrizaje.

Por punto de retorno, se comprenderá en la presente memoria el punto a partir del cual la aeronave es detectada por el sistema de asistencia al aterrizaje. Se debe observar que, en la invención, este punto de retorno se define sin que se conozca su posición (altitud, distancia, etc.) y sólo debe definir la dirección de referencia que se utiliza a continuación para guiar la aeronave durante la fase de asistencia a la navegación de retorno.

De este modo, la aeronave puede ser conducida a una posición de captura conocida con la ayuda de las mediciones de desviación de acimut proporcionadas por el medidor de desviación y ser guiada después a partir de esta posición hasta el punto final sin necesitar la utilización de una central de navegación de grandes prestaciones integrada en la aeronave.

El posicionamiento de la aeronave en el punto de captura se puede determinar a partir de datos de distancia entre la aeronave y un punto de referencia en tierra alineado con el punto de retorno y la posición del medidor de desviación.

Estos datos permiten posicionar la aeronave a lo largo del eje de referencia que se extiende entre el punto de retorno-medidor de desviación (AE) y saber así cuándo se alcanza el punto de captura B.

Dichos datos de distancia pueden ser estimados a partir de mediciones del tiempo de propagación de paquetes de datos entre la estación de tierra y la aeronave.

Dichos datos de distancia pueden ser estimados a partir de mediciones del tiempo de propagación de ida de paquetes de datos entre la estación de tierra y la aeronave, comprendiendo dicha estación de tierra y la aeronave unos relojes sincronizados.

La simple medición de un tiempo de propagación de paquetes que pueden ser transmitidos entre la aeronave y la estación de tierra para otras necesidades permite así determinar si se alcanza el punto de captura, sin necesidad de utilizar un sistema adicional embarcado o en tierra, y minimizando por lo tanto el consumo de energía de la aeronave.

La determinación del posicionamiento de la aeronave en el punto de captura puede comprender la estimación de datos de velocidad de dicha aeronave y la determinación de la distancia recorrida por la aeronave desde el punto de retorno a partir de dichos datos de velocidad.

Como el dispositivo de procesamiento de datos está configurado para ser conectado posteriormente a un sistema optrónico que comprende un dispositivo de captura de imágenes embarcado en la aeronave y posicionado según el eje de la aeronave, así como un dispositivo de procesamiento de imágenes, adaptado para el procesamiento de dichas imágenes, los datos de velocidad de dicha aeronave pueden ser estimados por dicho sistema optrónico midiendo la velocidad de desplazamiento en tierra con la ayuda de imágenes capturadas por dicho dispositivo de captura de imágenes y de datos de altitud proporcionados por el altímetro.

La aeronave puede determinar así su posicionamiento en el eje del punto de retorno-medidor de desviación (AE) de forma autónoma, con una precisión independiente de la distancia que le separa del medidor de desviación y de la estación de tierra.

Los datos de velocidad de dicha aeronave pueden ser estimados asimismo midiendo un efecto Doppler generado por el movimiento de la aeronave sobre unas señales intercambiadas entre la aeronave y la estación de tierra.

La velocidad de la aeronave puede ser determinada así incluso en caso de condiciones climáticas desfavorables que ocultan el suelo.

5 Como el dispositivo de procesamiento de datos está configurado para ser conectado además a un dispositivo de captura de imágenes embarcado en la aeronave, el posicionamiento de la aeronave en el punto de captura puede ser determinado mediante la detección de un punto de referencia en tierra de posición conocida en por lo menos una imagen capturada por dicho dispositivo de captura de imágenes.

10 Dicha detección permite determinar el posicionamiento de la aeronave en el punto de captura B con una incertidumbre reducida, pudiendo la posición del punto de referencia en tierra detectado ser conocida de manera muy precisa.

15 La aeronave puede ser guiada entre el punto de retorno y el punto de captura según una trayectoria predefinida rectilínea en la dirección de la posición del medidor de desviación.

Dicha trayectoria permite minimizar la distancia recorrida y por lo tanto la energía consumida por la aeronave para alcanzar el punto de captura B.

20 La aeronave puede ser guiada entre el punto de retorno y el punto de captura según una trayectoria en zigzag o por pasos.

25 Esta trayectoria permite mejorar la precisión de guiado de la aeronave, comparando los datos de posicionamiento de la aeronave vistos por el medidor de desviación y los valores correspondientes tales como los determinados por la aeronave.

30 Dado que el dispositivo de procesamiento de datos está configurado para ser conectado además a una cámara embarcada en la aeronave, la fase de asistencia al aterrizaje puede comprender la estimación de una posición de punto final en una imagen de la pista de aterrizaje capturada por la cámara y la estimación de una posición de la aeronave en función de dicha posición de punto final estimada en la imagen y de datos de altitud proporcionados por el altímetro, y dicho guiado de la aeronave desde el punto de enganche hasta el punto final se realiza manteniendo la aeronave alineada con el eje de la pista de aterrizaje.

35 De esta manera, el guiado de la aeronave se puede realizar a lo largo de todo el aterrizaje con una incertidumbre menor que si se realizara a partir de las mediciones del medidor de desviación. Esta precisión incrementada permite guiar la aeronave de manera segura entre el punto de enganche hasta el punto final y hacerla aterrizar.

40 Como el dispositivo de procesamiento de datos está configurado además para ser conectado a un emisor-receptor embarcado en dicha aeronave y destinado a recibir señales transmitidas por lo menos por tres emisores-receptores posicionados en tierra, la fase de asistencia al aterrizaje puede incluir la estimación de datos de posición de la aeronave a partir de datos de distancias entre el emisor-receptor embarcado y dichos por lo menos tres emisores-receptores en tierra.

45 La utilización de informaciones de distancia entre la aeronave y unos puntos fijos en tierra de posición conocida como los emisores-receptores en tierra, permite reducir la incertidumbre de la posición de la aeronave de manera que guíe con precisión la aeronave hasta el punto final.

50 Según un segundo aspecto, la invención se refiere a un producto de programa de ordenador que comprende unas instrucciones de código para la ejecución del procedimiento según el primer aspecto cuando este programa es ejecutado por un procesador.

Según un tercer aspecto, la invención se refiere a un dispositivo de procesamiento de datos configurado para la realización del procedimiento de asistencia según el primer aspecto.

55 Según un cuarto aspecto, la invención se refiere a un sistema de asistencia automático al aterrizaje de una aeronave en una pista de aterrizaje desde un punto de retorno hasta un punto final a nivel del cual la aeronave entra en contacto con la pista de aterrizaje que comprende:

- 60 • un altímetro configurado para medir la altitud de la aeronave,
- un medidor de desviación posicionado a nivel de una estación de tierra y configurado para medir con respecto a un punto de referencia una desviación de acimut de la aeronave con respecto a una dirección de referencia que une dicho punto de retorno y la posición del medidor de desviación,
- 65 • el dispositivo de procesamiento de datos según el tercer aspecto.

Dicho sistema de asistencia según el cuarto aspecto puede comprender además un sistema oprónico que comprende un dispositivo de captura de imágenes embarcado en la aeronave y configurado para ser conectado al dispositivo de procesamiento de datos.

5

Dicho sistema de asistencia según el cuarto aspecto puede comprender además una cámara y su dispositivo de procesamiento de imágenes asociado, configurados para ser conectados al dispositivo de procesamiento de datos.

10

Dicho sistema de asistencia según el cuarto aspecto puede comprender además:

- por lo menos tres emisores-receptores posicionados en el suelo;
- un emisor-receptor configurado para recibir unas señales emitidas por dichos por lo menos tres emisores-receptores posicionados en tierra, embarcado en dicha aeronave y configurado para ser conectado al dispositivo de procesamiento de datos.

15

Dichos producto de programa de ordenador, dispositivo de procesamiento de datos y sistema presentan las mismas ventajas que las mencionadas para el procedimiento según el primer aspecto.

20 **Presentación de las figuras**

Otras características y ventajas aparecerán con la lectura de la descripción siguiente de un modo de realización. Esta descripción se dará con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

25

- la figura 1 ilustra esquemáticamente un ejemplo de guiado en el aterrizaje de una aeronave en una pista de aterrizaje desde un punto de retorno hasta un punto final según un modo de realización de la invención;

30

- la figura 2 ilustra los diferentes componentes que pueden estar comprendidos en un sistema de asistencia al aterrizaje de una aeronave según la invención;

35

- la figura 3 ilustra los dos enlaces que conectan el dispositivo de procesamiento de datos con una estación de tierra, así como el medidor de desviación comprendido en el sistema de asistencia al aterrizaje según la invención;

40

- la figura 4 ilustra un sistema de asistencia al aterrizaje de una aeronave según un modo de realización de la invención;

45

- la figura 5 es un diagrama que esquematiza un ejemplo de realización del procedimiento automático de asistencia al aterrizaje de una aeronave según la invención;

- la figura 6 ilustra la fase de asistencia al aterrizaje según la invención cuando el sistema de asistencia está equipado con una cámara;

- la figura 7 muestra el posicionamiento de una retícula en una imagen en el punto final;

- la figura 8 es un diagrama que ilustra el cálculo de datos de posición corregidos a partir de mediciones transmitidas por el medidor de desviación según un modo de realización de la invención.

50 **Descripción detallada**

50

Un modo de realización la invención se refiere a un procedimiento automático de asistencia al aterrizaje de una aeronave 1 en una pista de aterrizaje desde un punto de retorno A hasta un punto final D a nivel del cual la aeronave entra en contacto con la pista de aterrizaje, como se ha representado en la figura 1.

55

Este procedimiento se realiza mediante un dispositivo de procesamiento de datos 2, de un sistema de asistencia al aterrizaje 3, como se ha representado en la figura 2. El sistema de asistencia al aterrizaje puede comprender asimismo un altímetro 4 embarcado a bordo de la aeronave al que se puede conectar el dispositivo de procesamiento de datos.

60

Con referencia a la figura 1, se pueden definir por otro lado los puntos siguientes:

- punto de retorno A: punto a partir del cual la aeronave es detectada por el sistema de asistencia al aterrizaje 3. Se debe observar que, en la invención, este punto se define sin que se conozca su posición (altitud, distancia, etc.).

- punto de captura B: punto a partir del cual la aeronave entra en una fase de alineación con la pista para aterrizar.
- 5
- punto de enganche C: punto alineado con respecto al eje de la pista por el cual la aeronave debe pasar antes de aterrizar.

El altímetro 4 puede ser un altímetro barométrico o un altímetro láser. El altímetro barométrico puede tener una precisión de 10 metros y puede ser reajustado gracias al valor de la presión atmosférica QNH que es la presión barométrica corregida de los errores instrumentales, de temperatura y de gravedad y devuelta al nivel medio del mar (MSL o Mean Sea Level). En la práctica, la presión QNH se puede dar con referencia al umbral de la pista de aterrizaje, de manera que el altímetro indique la altitud geográfica del punto final D cuando la aeronave se encuentra en el umbral de la pista en cuestión. El altímetro láser puede tener una precisión de 0.2 metros y ser utilizado cuando la altitud es inferior a 100 metros.

La aeronave 1 está equipada por otro lado, de manera conocida en sí misma, con un piloto automático configurado para mantener la aeronave 1 en vuelo según un rumbo y una altitud definidos.

Este procedimiento propone guiar de manera segura una aeronave tal como un dron, de manera autónoma, desde un punto de retorno alejado hasta la pista de aterrizaje, por ejemplo la de un aeropuerto o una pista más rudimentaria, y hacer que la aeronave aterrice en esa pista, a pesar de la no disponibilidad del sistema de posicionamiento por satélite o GNSS, guiando en primer lugar la aeronave hacia un punto predeterminado, denominado punto de captura B, de posición conocida y relativamente cercano a la pista de aterrizaje gracias a un guiado de la aeronave en una dirección de consigna, siendo la desviación con respecto a dicha dirección determinada y transmitida por un sistema terrestre a partir de una medición de los datos de acimut de la aeronave con respecto a con este sistema terrestre.

