

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 601 082**

51 Int. Cl.:

**B64D 39/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **16.12.2010 E 10195529 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **31.08.2016 EP 2338793**

54 Título: **Sistema y método de pilotaje automático para repostaje en vuelo de un avión, y avión que incluye dicho sistema**

30 Prioridad:

**16.12.2009 IT TO20090993**

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

**14.02.2017**

73 Titular/es:

**LEONARDO S.P.A. (100.0%)  
Piazza Monte Grappa, 4  
00195 Roma, IT**

72 Inventor/es:

**PEPICELLI, GEREMIA;  
PORTARO, GAETANO y  
BAVA, RENZO**

74 Agente/Representante:

**UNGRÍA LÓPEZ, Javier**

ES 2 601 082 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 y método de pilotaje automático para repostaje en vuelo de un avión, y avión que incluye dicho sistema

5 La presente invención se refiere a un sistema y a un método de pilotaje automático para repostaje en vuelo de un avión y a un avión que incluye dicho sistema, en particular para controlar la aproximación en condiciones de seguridad de un avión a repostar a un avión petrolero.

10 Los sistemas de repostaje en vuelo de un tipo conocido contemplan la transferencia de combustible entre un avión petrolero y un avión receptor por medio de una manguera que pasa a través de un tubo rígido (conocido como "lanza") y una línea telescópica. La lanza está fijada a una porción trasera del fuselaje del avión petrolero a través de una conexión semirrígida, que permite un cierto grado de libertad de movimiento. Es evidente que el avión receptor, con el fin de efectuar satisfactoriamente la operación de repostaje en vuelo, ante todo debe realizar una aproximación correcta al avión petrolero, manteniendo una distancia no superior a la distancia que puede cubrir la lanza y la línea telescópica, y luego mantener una posición y una velocidad lo más conforme posible a la del avión petrolero.

15 Un método de repostaje diferente contempla en cambio el uso de una manguera, provista, en su porción terminal, de una cesta, configurada para conectar hasta una boca de entrada del sistema de repostaje del avión receptor. El avión receptor debe ejecutar movimientos mínimos tal como llegar a la cesta de la manguera y permanecer en una posición fija con respecto al avión petrolero.

20 La operación de aproximación del avión receptor a la zona contemplada para repostaje (conocida como "zona de encuentro") y de colocación inicial con respecto al avión petrolero la efectúa actualmente el piloto del avión receptor. A efectos experimentales, durante las operaciones más críticas de alineación fina (por ejemplo, enganche de la manguera con la línea de recepción de combustible del avión receptor) se realizaron pruebas en las que el piloto del avión receptor es ayudado en el posicionamiento correcto por sistemas de alineación de un tipo óptico, en particular dispositivos que operan en los dispositivos visibles o infrarrojos, que emiten una señal óptica detectada por detectores ópticos apropiados instalados en el avión receptor, en particular en la proximidad de la línea de recepción de combustible. Sin embargo, dichos sistemas de alineación, usados solamente en el paso terminal de enganche con la línea de recepción de combustible, contemplan una intervención activa por parte del piloto del avión receptor para mantener estable la posición del avión receptor con respecto a la del avión petrolero durante el procedimiento de repostaje.

25 Una solución de un tipo conocido a este problema se describe en la patente número US 6.669.145. En detalle, esta solución contempla poner en el avión petrolero y/o en la cesta fijada a la lanza una pluralidad de reflectores, configurados para operar como filtros de polarización. En cambio, el avión receptor dispone de una fuente de radiación (por ejemplo, un LED o un láser) y un detector de radiación (por ejemplo, un fotodiodo).

30 En el paso final de aproximación entre el avión receptor y el avión petrolero, el avión receptor emite, por medio de la fuente de radiación, una radiación incidente que se propaga en la dirección del avión petrolero y/o de la cesta. Los reflectores instalados en el avión petrolero y/o en la cesta reflejan la radiación incidente, generando cada uno una radiación reflejada propia (caracterizada por una polarización propia), que es detectada por el detector de radiación instalado en el avión receptor. Analizando la radiación reflejada, y en particular la polarización de la señal recibida, el avión receptor es capaz de conocer su propia posición con respecto a cada reflector, y, en consecuencia, con respecto al avión petrolero y/o la lanza.