Para ello, el dispositivo de procesamiento de datos 2 es susceptible de ser embarcado a bordo del aparato y puede comprender un ordenador y una interfaz de comunicación. Dicho ordenador embarcado puede consistir en un procesador o microprocesador, del tipo x-86 o RISC, por ejemplo, un controlador o microcontrolador, un DSP, un circuito integrado tal como un ASIC o programable tal como un FPGA, una combinación de dichos elementos o cualquier otra combinación de componentes que permita realizar las etapas de cálculo del procedimiento descrito a continuación. Dicha interfaz de comunicación puede ser cualquier interfaz, analógica o digital, que permita que el ordenador intercambie unas informaciones con los demás elementos del sistema de asistencia 3 tales como el altímetro 4. Dicha interfaz puede ser, por ejemplo, una interfaz serie RS232, una interfaz USB, Firewire, HDMI o una interfaz de red de tipo Ethernet, o también cualquier tipo de interfaz utilizada en la aeronáutica.

Como se ha representado en la figura 2, el ordenador del dispositivo de procesamiento de datos 2 puede ser conectado a un sistema de control de vuelo (SCV) 7. El sistema de control de vuelo 7 puede ser el encargado de proceder al guiado efectivo de la aeronave en la dirección de referencia que debe seguir, hacia el punto de captura B, a partir de datos de guiado proporcionados por el ordenador del dispositivo de procesamiento de datos, funciones de los datos de actitud de la aeronave, tales como el rumbo, el balanceo y el cabeceo, determinados por unos sensores integrados en el SCV, y de datos de desviación de acimut proporcionados por el sistema de tierra mencionado anteriormente. Para ello, el sistema de control de vuelo puede transmitir unas consignas a los órganos de pilotaje de la aeronave tales como los accionadores eléctricos, hidráulicos o híbridos que accionan las superficies de control de vuelo 8 o la palanca del gas 9. La aeronave es guiada así por un servocontrol sobre una consigna de dirección hacia dicho punto de captura B.

El dispositivo de procesamiento de datos 2 puede ser conectado a una estación de tierra, colocada generalmente cerca del aeropuerto o de la pista de aterrizaje, a través de dos enlaces como se ha representado en la figura 3:

- un enlace 11 denominado "control/comando" radioeléctrico y bidireccional en una banda del espectro electromagnético comprendida entre 3 y 6 GHz que permite el intercambio de mensajes de control y de comando entre la estación de tierra y la aeronave. Las señales transmitidas son moduladas con la ayuda de una modulación monoportadora y son emitidas/recibidas mediante una antena omnidireccional montada en un cabezal de mástil a nivel de la estación de tierra;
- un enlace de datos de misión de 12 M radioeléctrico y bidireccional en una banda del espectro electromagnético comprendida entre 10 y 15 GHz que permite el intercambio de los flujos de datos generados por los diferentes sensores embarcados. Las señales transmitidas son moduladas con la ayuda de una modulación multiportadora y son emitidas/recibidas mediante una antena direccional tal como una parábola, montada en el cabezal del mástil.

El sistema de asistencia al aterrizaje 3 comprende asimismo un medidor de desviación 13. Dicho medidor de desviación es un sistema terrestre, conectado a la antena direccional de la estación de tierra utilizada para el

enlace de la misión 12. El medidor de desviación está configurado para medir continuamente la dirección en la que se encuentra la aeronave, es decir, el acimut de la aeronave con respecto a una dirección de referencia, por ejemplo, el norte. El medidor de desviación puede medir asimismo la elevación de la aeronave con respecto a un plano de referencia, por ejemplo, un plano tangente al suelo. El acimut y la elevación de la aeronave se miden con respecto a un punto de referencia, por ejemplo, con respecto a la posición de la antena direccional montada en el cabezal del mástil. Este punto de referencia se denomina posición del medidor de desviación en el resto de la presente memoria y se designa E. El medidor de desviación puede medir estos ángulos a partir de la orientación de la antena direccional proporcionada por un dispositivo electromecánico posicionador de antena configurado para posicionar la antena direccional en acimut y en elevación de manera que apunte hacia la aeronave para maximizar la calidad del enlace.

El procedimiento propone utilizar estos datos de acimut determinados por el medidor de desviación para guiar a la aeronave en la dirección de la posición del medidor de desviación. Más precisamente, la dirección que debe seguir la aeronave constituye el objeto de un servocontrol en bucle cerrado: el medidor de desviación puede medir y transmitir a la aeronave una desviación entre estos datos de acimut medidos y un acimut a seguir correspondiente a la dirección AE que conecta el punto de retorno A y la posición del medidor de desviación E. A partir de estos datos de desviación de acimut, el ordenador del dispositivo de procesamiento de datos determina unos datos de guiado y los transmite al sistema de control de vuelo, y después el sistema de control de vuelo de la aeronave puede orientarla con el fin de anular esta desviación y guiar la aeronave hacia la posición del medidor de desviación E.

Esta etapa de procedimiento permite por lo tanto un guiado relativo de la aeronave, sin que sea necesario geolocalizarla determinando, en una etapa previa, la posición del punto de retorno A, la posición del norte magnético o la posición de la pista de aterrizaje como se propone en la técnica anterior. El procedimiento de la invención es por lo tanto más simple y permite prescindir de la calibración previa del sistema. En efecto, basta con detectar la aeronave para iniciar el guiado. Además, la utilización del eje (AE) como dirección de referencia permite prescindir de la utilización de una central de navegación embarcada.

En un modo de realización, la elevación de la aeronave es tratada como su acimut. El medidor de desviación puede transmitir asimismo a la aeronave una desviación de elevación entre la elevación medida de la aeronave y una elevación de referencia correspondiente a la elevación en la dirección AE medida cuando tiene lugar el posicionamiento de la aeronave en el punto de retorno A. La utilización de dicha desviación de la elevación por el sistema de control de vuelo provoca en este caso una disminución progresiva de la altitud de la aeronave a medida que ésta avanza hacia la posición del medidor de desviación.

En un segundo modo de realización, sólo se utilizan las mediciones de desviación de acimut para el guiado de la aeronave, realizado a altitud constante en función de las mediciones del altímetro de la aeronave.

En un tercer modo de realización, se utilizan mediciones de acimut y de elevación para el guiado, pero la altitud de la aeronave se mantiene constante haciendo variar en el tiempo la elevación de referencia utilizada para las mediciones de desviación de elevación.

En un último modo de realización, se realiza un guiado similar al primer modo de realización hasta que la aeronave haya alcanzado una altitud mínima, a partir de la cual se realiza el guiado a altitud constante.

En los diversos modos de realización descritos a continuación, los datos de altitud de la aeronave proporcionados por el altímetro pueden ser corregidos si es necesario con el fin de que correspondan a la altitud relativa de la aeronave con respecto a un punto de referencia, por ejemplo, con respecto a la altitud del medidor de desviación. Esto permite, por ejemplo, evitar variaciones de altitud del terreno sobrevolado por la aeronave.

La aeronave puede ser guiada en esta dirección hasta que se posicione en un punto de captura B de posición conocida relativamente cerca de la pista de aterrizaje. En un modo de realización, el punto de captura B está alineado aproximadamente con el punto de retorno A y la posición del medidor de desviación E, cuando el acimut que debe seguir la aeronave está alineado con el eje AE. Alternativamente, el acimut que se debe seguir puede estar alejado del eje AE y el punto de captura B estará entonces distante del eje AE y no alineado con el punto de retorno A y la posición del medidor de desviación E.

A partir de este punto de captura B de posición conocida, se puede imponer a la aeronave una trayectoria predefinida de manera que la lleve a un punto de enganche C predeterminado alineado aproximadamente con el eje de la pista de aterrizaje, con una dirección de propagación de la aeronave alineada asimismo con el eje de la pista. El punto de enganche C puede estar situado en la periferia de una zona de enganche centrada en el punto final D o en la posición del medidor de desviación E y de radio predeterminado, como se ha representado en la figura 1. A título de ejemplo, dicha zona de enganche puede presentar un radio inferior o igual a 5 km.

El sistema de asistencia al aterrizaje 3 puede comprender asimismo uno o varios sistemas suplementarios que permiten detectar el posicionamiento de la aeronave en el punto de captura B.

El sistema de asistencia al aterrizaje puede comprender así un sistema oprónico 6 que comprende un dispositivo de captura de imágenes 14 embarcado a bordo de la aeronave y un dispositivo de procesamiento de imágenes 19 adaptado para el procesamiento de dichas imágenes, conectado al dispositivo de procesamiento 2. El dispositivo de procesamiento de imágenes está configurado para poder detectar cualquier tipo de objeto de características determinadas (características geométricas, características luminosas, firma térmica, etc.) y definir su posición angular con respecto a un eje de referencia (por ejemplo, con respecto al eje de movimiento del avión que pasa por el centro de la imagen capturada o cualquier posición definida en esta imagen). Este dispositivo de captura y su dispositivo de procesamiento de imágenes asociado se puede utilizar para detectar una referencia terrestre situada en el punto de captura B o cerca de éste. Dicha referencia terrestre se denomina punto de referencia en tierra y puede, por ejemplo, consistir en un edificio, un marcado o referencia geográfica tal como un cruce de carreteras. La detección de esta referencia en las imágenes capturadas por el dispositivo de captura de imágenes permite determinar en qué momento está situada la aeronave aproximadamente en el punto de captura B. El campo de visión del dispositivo de captura de imágenes no está necesariamente centrado en el eje de desplazamiento de la aeronave. El ángulo entre el eje de desplazamiento de la aeronave y el eje que une el dispositivo de captura de imágenes y un punto predeterminado de las imágenes captadas por el dispositivo, por ejemplo, su centro, se puede determinar mediante construcción o mediante calibración con el fin de conocer la dirección de propagación de la aeronave con respecto a las imágenes capturadas por este dispositivo. Esta dirección puede ser materializada en las imágenes capturadas si forma parte del campo de visión del dispositivo y es conocida por el dispositivo de procesamiento de imágenes.

El posicionamiento de la aeronave en el punto de captura B se puede determinar asimismo a partir de una medición de la distancia entre la aeronave y un punto de referencia en tierra alineado con el punto de retorno A y la posición del medidor de desviación E. Este punto de referencia terrestre puede ser por ejemplo la posición del propio medidor de desviación E. Los datos de distancia entre la aeronave y la posición del distanciómetro pueden ser determinados por la estación de tierra, en función del tiempo de transmisión de una señal entre la estación de tierra y la aeronave, o bien también con la ayuda de otro sistema tal como un radar, y después estos datos de distancia pueden ser transmitidos a la aeronave a través del enlace de control/comando 11. Alternativamente, como se ha representado en la figura 2, la misma aeronave puede estimar la distancia que la separa de la estación de tierra. El sistema de asistencia 3 puede comprender entonces un módulo de estimación de distancia 5 embarcado a bordo de la aeronave y encargado de estimar la distancia entre la aeronave y la estación de tierra. Este módulo puede estar integrado en el dispositivo de procesamiento 2. El módulo de estimación de distancia puede estimar esta distancia midiendo el tiempo de propagación de por lo menos un paquete de datos entre la aeronave y la estación de tierra en el enlace de control/comando 11 o en el enlace de misión 12. Alternativamente, el módulo de estimación de distancia puede integrar o ser conectado a un emisor-receptor suplementario embarcado dedicado al intercambio de paquetes de datos con la estación de tierra para la medición de la distancia entre la aeronave y la estación; el módulo de estimación de distancia puede entonces estimar esta distancia por una medición del tiempo de propagación de por lo menos un paquete de datos entre la aeronave y la estación de tierra a través de este emisor-receptor suplementario. Los paquetes de datos transmitidos entre la aeronave y la estación de tierra pueden ser marcados con un sello de tiempo de manera que se pueda determinar un tiempo de propagación de ida entre la aeronave y la estación de tierra. La aeronave puede entonces embarcar un reloj sincronizado con un reloj de la estación de tierra.

El posicionamiento de la aeronave en el punto de captura B se puede determinar asimismo calculando, a partir de datos de velocidades de la aeronave con respecto al suelo, de la distancia recorrida por la aeronave desde el punto de retorno A. Estos datos de velocidades se pueden obtener mediante el sistema oprónico 6 o bien mediante una medición de la velocidad por otro equipo embarcado descrito anteriormente, por ejemplo, por una medición de efecto Doppler en las ondas electromagnéticas intercambiadas en uno de los dos enlaces de datos, o también por una medición de velocidad por uno o varios dispositivos adicionales dedicados embarcados en la aeronave. Por ejemplo, se puede utilizar una sonda pitot para medir la velocidad relativa de la aeronave con respecto al aire ambiente, se puede utilizar otro sensor, situado por ejemplo a nivel de la estación de tierra, para medir la velocidad del viento y estas dos mediciones se pueden combinar para estimar la velocidad de la aeronave con respecto al suelo.

El sistema de asistencia al aterrizaje 3 puede comprender un sistema de posicionamiento suplementario dedicado al guiado de la aeronave en la zona de enganche cuando tiene lugar una fase de aterrizaje hasta el punto final.

En un primer modo de realización, el sistema de asistencia al aterrizaje 3 comprende una cámara embarcada a bordo de la aeronave a la que se puede conectar el dispositivo de procesamiento de imágenes. Dicha cámara puede ser una cámara panorámica de infrarrojos, por ejemplo, de tipo SWIR ("Short Wave Infrared Range", de longitud de onda entre 0.9 y 1.7 micrones), MWIR ("Medium Wave Infrared Range") o LWIR ("Long Wave Infrared Range"). También puede funcionar en el espectro visible. Esta cámara 10 puede ser confundida con el dispositivo de captura de imágenes 14 o ser distinta del mismo. El flujo de vídeo adquirido por la cámara es transmitido por un lado al dispositivo de procesamiento de imágenes 19 de manera que localice la pista de aterrizaje y determine, a través del dispositivo de procesamiento 2, la posición de la aeronave con respecto a la pista de aterrizaje en el aterrizaje, y por otro lado a la estación de tierra mediante el enlace "misión". En un modo de realización, la cámara

consiste en un sistema de captura de imágenes que puede comprender varios campos ópticos, varias bandas espectrales de detección o incluso varios sensores de imágenes, en función de las misiones que se le asignen. El sistema de procesamiento de imágenes está configurado para poder combinar y analizar todas sus imágenes según unos procedimientos conocidos.

5

En un segundo modo de realización representado en la figura 4, el sistema de asistencia al aterrizaje 3 comprende por lo menos un emisor-receptor posicionado en tierra y un emisor-receptor embarcado 15 en la aeronave y configurado para ser conectado al dispositivo de procesamiento de datos 2. Dichos emisores-receptores pueden ser unas balizas radioeléctricas ULB (Ultra large bande). Al intercambiar señales con el o los emisores-receptores terrestres, el emisor-receptor embarcado es capaz de determinar la distancia que le separa de cada uno de los emisores-receptores terrestres, por ejemplo, midiendo el tiempo de transmisión de ida y vuelta de una señal. El emisor-receptor embarcado está configurado asimismo para transmitir estas distancias al dispositivo de procesamiento 2. Como conoce las posiciones de los emisores-receptores en tierra, el dispositivo de procesamiento 2 puede entonces determinar una posición de la aeronave corregida a partir de los datos de acimut y de elevación transmitidos por el medidor de desviación y los datos de distancia proporcionados por el emisor-receptor embarcado. En la práctica, la posición de la aeronave puede estimarse de esta manera utilizando por lo menos cuatro emisores-receptores o sino por lo menos tres emisores-receptores más una información de altitud de la aeronave proporcionada por el altímetro.

10

15

20

Las etapas del procedimiento se describen con mayor detalle en los párrafos siguientes, con referencia a la figura 5.

25

El procedimiento puede comprender una fase de asistencia a la navegación de retorno P1 durante la cual el dispositivo de procesamiento realiza el guiado de la aeronave a lo largo de una trayectoria predefinida desde el punto de retorno A hasta el punto de enganche C predeterminado alineado aproximadamente con el eje de la pista de aterrizaje, a partir de datos de altitud proporcionados por el altímetro 4, de datos de rumbo y de velocidad de la aeronave y de datos de desviación (en particular de acimut y, llegado el caso, de elevación) transmitidos por el medidor de desviación.

30

El procedimiento puede comprender asimismo una fase de asistencia al aterrizaje P2 durante la cual el dispositivo de procesamiento realiza el guiado de la aeronave desde el punto de enganche C hasta el punto final D situado en la pista de aterrizaje.

35

La fase de asistencia a la navegación P1 puede comprender una primera etapa de guiado E1 de la aeronave desde el punto de retorno A en la dirección de la posición del medidor de desviación E, a partir de mediciones de desviación de acimut con respecto a una dirección de referencia transmitidas por el medidor de desviación. Para ello, la dirección AE que conecta el punto de retorno A y la posición del medidor de desviación E puede ser considerada como dirección de referencia y la medición del acimut real de la aeronave medida en cada instante por el medidor de desviación puede ser utilizada por éste para determinar en cada instante la desviación entre el acimut medido y la dirección de referencia. El medidor de desviación puede transmitir entonces en cada instante al dispositivo de procesamiento de datos a través de uno de los enlaces de datos la desviación de acimut calculada. El dispositivo de procesamiento puede entonces, en cualquier momento, guiar la aeronave de manera que anule esta desviación, haciendo así que la aeronave siga la dirección de referencia dirigiéndola hacia la posición del medidor de desviación E. Esta primera etapa de guiado E1 puede comprender una determinación del posicionamiento de la aeronave en el punto de captura predeterminado B alineado aproximadamente con el punto de retorno A y la posición del medidor de desviación E. El dispositivo de procesamiento puede determinar así cuándo alcanza la aeronave, cuya posición real es desconocida desde su salida del punto de retorno A, el punto de captura B de posición conocida.

40

45

50

Como se ha explicado anteriormente, el posicionamiento de la aeronave en el punto de captura B se puede determinar a partir de datos de distancia entre la aeronave 1 y un punto de referencia en tierra alineado con el punto de retorno A y la posición del medidor de desviación E, tal como el propio punto E. Dado que se conocen las posiciones del medidor de desviación E y del punto de captura B, y estando la aeronave alineada con estos dos puntos, el dispositivo de procesamiento puede deducir la distancia entre la aeronave y el punto de captura B a partir de los datos de distancia entre la aeronave y el punto de captura B. Cuando esta distancia es nula, la aeronave está situada en el punto de captura B, pudiendo diferir en las incertidumbres de las mediciones.

55

60

Estos datos de distancia pueden ser recibidos por uno de los enlaces radioeléctricos bidireccionales procedentes de la estación de tierra. Estos datos de distancia se pueden determinar asimismo por el propio dispositivo de procesamiento, a partir de mediciones del tiempo de propagación de ida o de ida y vuelta entre la aeronave y la estación de tierra.

65

Alternativamente, estos datos de distancia se pueden determinar determinando una posición de la aeronave a partir de una variación controlada de acimut de la aeronave, o de elevación de la aeronave cuando ésta está suficientemente cerca de la estación de tierra. Dicha variación controlada puede ser inducida por un telepiloto situado en la estación de tierra. Por ejemplo, la aeronave puede efectuar una variación de altitud predeterminada,

controlada con la ayuda de las mediciones del altímetro. Esta variación provoca una variación de elevación en los datos de medición obtenidos por el medidor de desviación. Esta variación permite determinar la posición de la aeronave y, por lo tanto, la distancia a la que se encuentra la aeronave de la posición del medidor de desviación E.

5

La determinación del posicionamiento de la aeronave en el punto de captura B puede comprender la estimación de datos de velocidad de dicha aeronave y la determinación de una distancia recorrida por la aeronave desde el punto de retorno A partir de dichos datos de velocidad, por ejemplo, realizando su integración durante el desplazamiento de la aeronave. Siendo conocidas las posiciones del punto de retorno A y del punto de captura B, y estando la aeronave alineada con estos dos puntos, el dispositivo de procesamiento puede deducir, a partir de los datos de distancia entre la aeronave y el punto de retorno A, la distancia entre la aeronave y el punto de captura B. Cuando esta distancia es nula, la aeronave está situada en el punto de captura B, pudiendo diferir en las incertidumbres de las mediciones.

10

Los datos de velocidad de la aeronave pueden ser estimados por el Sistema oprónico 6, mediante la medición de la velocidad de desplazamiento del suelo con la ayuda de las imágenes capturadas por el dispositivo de captura de imágenes y de datos de altitud proporcionados por el altímetro.

15

Los datos de velocidad de la aeronave pueden ser estimados asimismo mediante la medición de un efecto Doppler generado por el movimiento de la aeronave. Por ejemplo, el dispositivo de procesamiento de datos puede medir un desfase de frecuencia inducido por el desplazamiento de la aeronave en las señales recibidas en uno de los dos enlaces de datos procedentes de la estación de tierra y del medidor de desviación.

20

Los datos de velocidad de las aeronaves pueden ser medidos asimismo por otro sistema embarcado tal como unas sondas pitot. Como dichas sondas miden únicamente la velocidad de la aeronave con respecto al aire ambiente y pudiendo así no reflejar fielmente la velocidad de la aeronave con respecto al suelo en caso de viento, estos datos pueden ser completados con unas informaciones de velocidad del viento ambiente a lo largo de la trayectoria seguida por la aeronave. Estas informaciones de velocidad pueden ser determinadas por una estación meteorológica, integrada en la estación de tierra según unos procedimientos conocidos.

25

La determinación del posicionamiento de la aeronave en el punto de captura B se puede determinar por otro lado mediante la detección de un punto de referencia en tierra de posición conocida o conocida en por lo menos una imagen capturada por dicho dispositivo de captura de imágenes, como se ha explicado anteriormente, completada por los datos de altitud de la aeronave proporcionados por el altímetro. El dispositivo de captura de imágenes se puede utilizar asimismo para detectar un punto de referencia en tierra de posición conocida mucho antes de que la aeronave llegue cerca del punto de captura B, durante el trayecto desde el punto de retorno. Dicha detección se puede utilizar para verificar, y corregir si es necesario, la distancia entre la posición actual de la aeronave y el punto de captura B determinado por uno de los medios descritos anteriormente.

30

Dicho punto de referencia en tierra que permite determinar el posicionamiento de la aeronave en el punto de captura B puede ser la propia posición del medidor de desviación E. Durante la primera etapa de guiado E1, la aeronave se dirige efectivamente hacia la posición del medidor de desviación E, que se sitúa por lo tanto en el eje de propagación de la aeronave y en el campo de visión del sistema oprónico. El sistema oprónico es capaz de detectar en las imágenes del dispositivo de captura la del medidor de desviación a una distancia de aproximadamente 1 a 2 km. Como el medidor de desviación está situado generalmente cerca de la pista de aterrizaje, la aeronave se encuentra entonces a una distancia comparable de ésta adaptada para realizar un movimiento predefinido hasta el punto de enganche C, de manera que la aeronave se alinee con el eje de la pista de aterrizaje. El punto de enganche C puede ser confundido asimismo con la posición del medidor de desviación E si está alineado aproximadamente con el eje de la pista.

35

En los diversos modos de determinación del posicionamiento de la aeronave en el punto de captura B que involucran al sistema oprónico, éste puede aprovechar unas imágenes procedentes de la cámara, por ejemplo, en el caso de avería del dispositivo de captura de imágenes 14.