35 El sistema descrito en US 6.669.145 presenta la desventaja de implicar considerables modificaciones, incluyendo estructurales, en el avión petrolero y en la cesta de la lanza. Esto implica un alto costo para actualizar el avión petrolero existente, y un aumento de los costos de producción del avión petrolero construido según la idea del documento número US 6.669.145. Además, según dicho sistema, un avión receptor que requiere repostaje en vuelo, podría completar satisfactoriamente los pasos de repostaje conectando solamente con un avión petrolero construido según la idea del documento número US 6.669.145, y no con un avión petrolero genérico.

40 Otra solución de un tipo conocido para llevar a cabo el repostaje automático en vuelo se describe en US 2008/0265097. El método descrito en US 2008/0265097 se refiere al control del vuelo del avión petrolero y al control de orientación de la lanza. De hecho, en este caso, el avión petrolero está provisto de una unidad de medición inercial (UMI), un dispositivo GPS, y un procesador, configurado para calcular un estado actual de navegación inercial del avión petrolero que compense posibles errores (por ejemplo, debidos a fenómenos de ruido electrónico de la UMI y errores de posición GPS). El avión petrolero puede incluir además sensores electroópticos, para adquirir imágenes de la lanza y/o del avión receptor durante el paso final de aproximación para repostaje.

45 La Patente número GB 2 438 218 describe un método y un sistema para permitir el vuelo relativo de dos aviones, en particular un avión petrolero y un avión receptor que ha de repostar. La posición correcta de vuelo del avión receptor se mantiene comparando datos de posición obtenidos mediante un receptor GPS instalado tanto en el avión petrolero como en el avión receptor. Las mediciones GPS son integradas con más mediciones obtenidas por medio

de sensores de aceleración y sensores de velocidad angular, instalados ambos a bordo del avión petrolero y a bordo del avión receptor. Sin embargo, este sistema no garantiza un alto grado de precisión (al menos a nivel de centímetros) durante el paso final de aproximación y el contacto entre la lanza y el avión receptor (últimos 10 m).

5 La Patente número US 6.889.941 describe la navegación y el guiado de un avión seguidor, tal como un UAV, con relación a un avión líder y específicamente a un sistema de vuelo en formación y repostaje aéreo para UAVs.

10 La finalidad de la presente invención es proporcionar un sistema y un método de pilotaje automático para repostaje en vuelo de avión, y un avión que incluye dicho sistema, que permitirán superar las desventajas de la técnica conocida, y en particular que permitirá el repostaje del avión receptor automatizando los procedimientos de aproximación y de alineación fina entre el avión receptor y el avión petrolero sin hacer modificaciones estructurales en el avión petrolero o haciendo modificaciones con mínimo impacto estructural en el avión petrolero.

15 Según la presente invención se facilitan un sistema y un método de pilotaje automático para repostaje en vuelo de un avión, y un avión que incluye dicho sistema, como los definidos en las reivindicaciones 1, 9 y 25, respectivamente.

20 Para una mejor comprensión de la presente invención, ahora se describe una realización preferida, puramente a modo de ejemplo no limitador, con referencia a los dibujos adjuntos, donde:

La figura 1 es una ilustración esquemática de un avión receptor provisto de un sistema de pilotaje automático según la presente invención.

25 La figura 2 es una ilustración esquemática de un avión petrolero configurado para cooperar con el avión receptor de la figura 1 durante la aproximación del avión receptor, según la presente invención.

La figura 3 representa, por medio de un diagrama de bloques, módulos para gestionar el sistema de pilotaje automático según la presente invención.

30 La figura 4 representa, por medio de un diagrama de flujo, pasos sucesivos de un método de aproximación del avión de la figura 1 a una zona de encuentro y de aproximación al avión petrolero de la figura 2 a efectos de repostaje en vuelo según la presente invención.

35 La figura 5 representa, por medio de un diagrama de estado, estados que asumen los módulos de gestión de la figura 3.

La figura 6 representa el avión receptor de la figura 1 durante un paso de aproximación al avión petrolero de la figura 2.

40 La figura 7 representa la gráfica de un parámetro que representa la incertidumbre en los datos de posición GPS en función del error de predicción, en metros, en los datos de posición GPS.

45 La figura 8 representa la gráfica de tiempo de un parámetro de retardo que depende del retardo con el que los datos de posición GPS son actualizados.

La figura 9 representa la gráfica de un parámetro de exactitud de la distancia entre el avión receptor de la figura 1 y el avión petrolero de la figura 2, detectada mediante procesado de imágenes del avión petrolero capturadas por el avión receptor, en función de la distancia.

50 La figura 10 representa la gráfica de un valor de incertidumbre en la medición de distancia entre el avión receptor de la figura 1 y el avión petrolero de la figura 2, detectada mediante procesado de las imágenes del avión petrolero capturadas por el avión receptor, en función de la distancia.