50

En dicha determinación del posicionamiento de la aeronave en el punto de captura B en función de la posición del medidor de desviación E, no es necesario el conocimiento de las coordenadas geográficas absolutas del punto de captura B, del punto de enganche C y de la posición del medidor de desviación E. El conocimiento de las posiciones relativas de estos puntos entre sí y con respecto a la pista de aterrizaje es suficiente para guiar eficazmente la aeronave de manera relativa con respecto a la pista y posicionarla correctamente para su aterrizaje. Esto puede ser particularmente interesante cuando la pista de aterrizaje es provisional y las condiciones, tales como una ausencia de una señal GPS, por ejemplo, hacen delicado el posicionamiento preciso de la pista. Además, no es necesario ningún otro punto de referencia para permitir el funcionamiento correcto del sistema oprónico y del guiado de la aeronave.

60

La determinación del posicionamiento de la aeronave en el punto de Captura B se puede determinar finalmente determinando unos datos de posición de la aeronave como la longitud y la latitud. Como los datos de

65

posicionamiento por satélite no están disponibles, la posición de la aeronave se puede determinar a partir de:

- el acimut medido por el medidor de desviación, y

5 • dos datos de entre:

- la elevación de la aeronave medible por el medidor de desviación,
- la distancia entre la aeronave y el medidor de desviación, determinada como se ha indicado anteriormente,
- la altitud de la aeronave con respecto al medidor de desviación obtenida a partir de las mediciones del altímetro.

10 El cálculo de los datos de posición con la ayuda de mediciones transmitidas por el medidor de desviación se puede realizar en coordenadas polares centradas en la posición del medidor de desviación E, y después los datos de posición de la aeronave obtenidos pueden ser convertidos en coordenadas cartesianas en forma de longitud y de latitud.

20 Al final de la primera etapa de guiado E1, la aeronave se posiciona así en el punto de captura B. La fase de asistencia a la navegación de retorno P1 puede comprender entonces una segunda etapa de guiado E2 de la aeronave a lo largo de una trayectoria predefinida desde el punto de captura B hasta el punto de enganche C alineado aproximadamente con el eje de la pista de aterrizaje. A lo largo de esta trayectoria predefinida, la aeronave puede ser desviada de la trayectoria teórica que debe seguir el viento. Con el fin de corregir la posición de la aeronave para mantenerla en la trayectoria predefinida, el guiado de la aeronave se puede realizar a partir de datos de altitud proporcionados por el altímetro y de datos de rumbo y de velocidad de la aeronave. El guiado también puede mejorar teniendo en cuenta los datos meteorológicos locales, tales como los datos sobre el viento, o también reajustando puntual o continuamente la aeronave con respecto a un punto de referencia en tierra particular, por ejemplo, el punto final D o la posición del medidor de desviación E. En particular, el guiado de la aeronave se puede realizar conservando visible este punto de referencia en tierra en las imágenes capturadas por el sistema optrónico en una posición angular definida en función de la progresión a lo largo de la trayectoria entre el punto de captura B y el punto de enganche C.

30 Durante esta primera etapa de guiado E1, la trayectoria predefinida seguida por la aeronave entre el punto de retorno A y el punto de captura B puede ser rectilíneo en la dirección de la posición del medidor de desviación, minimizando así la distancia recorrida y la energía consumida para alcanzar el punto de captura B.

35 Alternativamente, la trayectoria predefinida seguida por la aeronave entre el punto de retorno A y el punto de captura B puede ser en zigzag o por pasos. Dicha trayectoria permite entonces que la orientación de la posición de la antena direccional de la estación de tierra varíe ligeramente, y reducir por lo tanto la incertidumbre en el acimut y/o la elevación medidos por el medidor de desviación.

40 Las etapas descritas anteriormente permiten obtener la posición de la aeronave con suficiente precisión para que llegue a la alineación de la pista hasta el punto de enganche C. Sin embargo, la precisión obtenida puede resultar insuficiente para guiar la aeronave hasta el punto final y aterrizarla en la pista de aterrizaje. Con una incertidumbre de posicionamiento insuficiente, la aeronave corre el riesgo de ser guiada al lado de la pista. Por consiguiente, puede ser conveniente obtener la posición de la aeronave con una precisión incrementada que garantiza un aterrizaje seguro.

45 En un primer modo de realización, representado en las figuras 5 y 6, la fase de asistencia al aterrizaje P2, durante la cual la aeronave es guiada desde el punto de enganche C hasta el punto final D, puede utilizar las imágenes de la pista de aterrizaje y del punto final D proporcionadas por la cámara 10 embarcada a bordo de la aeronave. Para ello, la fase de asistencia al aterrizaje P2 puede comprender una etapa de procesamiento de imágenes E3 durante la cual se estima la posición del punto final D en una o varias imágenes entre el flujo de imágenes de la pista de aterrizaje capturadas sucesivamente por la cámara. Esta etapa se puede realizar repetidamente a lo largo de la aproximación de la aeronave hacia la pista de su aterrizaje.

50 Esta detección del punto final en una imagen puede ser totalmente automática si el punto final es fácilmente detectable en la imagen, por ejemplo, si el punto final está materializado en la pista de aterrizaje por una referencia terrestre, o si la propia pista es detectable por la presencia en tierra de una o varias referencias tales como unos marcados o unas luces visibles en la banda espectral del sistema optrónico. La posición del punto final en la imagen se puede determinar entonces mediante unas técnicas conocidas de reconocimiento de imágenes.

60 Alternativamente, la posición del punto final en una imagen puede ser especificada por un operador humano en una primera imagen a través del enlace control/comando 11, por ejemplo, posicionando en la imagen una retícula

de apuntado sobre el punto final, como se ha representado en la figura 7. El dispositivo de procesamiento puede asegurar después el seguimiento (“tracking”) de la posición del punto final apuntado por la retícula en las imágenes proporcionadas posteriormente por la cámara embarcada, y ajustar automáticamente la posición del seguimiento para mantenerla centrada en el punto final. Esta iniciación manual del seguimiento puede ser necesaria cuando el marcado de la pista de aterrizaje o del punto final es insuficiente para una detección automática, o cuando las condiciones de vuelo (vuelo nocturno, lluvia, niebla, etc.) no permiten dicha detección automática. Si es necesario, el operador puede corregir el seguimiento de la posición ajustando manualmente una o varias veces la posición de la retícula en la imagen actual con el fin de que la retícula permanezca bien posicionada en el punto final en las imágenes sucesivas procesadas. Para facilitar el seguimiento automático de la posición del punto final, se pueden disponer unas fuentes luminosas visibles o infrarrojas, adaptadas al espectro de detección del sistema de captura de imágenes, a uno y otro lado de la pista de aterrizaje a la altura del punto final.

La fase de asistencia al aterrizaje P2 puede comprender asimismo una primera etapa de determinación de posición E4 durante la cual la posición de la aeronave se estima en función de la posición del punto final estimada en la imagen en la etapa de procesamiento de imágenes E3. Esta estimación necesita asimismo unos datos de altitud de la aeronave proporcionados por el altímetro y las coordenadas del punto final que pueden ser proporcionadas por la estación de tierra por medio del enlace de control/comando 11. Al final de la primera etapa de determinación de la posición E4, el dispositivo de procesamiento dispone de una posición de la aeronave, por ejemplo, en forma de longitud y de latitud. Esta posición se puede utilizar entonces para realizar el guiado de la aeronave hasta su aterrizaje en el punto final D en una tercera etapa de guiado E6 durante la cual el guiado de la aeronave desde el punto de enganche C hasta el punto final D se realiza manteniendo la aeronave alineada con el eje de la pista de aterrizaje. Los datos de posición de la aeronave obtenidos al final de la primera etapa de determinación de la posición E4 pueden ser filtrados con la ayuda de un filtro de Kalman en una etapa de filtrado E5, con el fin de afinar la estimación de la posición de la aeronave antes de utilizar esta posición para realizar el guiado de la aeronave en la tercera etapa de guiado E6.

Un ejemplo no limitativo de modo de realización de la primera etapa de determinación de la posición E4 se dará en los párrafos siguientes. Alternativamente, se podrían realizar otros modos de realización bien conocidos por el experto en la materia. Como se ha representado en la figura 5, la primera etapa de determinación de posición E4 puede comprender una etapa de cálculo de línea de visión E41 durante la cual la línea de visión de la aeronave en el punto final D se determina en la referencia terrestre centrada.

Esta determinación se puede realizar a partir de:

- (D_L, D_G, D_z) la posición del punto final D proporcionada por la estación de tierra,
- (D_H, D_v) la abscisa y la ordenada del punto final apuntado por la retícula en la imagen de la cámara embarcada obtenidas al final de la etapa de procesamiento de imágenes E3, por ejemplo, con respecto a la esquina superior izquierda de la imagen,
- $(C\phi, C\theta, C\psi)$ los ángulos de posicionamiento de la cámara embarcada en una referencia sujeta a la aeronave,
- (C_{AOH}, C_{AOV}) los ángulos horizontal y vertical de la apertura de la cámara,
- (C_{RH}, C_{RV}) las resoluciones horizontal y vertical de la cámara,
- $(A\phi, A\theta, A\psi)$ los ángulos de balanceo, cabeceo y rumbo de la aeronave proporcionados por la central inercial,
- A_z la altitud de la aeronave proporcionada por el altímetro.

Se anota por otro lado:

- Cacimut y Celevación el acimut y la elevación de la aeronave en la referencia de la cámara
- RT el radio terrestre
- V_x : vector asociado a la línea de visión en la referencia de la cámara
- V_y : vector asociado a la 1ª normal a la línea de visión en la referencia de la cámara
- V_z : vector asociado a la 2ª normal a la línea de visión en la referencia de la cámara
- W_x : vector asociado a la línea de visión en la referencia terrestre centrada
- W_y : vector asociado a la 1ª normal a la línea de visión en la referencia terrestre centrada
- W_z : vector asociado a la 2ª normal a la línea de visión en la referencia centrada

La etapa de cálculo de línea de visión E41 puede comprender entonces las operaciones siguientes:

- determinación del ángulo elemental asociado a un píxel

$$A_H = \frac{C_{AOH}}{C_{RH}}$$

$$A_V = \frac{C_{AOV}}{C_{RV}}$$

- determinación de la posición angular de la línea de visión con respecto al eje de la cámara,

$$C_{azimut} = D_H \cdot A_H - \frac{C_{AOH}}{2}$$

$$C_{elevación} = D_V \cdot A_V - \frac{C_{AOV}}{2}$$

- determinación de la línea de visión en la referencia de la cámara:

Vector asociado a la línea de visión hasta el punto final:

$$V_x = \begin{pmatrix} \cos(C_{azimut}) \cos(C_{elevación}) \\ \text{sen}(C_{azimut}) \cos(C_{elevación}) \\ \text{sen}(C_{elevación}) \end{pmatrix}$$

Vector asociado a la primera normal a la línea de visión hacia el punto final:

$$V_y = \begin{pmatrix} -\text{sen}(C_{azimut}) \\ \cos(C_{azimut}) \\ 0 \end{pmatrix}$$

Vector asociado a la segunda normal a la línea de visión hacia el punto final:

$$V_z = V_x \wedge V_y$$

- constitución de una matriz de paso desde la referencia de la cámara a la referencia de la aeronave:

$$MP_{C \rightarrow A} = \begin{pmatrix} \cos(C_\theta) \cos(C_\psi) & \text{sen}(C_\theta) \text{sen}(C_\varphi) \cos(C_\psi) - \text{sen}(C_\psi) \cos(C_\varphi) & \cos(C_\psi) \text{sen}(C_\theta) \cos(C_\varphi) + \text{sen}(C_\varphi) \text{sen}(C_\psi) \\ \cos(C_\theta) \text{sen}(C_\psi) & \text{sen}(C_\theta) \text{sen}(C_\varphi) \text{sen}(C_\psi) + \cos(C_\psi) \cos(C_\varphi) & \text{sen}(C_\theta) \cos(C_\varphi) \text{sen}(C_\psi) - \text{sen}(C_\varphi) \cos(C_\psi) \\ -\text{sen}(C_\theta) & \cos(C_\theta) \text{sen}(C_\varphi) & \cos(C_\theta) \cos(C_\varphi) \end{pmatrix}$$