55 La figura 11 representa la gráfica de tiempo de un parámetro de fiabilidad de la medición óptica.

Y la figura 12 representa, por medio de un diagrama de bloques, pasos de un proceso de ponderación y filtración de datos de distancia entre el avión receptor de la figura 1 y el avión petrolero de la figura 2 según la presente invención.

60 La figura 1 representa un avión receptor 1, que puede ser indiferentemente un vehículo aéreo no tripulado (UAV) o un vehículo aéreo tripulado, configurado para aproximación automática de un avión petrolero (ilustrado en la figura 2) para operaciones de repostaje en vuelo. En el caso de UAVs, se puede contemplar en cualquier caso la presencia, en tierra, de un piloto remoto, que pueda controlar el avión a distancia. En la descripción siguiente, si no se indica lo contrario, el término "piloto" se refiere indiferentemente a un piloto presente a bordo del avión o situado a distancia del avión y en comunicación con él, para controlar el rumbo u otras operaciones.

65

El avión receptor 1 incluye un sistema de pilotaje automático 15 para permitir el repostaje en vuelo, incluyendo: un dispositivo de vuelo autónomo 2, configurado para controlar el rumbo y los parámetros de vuelo (velocidad, altitud, etc) del avión receptor 1; un dispositivo de posicionamiento 4, por ejemplo un receptor GPS, configurado para adquirir una señal GPS con el fin de detectar coordenadas de posición del avión receptor 1 durante el vuelo; un dispositivo transceptor 6, configurado para comunicar en recepción y transmisión con un dispositivo transceptor respectivo instalado en un avión petrolero (ilustrado en la figura 2); un primer dispositivo óptico 8 y un segundo dispositivo óptico 10, por ejemplo una primera videocámara y una segunda videocámara, instalada cada una en un ala respectiva del avión receptor 1, preferiblemente en una porción inferior de cada ala respectiva, y configuradas para adquirir películas y/o imágenes en el rango visible o infrarrojo; una memoria 12; y un microcontrolador 14, conectado a la memoria 12, a los dispositivos ópticos primero y segundo 8 y 10, al dispositivo transceptor 6, al dispositivo de posicionamiento 4, y al dispositivo de vuelo autónomo 2. El microcontrolador 14 y la memoria 12 pueden ser sustituidos por un procesador digital integrado (no ilustrado).

Según una realización preferida de la presente invención, los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10 son detectores ópticos pasivos. En este caso, un detector óptico pasivo indica un dispositivo óptico configurado para adquirir una señal (en particular, una señal óptica, indiferentemente en el espectro visible o invisible, por ejemplo infrarrojo) generada por una fuente instalada a distancia. Los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10, de tipo pasivo, no están configurados por lo tanto para emitir una señal (en particular, una señal óptica) y adquirir una porción de la señal emitida reflejada por un obstáculo o por otro objeto situado a distancia. Los dispositivos ópticos pasivos son, por ejemplo, cámaras vídeo o cámaras fotográficas.

La figura 2 representa, en vista posterior desde abajo, un avión petrolero 20, configurado para cooperar con el avión receptor 1 de la figura 1 con el fin de permitir el repostaje en vuelo del avión receptor 1. En concreto, el avión petrolero 20 incluye, según una realización de la presente invención, una primera fuente de señales 22 y una segunda fuente de señales 24, por ejemplo una primera fuente de señales y una segunda fuente de señales de tipo activo, configuradas para emitir una señal luminosa. Las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 están formadas, por ejemplo, por dispositivos ópticos configurados para emitir una señal en el espectro visible y/o infrarrojo. Esta realización presenta la ventaja de requerir modificaciones mínimas en el avión petrolero 20 que se pueden hacer también en aviones petroleros ya existentes 20 de forma económicamente ventajosa, requiriendo mínimas modificaciones en el avión petrolero existente 20.

Según otra realización de la presente invención, las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 están formadas por las luces de baliza/posición que normalmente lleva cualquier avión. Esta realización presenta la ventaja de no requerir ninguna modificación de naturaleza estructural o cualquier otra naturaleza en el avión petrolero 20.

Según otra realización de la presente invención, las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 son fuentes de tipo pasivo. En este caso, las fuentes de señal 22, 24 no emiten radiación de luz, sino que, por ejemplo, reflejan la luz del entorno circundante.

Las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 se instalan en el fuselaje del avión petrolero 20 en una porción inferior del fuselaje de tal forma que sean identificables por un avión receptor 1 que se aproxime al avión petrolero 20 por detrás y a una altitud de vuelo inferior a la altitud de vuelo del avión petrolero 20. Las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 están espaciadas una distancia  $d$  elegida en base al tipo de fuentes de señal 22, 24 usado, por ejemplo, en el caso de fuentes de señal luminosa enfocada de tipo LED, de más de 70 cm, preferiblemente 1 m. El avión petrolero 20 incluye además: un dispositivo transmisor 26 propio, configurado para comunicar en transmisión con el dispositivo transceptor 6 del avión receptor 1; un dispositivo de posicionamiento 28, por ejemplo un receptor GPS; y un microcontrolador 30, conectado al dispositivo transceptor 26 y al dispositivo de posicionamiento 28. Las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 pueden ser encendidas manualmente por un operador a bordo del avión petrolero 20 solamente cuando sea necesario (es decir, durante las operaciones de repostaje en vuelo).

La figura 3 muestra una representación esquemática, por medio de bloques funcionales, de módulos de gestión (designados en conjunto con el número de referencia 31) del sistema de pilotaje automático 15 del avión receptor 1 según la presente invención. Los módulos de gestión 31 pueden ser del tipo de software, almacenado dentro de la memoria 12 y ejecutado por el microprocesador 14, o implementado de forma distribuida dentro de memorias apropiadas (no ilustradas) del dispositivo de posicionamiento 4, del dispositivo transceptor 6, y del dispositivo de vuelo autónomo 2 (o del procesador digital integrado, si lo hay).

Los módulos de gestión 31 incluyen un bloque para medir la aproximación en vuelo 32, incluyendo un módulo de gestión de sensores 33, del tipo de software, configurado para controlar la adquisición de imágenes a través de los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10 y procesarlas (como se explicará más plenamente a continuación); un bloque de gestión de misión 34, incluyendo un módulo de control de misión 35, configurado para impartir órdenes de vuelo y/u órdenes de misión al avión receptor 1 (por ejemplo, controlando el dispositivo de vuelo autónomo 2 con el fin de ejecutar maniobras necesarias para llegar a la zona prevista de encuentro y la ejecución de repostaje en vuelo), y un módulo de conmutación de enlace ascendente 36, configurado para inhibir temporalmente el módulo de control de misión 35 en el avión receptor 1 y permitir al piloto controlar manualmente el avión receptor 1; un bloque

de gestión de vuelo 38, incluyendo un módulo de procesado GPS 39, configurado para recibir una o varias señales de posición GPS procedentes de uno o varios satélites del GPS y procesarlas con el fin de identificar coordenadas de posición del avión receptor 1, y un módulo de control de vuelo 40, configurado para recibir, mediante el módulo de conmutación de enlace ascendente 36, las órdenes de vuelo (rumbo, dirección, etc) generadas por el módulo de control de misión 35 o recibidas por el piloto; y un bloque de comunicación 41, incluyendo un módulo transmisor/receptor 43, configurado para permitir la comunicación en recepción con el dispositivo transmisor 26 del avión petrolero 20 (por ejemplo, para recibir datos de posición GPS del avión petrolero 20) y un módulo de enlace de datos de control 42, configurado para permitir el intercambio de datos de orden y control del avión receptor 1 entre el avión receptor 1 propiamente dicho y una estación remota 37 (en la que opera el piloto remoto).

En el uso, los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10 operan para adquirir imágenes del avión petrolero 20, en particular cuando el avión receptor 1 está en la proximidad espacial del avión petrolero 20. La proximidad espacial del avión receptor 1 al avión petrolero 20 es detectada por detección de datos de posición (por ejemplo, azimut, elevación, distancia relativa) del avión receptor 1 y del avión petrolero 20 mediante los respectivos dispositivos de posicionamiento 4 y 28, y por comparación de dichos datos de posición detectados. La comparación de dichos datos de posición la efectúa el avión receptor 1. Para ello, el módulo de procesado GPS 39 está conectado al módulo de control de misión 35, que en cambio está conectado al módulo transmisor/receptor 43. El módulo transmisor/receptor 43 (por ejemplo, implementado en el dispositivo transceptor 6) adquiere datos de posición GPS del avión petrolero 20 transmitido por el dispositivo transceptor 26 y los comunica al módulo de control de misión 35. Éste último, en base a los datos de posición GPS del avión receptor 1 (adquiridos por el módulo de procesado GPS 39) y de los datos de posición GPS del avión petrolero 20 recibidos por el módulo transmisor/receptor 43, identifica las posiciones relativas del avión 1 y 20. El módulo de control de misión 35 está conectado al módulo de gestión de sensores 33 y está configurado para controlar, mediante el módulo de gestión de sensores 33, la adquisición de imágenes por los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10. Las imágenes adquiridas por los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10 son convertidas a formato digital y procesadas por el módulo de gestión de sensores 33 con el fin de llevar a cabo una operación de reconocimiento del objeto de dichas imágenes. En concreto, esta operación tiene la finalidad de reconocer, durante el paso de aproximación del avión receptor 1 al avión petrolero 20, el tipo de avión petrolero 20 que se está aproximando, y luego detectar la posición de las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 del avión petrolero 20. De esta forma, es posible detectar fuentes de señal 22, 24 tanto de tipo activo como de tipo pasivo.