- constitución de una matriz de paso desde la referencia de la aeronave a la referencia terrestre local del punto final:

$$MP_{A \rightarrow RTL} = \begin{pmatrix} \cos(A_\theta) \cos(A_\psi) & \text{sen}(A_\theta) \text{sen}(A_\varphi) \cos(A_\psi) - \text{sen}(A_\psi) \cos(A_\varphi) & \cos(A_\psi) \text{sen}(A_\theta) \cos(A_\varphi) + \text{sen}(A_\varphi) \text{sen}(A_\psi) \\ \cos(A_\theta) \text{sen}(A_\psi) & \text{sen}(A_\theta) \text{sen}(A_\varphi) \text{sen}(A_\psi) + \cos(A_\psi) \cos(A_\varphi) & \text{sen}(A_\theta) \cos(A_\varphi) \text{sen}(A_\psi) - \text{sen}(A_\varphi) \cos(A_\psi) \\ -\text{sen}(A_\theta) & \cos(A_\theta) \text{sen}(A_\varphi) & \cos(A_\theta) \cos(A_\varphi) \end{pmatrix}$$

- constitución de una matriz de paso de la referencia terrestre local del punto final a la referencia terrestre centrada:

$$MP_{RTL \rightarrow RTC} = \begin{pmatrix} x_t & y_t & -u_t \end{pmatrix}$$

$$u_t = \begin{pmatrix} \cos(D_L) \cos(D_G) \\ \cos(D_L) \text{sen}(D_G) \\ \text{sen}(D_L) \end{pmatrix}$$

$$y_t = \frac{\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \wedge u_t}{\left\| \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \wedge u_t \right\|} = \frac{1}{|\cos(D_L)|} \begin{pmatrix} -\cos(D_L)\text{sen}(D_G) \\ \cos(D_L)\cos(D_G) \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$x_t = u_t \wedge y_t = \frac{1}{|\cos(D_L)|} \begin{pmatrix} -\text{sen}(D_L)\cos(D_L)\cos(D_G) \\ -\text{sen}(D_L)\cos(D_L)\text{sen}(D_G) \\ (\cos(D_L))^2 \end{pmatrix}$$

5

- cálculo de la matriz de paso de la referencia de la cámara a la referencia terrestre centrada:

$$MP_{C \rightarrow RTC} = MP_{RTL \rightarrow RTC} \cdot MP_{A \rightarrow RTL} \cdot MP_{C \rightarrow A}$$

10

- determinación de la línea de visión (W_x, W_y, W_z) en la referencia terrestre centrada.

Vector asociado a la línea de visión en la referencia terrestre centrada:

$$W_x = MP_{C \rightarrow RTC} \cdot V_x$$

15

Vector asociado a la 1ª normal a la línea de visión hacia el punto final:

$$W_y = MP_{C \rightarrow RTC} \cdot V_y$$

20

Vector asociado a la 2ª normal a la línea de visión hacia el punto final:

$$W_z = MP_{C \rightarrow RTC} \cdot V_z$$

25 La primera etapa de determinación de la posición E4 puede comprender a continuación una etapa de cálculo de la posición E42 durante la cual:

- se determinan las ecuaciones:
 - del plano que tiene como normal u_t tangente al punto resultante de la proyección del punto final a la altitud de la aeronave,
 - del plano generado por (W_x, W_z) , de normal W_y y que pasa por (D_L, D_G, D_Z) .
 - del plano generado por (W_x, W_y) , de normal W_z y que pasa por (D_L, D_G, D_Z) .
- se determinan las coordenadas de la aeronave en la referencia terrestre centrada.

30

35

Corresponden al punto de intersección de estos tres planos:

40

La solución X se obtiene resolviendo el sistema lineal $MX = A$ cuando

$$u_t^T W_x < 0,$$

45

con:

$$M = \begin{pmatrix} u_t^T \\ W_y^T \\ W_z^T \end{pmatrix}$$

$$A = (R_T + A_Z) \begin{pmatrix} u_t^T u_t \\ u_t^T W_y \\ u_t^T W_z \end{pmatrix}$$

50

La solución del sistema lineal anterior es:

$$: X = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix} = M^{-1} A$$

La latitud y la longitud vienen dadas entonces por:

$$L = \text{sen}^{-1} \left(\frac{x_3}{\|X\|} \right)$$

$$G = \arg(x_1 + ix_2)$$

En un segundo modo de realización, representado en las figuras 5 y 8, la fase asistencia al aterrizaje P2, durante la cual la aeronave es guiada desde el punto de enganche C hasta el punto final D, puede utilizar datos de distancia entre un emisor-receptor embarcado en la aeronave y por lo menos tres emisores-receptores en tierra. Para ello, la fase P2 de asistencia al aterrizaje puede comprender una segunda etapa de determinación de posición E7 durante la cual se estiman unos datos de posición de la aeronave a partir de datos de distancias entre el emisor-receptor embarcado y dichos por lo menos tres emisores-receptores en tierra. Como se ha explicado anteriormente, la distancia entre cada emisor-receptor terrestre y el emisor-receptor embarcado puede ser determinada por el intercambio de señales entre estos transmisores. Puesto que se conoce la posición de los emisores-receptores terrestres, estas informaciones de distancias se pueden utilizar para minimizar la incertidumbre sobre la posición de la aeronave. Opcionalmente, la determinación de los datos de posición de la aeronave también puede aprovechar mediciones de acimut y de elevación transmitidas por el medidor de desviación cuando dichas mediciones están disponibles.

Para ello, el cálculo de los datos de posición que involucran las mediciones transmitidas por el medidor de desviación y las distancias entre emisores-receptores (ER) se puede realizar mediante un módulo de minimización 16 que minimiza una función de coste. Esta función de coste puede ser una expresión matemática que comprende unos términos de potencia de desviación entre una distancia medida entre el emisor-receptor embarcado y un emisor-receptor en tierra y una distancia correspondiente calculada a partir de la posición de la aeronave y la del emisor-receptor en tierra, y opcionalmente de desviación entre las coordenadas de posición reales de la aeronave y las coordenadas correspondientes proporcionadas por el medidor de desviación. Estas potencias se pueden elegir arbitrariamente o seleccionar de manera que modulen o acentúen la importancia relativa de las contribuciones unas con respecto a las otras. Las coordenadas de la posición buscadas son entonces las coordenadas elegidas como coordenadas de posición reales que minimizan la función de coste según el criterio de las "mínimas potencias". Se proporciona a continuación un ejemplo de una función de coste simple C que no tiene en cuenta la medición de la elevación proporcionada por el medidor de desviación. Esta función de coste comprende, por ejemplo, un término C1 que depende de los datos de distancia entre el emisor-receptor embarcado y los emisores-receptores en tierra y un término C2 que depende de la medición de acimut proporcionada por el medidor de desviación.

$$C(x(t), y(t)) = \underbrace{C_1(x(t), y(t))}_{ER\ ULB} + \underbrace{C_2(x(t), y(t))}_{\text{medidor de desviación}}$$

Como la determinación de la posición de la aeronave se realiza de manera discreta, se supone en este ejemplo que se realiza periódicamente con un período T de muestreo. Se coloca en el instante $t = kT$.

$$C_1(x(kT), y(kT)) = \sum_{m=0}^k \sum_{n=1}^N w_n(mT) \left(\frac{\sqrt{(x(mT) - x_n)^2 + (y(mT) - y_n)^2} - \sqrt{d_n^2(mT) - A_z^2(mT)}}{\delta_{\text{máx}}^{\text{ULB}}(mT)} \right)^0$$

$$C_2(x(kT), y(kT)) = \sum_{m=0}^k \left(\frac{(\theta(mT) - \theta_e(mT))^2}{\sigma_e^2} \right)^q$$

en el que:

- $(x(mT), y(mT))$: Posición considerada de la aeronave en el instante mT .
- $\theta(mT)$: Acimut considerado de la aeronave con respecto a la dirección de referencia en el instante mT .
- $\theta_e(mT)$: Acimut medido de la aeronave con respecto a la dirección de referencia en el instante mT .
- σ_e : Desviación estándar del error de medición cometido por el medidor de desviación
- (x_n, y_n) : Posición del ER ULB en tierra de índice n.
- N: Número de ER ULB desplegados en tierra ($N \geq 3$).
- $d_n(\tau)$: Medición de distancia entre la aeronave y el ER ULB en tierra de índice n en el instante τ .

$\delta_{maxi}^{ULB}(\tau)$: Error de distancia máxima en el proceso de medición de distancia.

$W_n(\tau)$: 1 si es posible la medición de la distancia (el ER en tierra está al alcance del ER embarcado), si no, 0.

o, p, q : Parámetros opcionales que permiten conformar progresivamente la función coste a un "pozo rectangular" (cuando $o, p, q \rightarrow \infty$).

El ángulo $\theta(t)$ está relacionado con las coordenadas $(x(t), y(t))$ de la manera siguiente:

$$\theta(t) = \text{Re}(-i \log(x(t) + iy(t)))$$

en la que Re designa la parte real.

Los términos C1 y C2 dados como ejemplo son respectivamente funciones de los datos de distancia y de las mediciones de acimut proporcionadas en varios instantes mT antes del instante en el que se buscan los datos de posición corregidos $x(t)$, $y(t)$. Dado que las mediciones de distancia $d_n(mT)$, las coordenadas de posición $(x(mT), y(mT))$, y las mediciones de acimut $\theta(mT)$, $\theta_e(mT)$ ya han sido determinadas o medidas para los instantes anteriores a $t=kT$, se supone que estos términos son conocidos para $m < k$.

Minimizar $c(x(t), y(t))$ equivale entonces a minimizar:

$$\Gamma(k) = \sum_{n=1}^N w_n(k) \left(\frac{\sqrt{(x(k) - x_n)^2 + (y(k) - y_n)^2} - \sqrt{d_n^2(k) - A_z^2(k)}}{\delta_{maxi}^{ULB}(mT)} \right)^o + \left(\frac{\sqrt{(x(k) - x_l(k))^2 + (y(k) - y_l(k))^2}}{\delta_{maxi}^{CI}(k)} \right)^p + \left(\frac{(\text{Re}(-i \log(x(k) + iy(k))) - \theta_e(k))^2}{\sigma_e^2} \right)^q$$

La solución se obtiene como se ha presentado anteriormente resolviendo el sistema de ecuación siguiente, por ejemplo, mediante el método Newton-Raphson:

$$\begin{cases} \frac{\partial \Gamma}{\partial x} = f_x = 0 \\ \frac{\partial \Gamma}{\partial y} = f_y = 0 \end{cases}$$

Alternativamente, se puede tener en cuenta la altitud de los emisores-receptores en tierra z_n y se puede utilizar la minimización de la función de coste para determinar la altitud de la aeronave $z(t)$. La función de coste puede escribirse entonces

$$C(x(t), y(t), z(t)) = \underbrace{C_1(x(t), y(t), z(t))}_{ER \ ULB} + \underbrace{C_2(x(t), y(t))}_{\text{medidor de desviación}}$$

con

$$C_1(x(kT), y(kT)) = \sum_{m=0}^k \sum_{n=1}^N w_n(mT) \left(\frac{\sqrt{(x(mT) - x_n)^2 + (y(mT) - y_n)^2 + (z(mT) - z_n)^2} - d_n(mT)}{\delta_{maxi}^{ULB}(mT)} \right)^o$$

Minimizar $C(x(t), y(t), z(t))$ equivale entonces a minimizar:

$$\Gamma(k) = \sum_{n=1}^N w_n(k) \left(\frac{\sqrt{(x(k) - x_n)^2 + (y(k) - y_n)^2 + (z(k) - z_n)^2} - d_n(k)}{\delta_{maxi}^{ULB}(k)} \right)^o$$

$$+ \left(\frac{\sqrt{(x(k) - x_i(k))^2 + (y(k) - y_i(k))^2}}{\delta_{maxi}^{CI}(k)} \right)^p$$

$$+ \left(\frac{(\operatorname{Re}(-i \log(x(k) + iy(k))) - \theta_e(k))^2}{\sigma_e^2} \right)^q$$

La solución se obtiene como se ha presentado anteriormente resolviendo el sistema de ecuación siguiente, por ejemplo, mediante el método Newton-Raphson:

5

$$\begin{cases} \frac{\partial \Gamma}{\partial x} = f_x = 0 \\ \frac{\partial \Gamma}{\partial y} = f_y = 0 \\ \frac{\partial \Gamma}{\partial z} = f_z = 0 \end{cases}$$

Los datos de posición corregidos (x(t), y(t)) obtenidos por minimización de la función de coste pueden ser filtrados con la ayuda de un filtro de Kalman 17 con el fin de afinar la estimación de la posición de la aeronave antes de utilizar esta posición para realizar el guiado de la aeronave, y la matriz de estado del filtro puede ser adaptada para tener en cuenta el perfil de trayectoria predefinida que se debe hacer seguir a la aeronave 18.

10

El procedimiento propuesto permite así obtener un guiado de la aeronave hasta el punto final y hacerla aterrizar, a pesar de la indisponibilidad del posicionamiento por satélite.

15

REIVINDICACIONES

- 5 1. Procedimiento de asistencia al aterrizaje de una aeronave (1) en una pista de aterrizaje desde un punto de retorno (A) hasta un punto final (D) en el que la aeronave entra en contacto con la pista de aterrizaje,
- siendo dicho procedimiento realizado por un dispositivo de procesamiento de datos (2) embarcado en dicha aeronave (1) y configurado para ser conectado a:
- 10 - un altímetro (4) configurado para medir la altitud de la aeronave,
- un medidor de desviación (13) posicionado en el que una estación de tierra y configurado para medir una desviación de acimut de la aeronave con respecto a una dirección de referencia que conecta dicho punto de retorno (A) y la posición del medidor de desviación (E),
- 15 estando dicho procedimiento caracterizado por que comprende:
- una fase de asistencia a la navegación de retorno (P1) que comprende:
- 20 - un guiado de la aeronave (1), a partir de mediciones de desviación de acimut de la aeronave con respecto a dicha dirección de referencia transmitidas por el medidor de desviación, desde el punto de retorno (A) en la dirección de la posición del medidor de desviación (E);
- una determinación del posicionamiento de la aeronave en un punto de captura predeterminado (B) alineado con el punto de retorno (A) y la posición del medidor de desviación (E);
- 25 - un guiado de la aeronave (1) a lo largo de una trayectoria predefinida desde el punto de captura (B) hasta un punto de enganche (C) predeterminado alineado con el eje de la pista de aterrizaje a partir de los datos de altitud proporcionados por el altímetro (4) y de los datos de rumbo y velocidad de la aeronave;
- 30 - una fase de asistencia al aterrizaje (P2) que comprende un guiado desde el punto de enganche (C) hasta el punto final (D) situado en la pista de aterrizaje.
- 35 2. Procedimiento de asistencia según la reivindicación 1, en el que el posicionamiento de la aeronave en el punto de captura (B) se determina a partir de los datos de distancia entre la aeronave (1) y un punto de referencia en tierra alineado con el punto de retorno (A) y la posición del medidor de desviación (E).
- 40 3. Procedimiento de asistencia según la reivindicación 2, en el que dichos datos de distancia se estiman a partir de mediciones del tiempo de propagación de los paquetes de datos entre la estación de tierra y la aeronave.
- 45 4. Procedimiento de asistencia según la reivindicación 3, en el que dichos datos de distancia se estiman a partir de mediciones del tiempo de propagación de ida de los paquetes de datos entre la estación de tierra y la aeronave, comprendiendo dicha estación de tierra y la aeronave unos relojes sincronizados.
- 50 5. Procedimiento de asistencia según la reivindicación 1, en el que la determinación del posicionamiento de la aeronave en el punto de captura (B) comprende la estimación de los datos de velocidad de dicha aeronave y la determinación de una distancia recorrida por la aeronave desde el punto de retorno (A) a partir de dichos datos de velocidad.
- 55 6. Procedimiento de asistencia según la reivindicación 5, en el que, estando el dispositivo de procesamiento de datos (2) configurado para ser conectado además a un sistema oprónico (6) que comprende un dispositivo de captura de imágenes (14) embarcado en la aeronave (1) y posicionado según el eje de la aeronave, así como un dispositivo de procesamiento de imágenes adaptado al procesamiento de dichas imágenes, los datos de velocidad de dicha aeronave (1) son estimados por dicho sistema oprónico mediante la medición de la velocidad de movimiento del suelo con la ayuda de imágenes capturadas por dicho dispositivo de captura de imágenes y de datos de altitud proporcionados por el altímetro (4).
- 60 7. Procedimiento de asistencia según la reivindicación 5, en el que los datos de velocidad de dicha aeronave (1) son estimados por la medición de un efecto Doppler generado por el movimiento de la aeronave en las señales intercambiadas entre la aeronave y la estación de tierra.
- 65 8. Procedimiento de asistencia según una de las reivindicaciones 1 a 7, en el que, estando el dispositivo de procesamiento de datos (2) configurado para ser conectado asimismo a un dispositivo de captura de imágenes embarcado en la aeronave (1), el posicionamiento de la aeronave en el punto de captura (B) es determinado por la detección de un punto de referencia en tierra de posición conocida en por lo menos una imagen capturada por dicho dispositivo de captura de imágenes.

9. Procedimiento de asistencia según una de las reivindicaciones 1 a 8, en el que la aeronave (1) es guiada entre el punto de retorno (A) y el punto de captura (B) según una trayectoria rectilínea predefinida en la dirección de la posición del medidor de desviación (E).

5 10. Procedimiento de asistencia según una de las reivindicaciones 1 a 8, en el que la aeronave (1) es guiada entre el punto de retorno (A) y el punto de captura (B) según una trayectoria en zigzag o por pasos.

10 11. Procedimiento de asistencia según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, en el que, estando el dispositivo de procesamiento de datos (2) configurado para ser conectado asimismo a una cámara (10) embarcada en la aeronave (1), la fase de asistencia al aterrizaje (P2) comprende la estimación (E3) de una posición del punto final (D) en una imagen de la pista de aterrizaje capturada por la cámara (10) y la estimación (E4) de una posición de la aeronave en función de dicha posición del punto final estimada en la imagen y de datos de altitud proporcionados por el altímetro (4), y en el que dicho guiado de la aeronave desde el punto de enganche (C) hasta el punto final (D) se realiza manteniendo la aeronave alineada con el eje de la pista de aterrizaje.

15 12. Procedimiento de asistencia según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11, en el que, estando el dispositivo de procesamiento de datos (2) configurado asimismo para ser conectado a un emisor-receptor embarcado (15) en dicha aeronave (1) y destinado a recibir unas señales emitidas por lo menos por tres emisores-receptores posicionados en tierra, la fase de asistencia al aterrizaje (P2) comprende la estimación (E7) de datos de posición de la aeronave a partir de los datos de distancia entre el emisor-receptor embarcado (15) y dichos por lo menos tres emisores-receptores de tierra.

20 13. Procedimiento de asistencia según una de las reivindicaciones 1 a 12, en el que la aeronave (1) es guiada asimismo a partir de mediciones de la desviación de elevación de la aeronave con respecto a un plano de referencia.

25 14. Producto de programa de ordenador que comprende unas instrucciones de código para la ejecución de un procedimiento según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 13 cuando este programa es ejecutado por un procesador.

30 15. Dispositivo de procesamiento de datos (2) configurado para ser embarcado en una aeronave (1) y para ser conectado a:

- un altímetro (4) configurado para medir la altitud de la aeronave,
- un medidor de desviación (13) posicionado a nivel de una estación de tierra y configurado para medir una desviación de acimut de la aeronave con respecto a una dirección de referencia que conecta dicho punto de retorno (A) y la posición del medidor de desviación (E)

35 estando el dispositivo de procesamiento de datos (2) caracterizado por que está configurado para la realización del procedimiento de asistencia según una de las reivindicaciones 1 a 13, comprendiendo dicho procedimiento de asistencia:

- una fase de asistencia a la navegación de retorno (P1) que comprende:
- un guiado de la aeronave (1), a partir de mediciones de desviación de acimut de la aeronave con respecto a dicha dirección de referencia transmitidas por el medidor de desviación, desde el punto de retorno (A) en la dirección de la posición del medidor de desviación (E);
- una determinación del posicionamiento de la aeronave en un punto de captura predeterminado (B) alineado con el punto de retorno (A) y la posición del medidor de desviación (E);
- un guiado de la aeronave (1) a lo largo de una trayectoria predefinida desde el punto de captura (B) hasta un punto de enganche (C) predeterminado alineado con el eje de la pista de aterrizaje a partir de los datos de altitud proporcionados por el altímetro (4) y los datos de rumbo y de velocidad de la aeronave;
- una fase de asistencia al aterrizaje (P2) que comprende un guiado desde el punto de enganche (C) hasta el punto final (D) situado en la pista de aterrizaje.

40 16. Sistema automático de asistencia al aterrizaje (3) de una aeronave (1) en una pista de aterrizaje desde un punto de retorno (A) hasta un punto final (D) a nivel del cual la aeronave entra en contacto con la pista de aterrizaje que comprende:

- un altímetro (4) configurado para medir la altitud de la aeronave,
- un medidor de desviación (13) posicionado a nivel de una estación de tierra y configurado para medir una desviación de acimut de la aeronave con respecto a una dirección de referencia que conecta dicho punto de retorno (A) y la posición del medidor de desviación (E),
- el dispositivo de procesamiento de datos (2) según la reivindicación 15.