El reconocimiento de imágenes puede ser efectuado por medio de software de tipo conocido, comparando las imágenes capturadas con una pluralidad de imágenes presentes en una base de datos, por ejemplo almacenada en la memoria 12, como se describe más plenamente más adelante.

Así es posible llevar a la práctica una aproximación fina y completar el posicionamiento correcto del avión receptor 1 con respecto al avión petrolero 20 para llevar a cabo repostaje en vuelo.

Las mediciones de posición mediante GPS, las operaciones de reconocimiento del avión petrolero 20, y la detección de la posición de las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 pueden ser ejecutadas de forma continua y simultáneamente; es decir, no son mutuamente exclusivas.

La figura 4 representa, por medio de un diagrama de bloques, los pasos 45-49 de planificar la operación de aproximación del avión receptor 1 al avión petrolero 20 gestionada por los módulos de gestión 31 de la figura 3. Las transiciones entre pasos realizadas de forma autónoma por los módulos de gestión 31 se representan en la figura 4 con flechas de líneas continuas, mientras que cualquier posible intervención manual por parte del piloto, encaminadas a modificar el flujo automático entre los pasos, se representan con flechas de trazos. En el caso de no intervención por parte del piloto, el avión receptor 1 sería guiado de forma totalmente automática y autónoma por los módulos de gestión 31 hasta la terminación de la operación de repostaje.

La activación de los pasos de aproximación para ejecutar la operación de repostaje en vuelo se puede efectuar automáticamente (por ejemplo, a la detección de una condición de combustible mínimo) o después de una intervención de activación manual por parte del piloto (orden IFR\_Req en la figura 4).

Durante el paso 45, el módulo de control de misión 35 está en un paso de repostaje autónomo inactivo, y la gestión de repostaje en vuelo es de tipo manual, encomendada al piloto. El paso 45 es ejecutado, por ejemplo, durante el despegue, cuando no hay necesidad de llevar a cabo repostaje, o cuando, por razones de seguridad, el piloto considera necesario controlar manualmente el avión receptor 1. La activación del paso 45 se realiza mediante orden directa del piloto, que, comunicando con los módulos de gestión 31 mediante el módulo transmisor/receptor 43, controla el módulo de conmutación de enlace ascendente 36 mediante el módulo de enlace de datos de control 42 de tal forma que inhiba el control automático del módulo de control de vuelo 40 por el módulo de control de misión 35.

En ausencia de control manual por el piloto, y en el caso donde el repostaje en vuelo es necesario (detectado automáticamente o controlado por el operador remoto mediante la orden IFR\_Req), el control pasa del paso 45 al paso 46, de planificación de misión. Durante este paso, el módulo de control de misión 35 controla, mediante el

módulo de conmutación de enlace ascendente 36, el módulo de control de vuelo 40, para controlar el rumbo de vuelo del avión receptor 1 hacia la zona de encuentro. En concreto, en base a las coordenadas actuales de posición de vuelo (detectadas automáticamente mediante los instrumentos apropiados del dispositivo de vuelo autónomo 2), el módulo de control de misión 35 controla el módulo de control de vuelo 40 de tal forma que imparta al avión receptor 1 las órdenes necesarias para llevar a cabo desviaciones de rumbo, aceleraciones, deceleraciones, o en otro caso la adopción de un recorrido más tortuoso con el fin de crear las condiciones de retardo/avance con respecto a un posible programa de encuentro que se contempla.

Entonces, cuando el avión receptor 1 entra en la zona contemplada para el encuentro (conocida en base a los datos de posición GPS supervisados de forma continua), el control pasa al paso 47, de entrada a la zona. Durante este paso, el módulo de control de misión 35 controla el avión receptor 1 de modo que éste último efectúe, si es necesario, una o varias vueltas de radio fijo ("vuelo sin dirección determinada"), a la espera de la llegada del avión petrolero 20 a la zona de encuentro. A la llegada del avión petrolero 20 a la zona de encuentro, el control pasa al paso 48. En caso de que el avión petrolero 20 ya esté en la zona de encuentro, el paso 47 no produce ningún efecto en el vuelo del avión receptor 1, y el control pasa al paso 48.

Durante el paso 48, que se refiere a la maniobra de caza, el módulo de control de misión 35 controla, mediante el módulo de control de vuelo 40, el avión receptor 1 de modo que éste último efectúe las maniobras necesarias para colocarse a la cola del avión petrolero 20 (como se ilustra en la figura 6 y se describe a continuación con referencia a dicha figura), para preparar el repostaje en vuelo. Los procedimientos usados se pueden desarrollar ventajosamente según el estándar NATO ATP 56.

La posición correcta del avión receptor 1 a la cola del avión petrolero 20 es verificada por el módulo de control de misión 35 por medio de una comparación de las coordenadas de posición del avión receptor 1 obtenidas a través de GPS y de las coordenadas del avión petrolero 20 recibidas por éste último a través del módulo transmisor/receptor 43. Durante el paso 48, el módulo de control de misión 35 imparte al avión receptor 1 órdenes de aceleración o deceleración tales que permitan una reducción progresiva de la distancia del avión petrolero 20 y las posibles órdenes de cambio de dirección (por ejemplo giros) o de modificación de la altitud de vuelo (por ejemplo, comenzando en 1000 pies - aproximadamente 300 metros - inferior a la altitud de vuelo del avión petrolero 20) para colocarse en condiciones de seguridad a la cola del avión petrolero 20.

Finalmente (paso 49), se efectúa una colocación fina del avión receptor 1 para permitir el enganche con los sistemas de repostaje (de tipo conocido y no ilustrado) dispuestos en el avión petrolero 20. Durante este paso, la distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 y la diferencia de altitud entre los dos se reducen gradualmente, hasta que se alcanza una posición espacial preestablecida para llevar a cabo el repostaje en vuelo (dependiendo de varios parámetros, entre ellos el tipo de avión petrolero, y la longitud del tubo, rígido o flexible, usado para repostaje, etc). El control de la distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 se efectúa en este caso tanto analizando el dato de posición GPS como procesando las imágenes capturadas por medio de los dispositivos ópticos 8, 10 (como se explicará más plenamente a continuación con referencia a la figura 5).

Cada uno de los pasos 45-49 puede ser interrumpido por el operador remoto (orden SALIDA de cada paso), para poner el módulo de control de misión 35 de nuevo en el estado inactivo de repostaje automático del paso 45. Entonces, el control puede pasar de nuevo al paso 46, o en otro caso, mediante una orden del piloto, saltar directamente al paso 47 (orden AREA\_ENTRY\_Comm), o en otro caso al paso 48 (orden CHASE\_Comm), o en otro caso al paso 49 (orden JOINING\_Comm).

La orden SALIDA de cada paso 46-49 produce una interrupción del paso actual y cambios de dirección apropiados del avión receptor 1 por ejemplo para evitar una posible colisión con el avión petrolero 20 si éste último está en su proximidad espacial (por ejemplo, en el caso de salida del paso 49, el avión receptor 1, al estar especialmente cerca del avión petrolero 20, es controlado en picado, y su rumbo es controlado en una dirección opuesta a la del avión petrolero 20).

La figura 5 representa un diagrama de estado que ilustra la operación del bloque para medir la aproximación en vuelo 32, en particular durante los pasos 48 y 49 de la figura 4.

El módulo de gestión de sensores 33 se mantiene en un estado de espera 54 (no operativo, en el que las cámaras vídeo no son controladas para adquisición de imágenes) hasta la llegada de una orden de activación correspondiente (por ejemplo, unos pocos instantes después del despegue o cuando se alcanza una altitud de vuelo dada, pasando después a un estado de adquisición de datos 56, en el que los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10 funcionan para adquisición de imágenes). Sin embargo, el módulo de procesado GPS 39 ya es operativo y está en uso, y pasa alternativamente de un estado de espera 52 (en el que los datos de posición GPS no son procesados, por ejemplo porque no son recibidos a causa de condiciones meteorológicas adversas u oscurecimiento temporal de los satélites GPS) a un estado de procesado GPS 53 (durante el que la señal GPS se recibe correctamente). Por lo tanto, solamente en el caso donde la señal de posición GPS falta o se considera no fiable, entra en el estado de espera 52.