FIG. 1

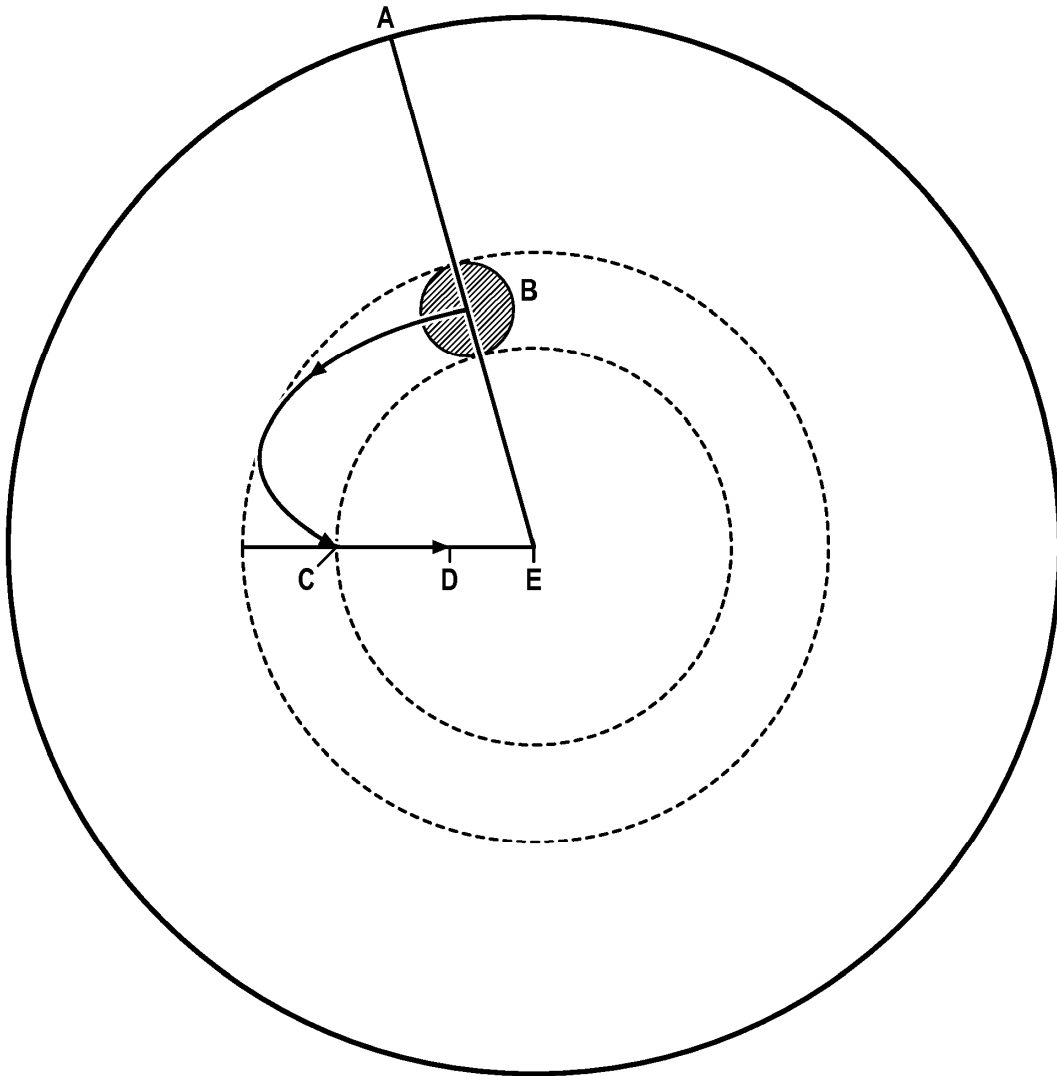


FIG. 2

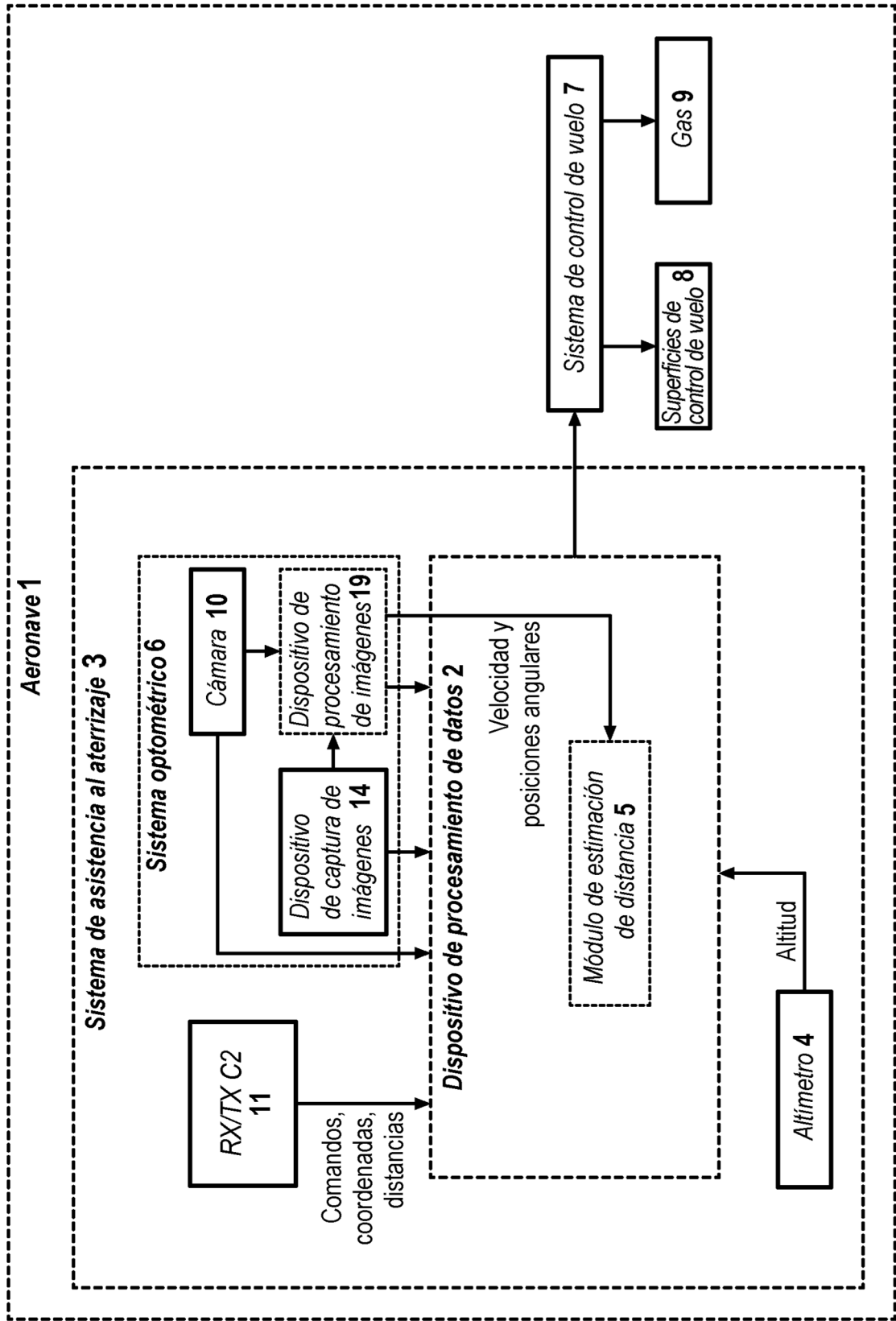


FIG. 3

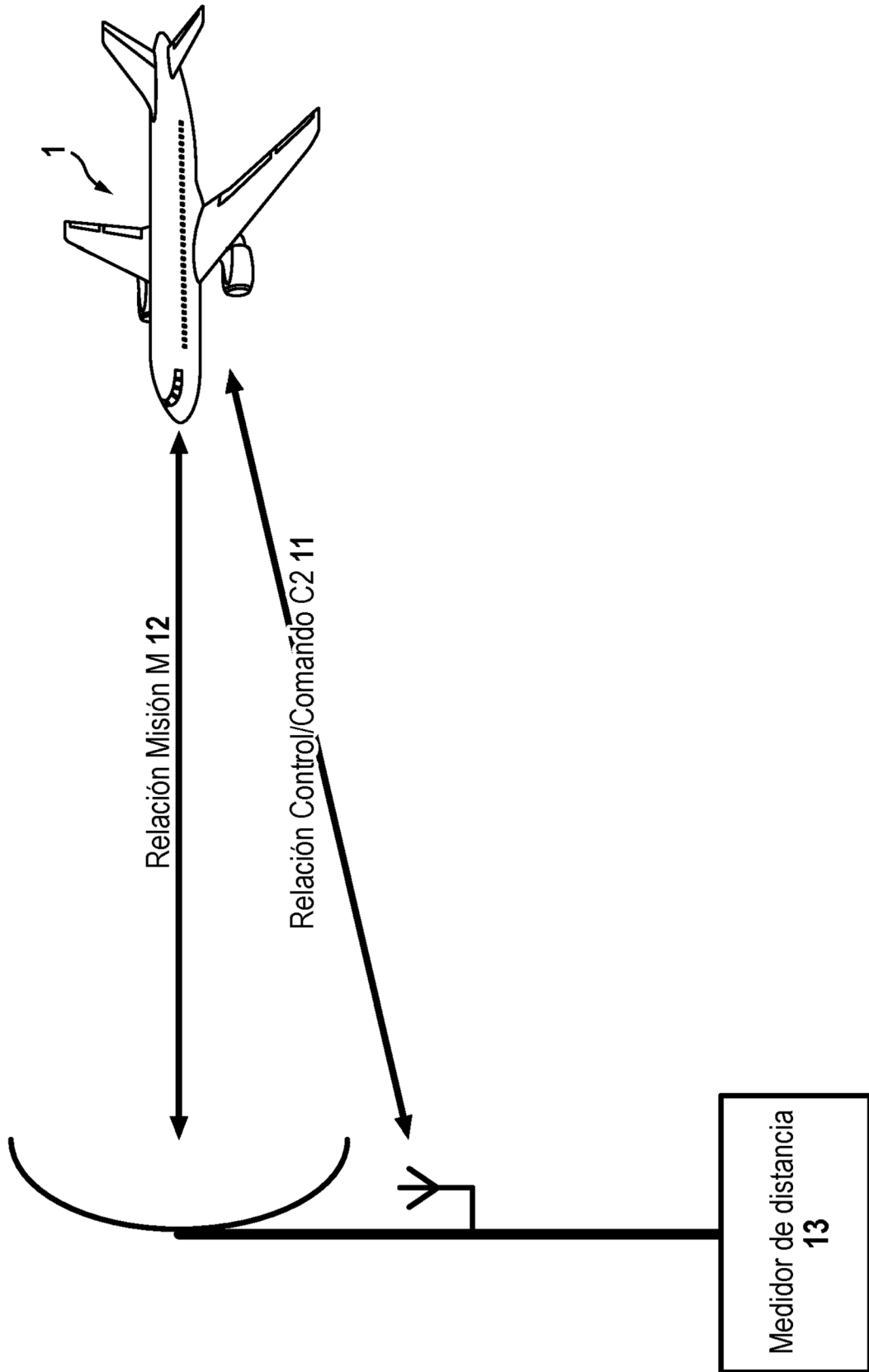


FIG. 4

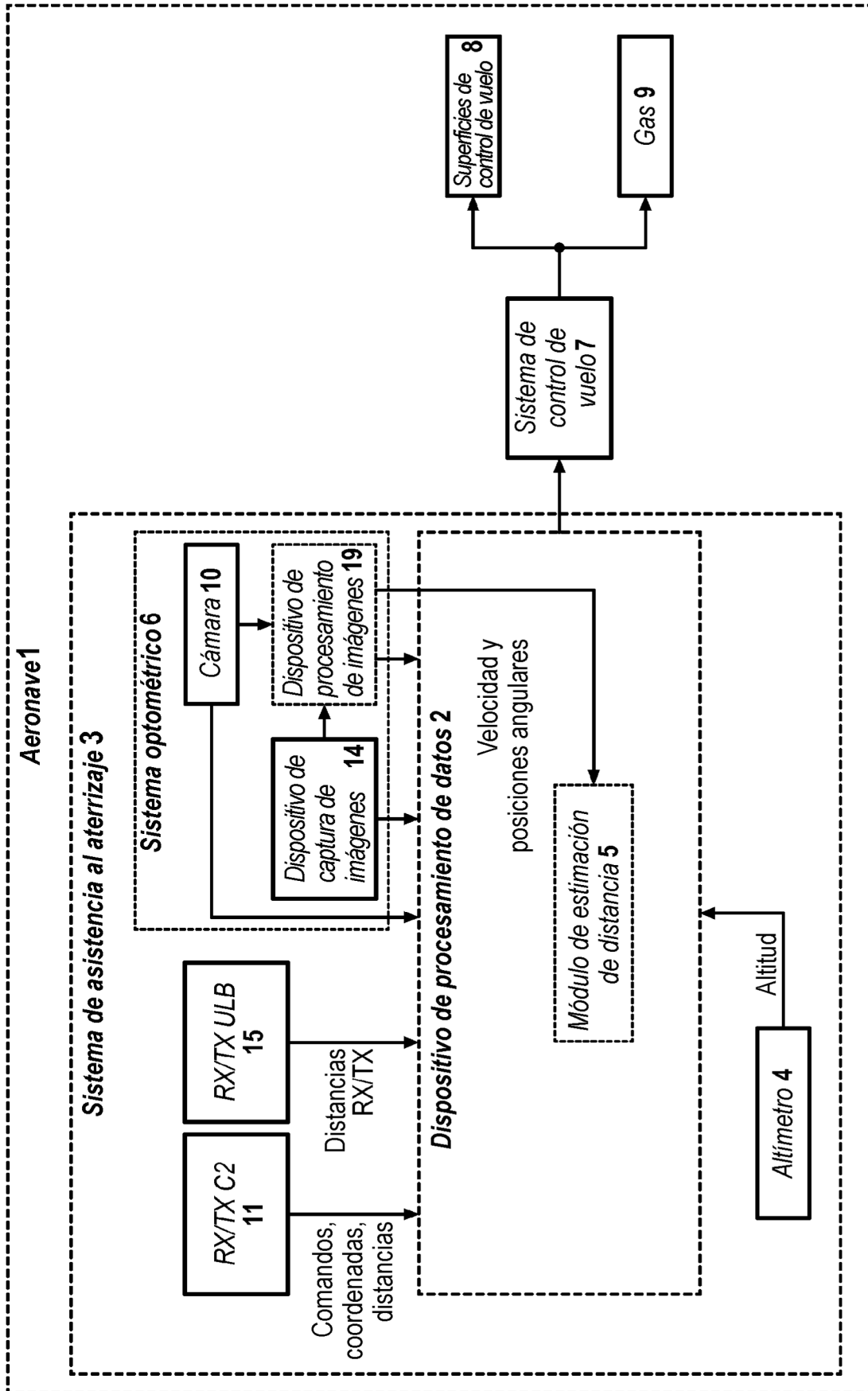