Volviendo al módulo de gestión de sensores 33, éste último controla los dispositivos ópticos primero y segundo 8 y 10 para adquisición de imágenes de forma continua para identificar en cualquier momento, pero ante todo cuando el avión receptor 1 está cerca del avión petrolero 20, la presencia del avión petrolero 20. En primer lugar, la proximidad espacial entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 la determina el avión receptor 1 en base a una comparación entre los datos de posición GPS detectados por el dispositivo de orientación 26 del avión petrolero 20 (y transmitidos al avión receptor 1) y los datos de posición GPS detectados por el dispositivo de orientación 6 y por el módulo de procesado GPS 39 del avión receptor 1.

Durante el estado 56, el módulo de gestión de sensores 33 coopera con el módulo de control de misión 35 para identificar el avión petrolero 20 desde el que llevar a cabo repostaje. Los datos de posición del avión receptor 1 y los datos de posición del avión petrolero 20 son actualizados continuamente y comparados uno con otro para definir un grado de confianza de las imágenes capturadas por los dispositivos ópticos 8, 10 y/o para llevar a cabo una corrección de la dirección de vuelo del avión receptor 1. En la proximidad del avión petrolero 20, es altamente probable que las imágenes capturadas se refieran al avión petrolero 20 propiamente dicho; en cambio, a distancia del avión petrolero 20, las posibles imágenes capturadas por los dispositivos ópticos 8, 10 podrían referirse a un avión desconocido o a otros elementos.

Una vez alcanzado un grado de confianza aceptable (por ejemplo, superior a un cierto umbral preestablecido), el control pasa del estado de adquisición de datos 56 al estado de seguimiento 58. En el estado de seguimiento 58, las imágenes adquiridas por los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10, convertidas a señales digitales, son procesadas por medio de algoritmos de reconocimiento de imágenes para llevar a cabo un reconocimiento automático del tipo del avión petrolero 20. El reconocimiento automático del avión petrolero 20 del que se ha de realizar el repostaje puede tener lugar por medio de software de reconocimiento de imágenes de un tipo conocido y por ejemplo incluye los pasos siguientes. Ante todo, es posible ejecutar en las imágenes capturadas una operación de corrección de defectos originados por los dispositivos ópticos 8, 10 propiamente dichos y de reducción del ruido de la imagen. Por ejemplo, se puede usar una matriz de operadores de corrección, que se puedan adaptar según la calidad de la imagen. Estos pueden incluir correcciones radiométricas o correcciones de homogeneidad, para reducir el fenómeno de distorsión o de degradación de los niveles de color o de gris, o aplicar una filtración de tipo gaussiano para reducir el ruido de alta frecuencia. Con respecto a defectos conocidos de tipo fijo, es igualmente posible contemplar el uso de una máscara de corrección predefinida. A continuación, las imágenes filtradas así obtenidas pueden ser procesadas de tal forma que extraigan los contornos de los elementos representados en dichas imágenes filtradas, definidos por un cierto número de píxeles de resolución, usando técnicas de procesado gráfico de tipo conocido. Los contornos así obtenidos (definidos en base al número de píxeles de resolución) se pueden comparar fácilmente con modelos de contorno previamente almacenados en una base de datos apropiada, por ejemplo almacenados en la memoria 12 del avión receptor 1. Los modelos de contorno almacenados pueden referirse a porciones y detalles del avión petrolero 20 (usados para las imágenes capturadas cerca del avión petrolero 20), o su forma general (usada para imágenes del avión petrolero 20 capturadas a distancia, que por lo tanto identifican toda la forma o el contorno del avión petrolero 20). Como alternativa o además de lo indicado, es posible equipar el avión petrolero 20 con elementos de reconocimiento físico apropiados, conocidos por el avión receptor 1, de tal forma que limite los pasos del procesado de las imágenes a identificación de dichos elementos de reconocimiento.

A modo de ejemplo, aquí se facilita una lista de las posibles porciones del avión petrolero 20 que pueden ser usadas (individualmente o una pluralidad de las mismas) a efectos de reconocimiento. Por ejemplo, es posible considerar la envergadura, las dimensiones del plano de cola (su anchura y altura), la posición de los motores con respecto a cada ala respectiva, la anchura del fuselaje, con especial atención a su grosor en proporción a la envergadura según una vista posterior, la longitud del avión en vista lateral, es decir, la longitud de morro a cola. Los elementos de contorno esperados de dichas porciones del avión petrolero 20 pueden ser catalogados para esta finalidad en la base de datos preestablecida desde una pluralidad de ángulos diferentes y distancias diferentes.