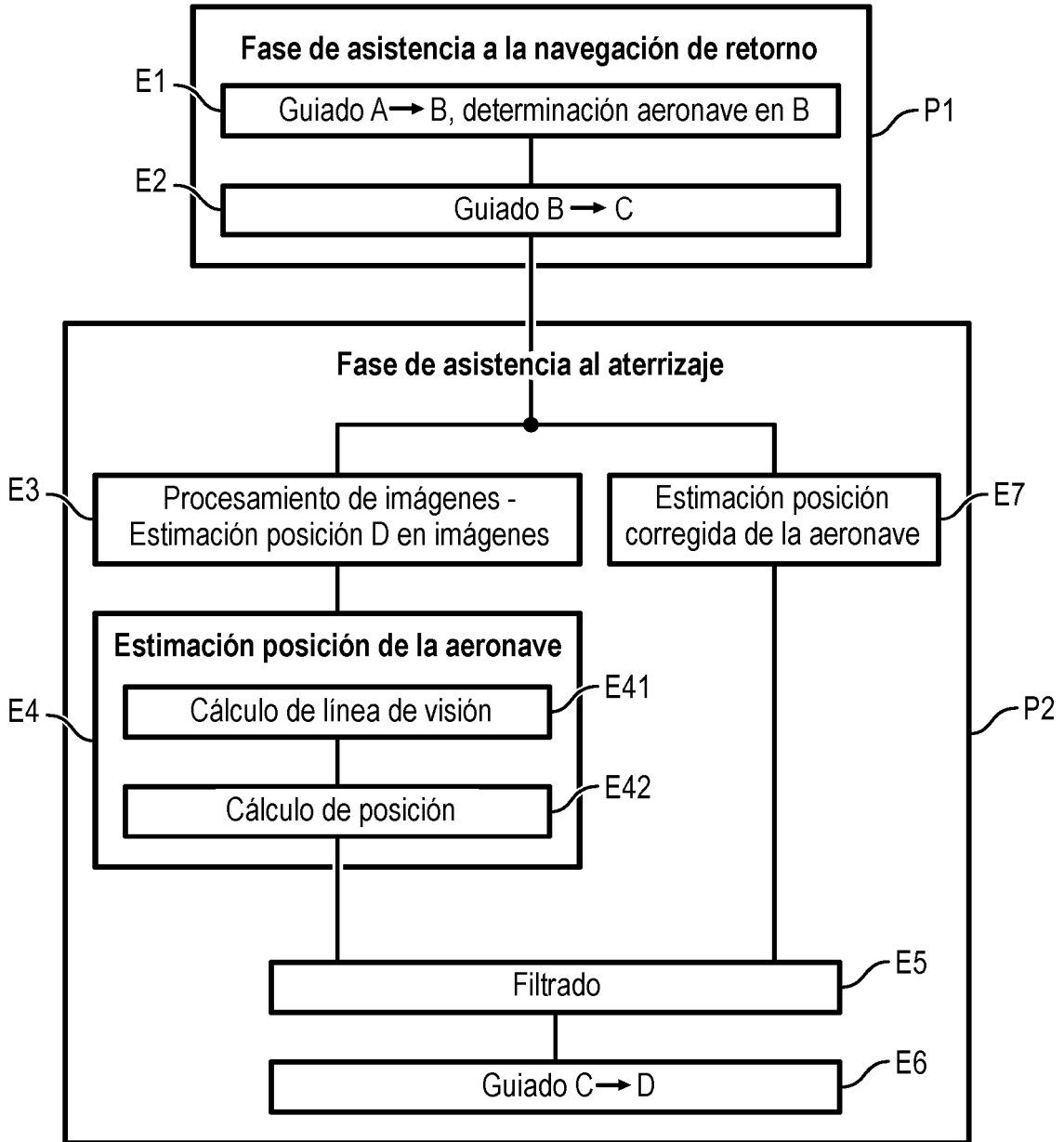


FIG. 5



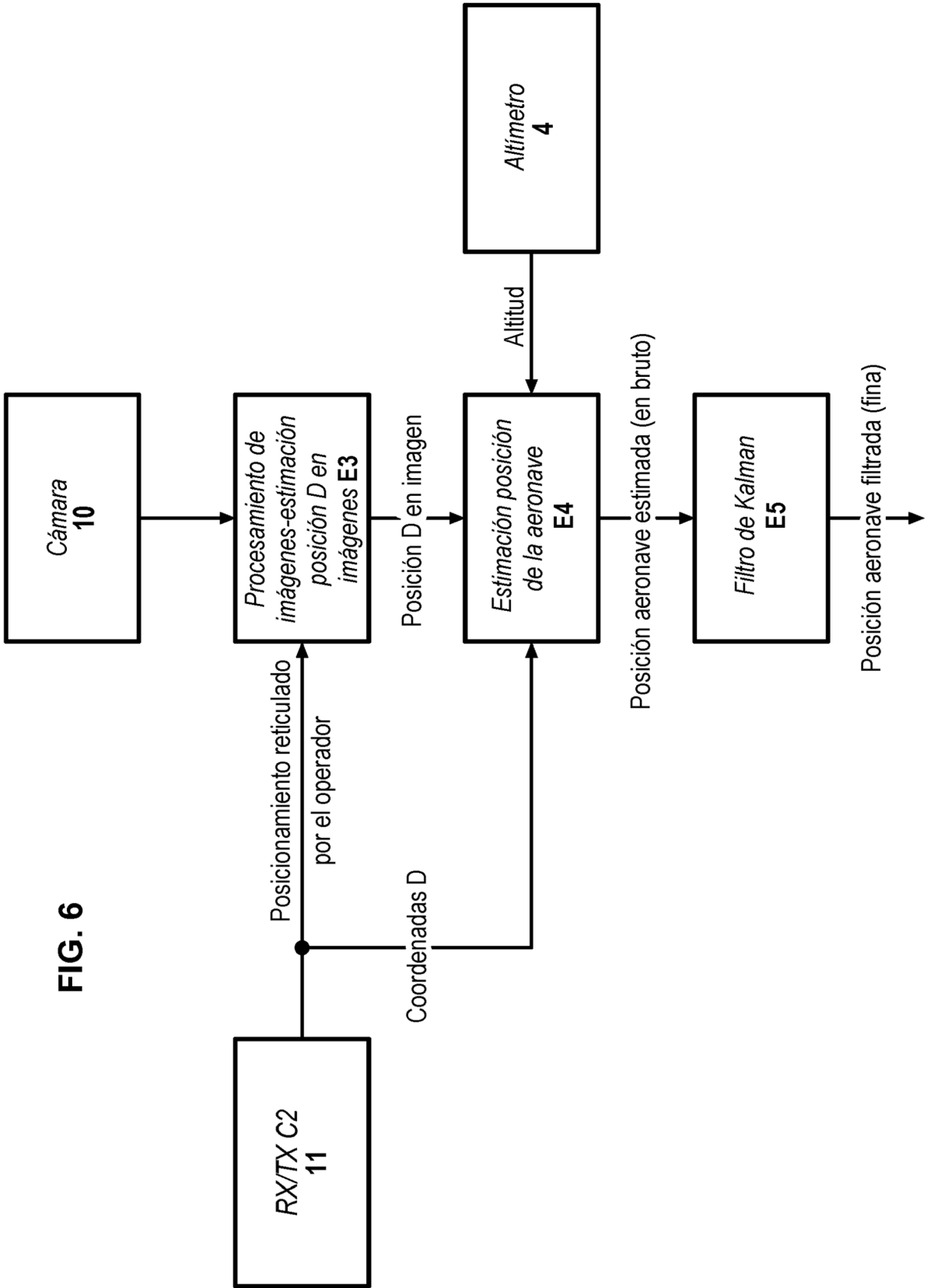


FIG. 6

FIG. 7

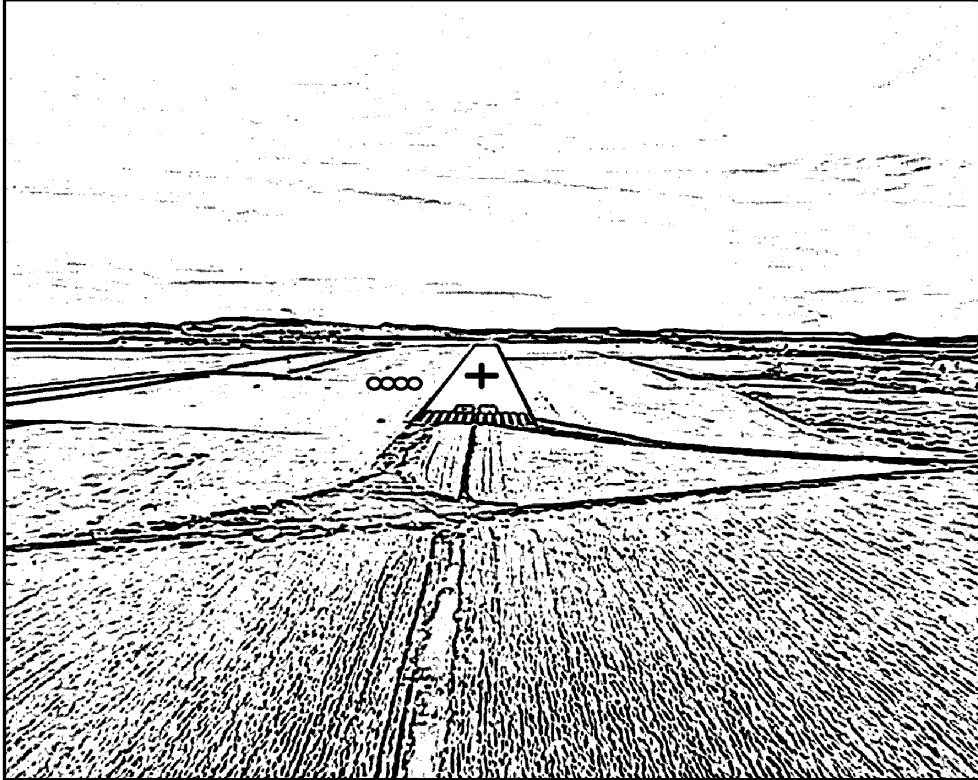


FIG. 8