La comparación de cada contorno o elemento de reconocimiento detectado con los contornos o elementos de reconocimiento almacenados en una base de datos produce un resultado de comparación asociado a un valor de confianza de dicho resultado. Dicho valor de confianza se puede obtener, por ejemplo, usando una distribución de tipo gaussiano, por ejemplo una distribución gaussiana de sigma 2, conocida en la literatura.

Es evidente que los contornos almacenados en la base de datos pueden ser almacenados de la forma más apropiada, por ejemplo en forma de matrices. Igualmente, también los contornos extraídos de las imágenes capturadas por medio de los dispositivos ópticos 8, 10 pueden ser codificados en forma de matriz, para hacer el paso de comparación lo más rápido y cierto posible.

Si los pasos descritos con respecto al reconocimiento dan un resultado negativo (el avión petrolero esperado 20 no ha sido reconocido), el control vuelve al estado de adquisición de datos 56. De otro modo, un valor de distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 se determina en base a los contornos y/o elementos de reconocimiento detectados. De hecho, es posible proporcionar una estimación de la distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 en base a las dimensiones evidentes de los contornos y/o elementos de reconocimiento detectados (es decir, las dimensiones de los contornos y/o elementos de reconocimiento detectados por los dispositivos ópticos 8,

10). La estimación de distancia así obtenida se puede comparar con el dato de distancia obtenido mediante GPS o en otro caso puede ser usada para compensar cualquier inexactitud intrínseca posible en el GPS (otros detalles con respecto a la compensación de los errores de los datos GPS se ofrecen a continuación).

5 En base a los datos GPS y a la medición de la distancia del avión petrolero 20 efectuada por medio de los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10, el avión receptor 1 se pone a la cola del avión petrolero 20, a una altitud de vuelo inferior a la del avión petrolero 20, para la operación de repostaje, como se ilustra en la figura 6. Dado que los pasos de aproximación final son especialmente delicados dada la corta distancia entre los dos aviones 1, 20 (cuya finalidad es evitar cualquier colisión entre ellos), el uso de los datos GPS y de la estimación de distancia  
10 suministrada por los dispositivos ópticos 8, 10 descritos no puede suministrar al dispositivo de vuelo autónomo 2 una referencia que sea suficientemente fiable para permitir la aproximación en condiciones de seguridad. En consecuencia, para distancias entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 de menos de aproximadamente 200 m, el módulo de control de misión 35 permanece en el estado de seguimiento 58, pero la identificación de la distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 se efectúa detectando preferiblemente las señales (por ejemplo, como se ha indicado, señales luminosas visibles o infrarrojas, según los dispositivos ópticos 8, 10 usados)  
15 emitidas por las fuentes de señal primera y segunda 22, 24. Dado que la distancia  $d$  entre las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 es conocida, es posible, mediante triangulación, procesar una distancia relativa dada entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 con alta precisión, y el dispositivo de vuelo autónomo 2 puede controlar el avión receptor 1 en aproximación fina al avión petrolero 20 y en alineación apropiada para llevar a cabo la operación  
20 de repostaje en vuelo.

La operación de triangulación es posible mediante el conocimiento de los ángulos incluidos entre los extremos de la línea recta ideal que une las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 y las respectivas líneas rectas ideales que unen las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 a los dispositivos ópticos 8, 10. Estos datos se obtienen de los  
25 valores de: acimut, elevación, y distancia relativa entre el avión 8, 20 (obtenidos, preliminarmente, de los datos de posición detectados mediante GPS), en base a la distancia, que es conocida, entre los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10; la posición, que es conocida, de instalación de los dispositivos ópticos 8, 10; la actitud de vuelo del avión receptor 1; la distancia  $d$  entre las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 instaladas en el avión petrolero 20; y la posición de las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 en la imagen adquirida por medio de los  
30 dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10 (por ejemplo, en el caso donde estos últimos sean cámaras vídeo o cámaras fotográficas). Para obtener valores correctos es conveniente calibrar los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10 en tierra, verificando el ángulo de apertura para capturar imágenes de cada uno de ellos usando blancos ópticos apropiados.

35 Una vez alcanzada una posición relativa óptima de los dos aviones 1 y 20, es posible proseguir con el paso de repostaje en vuelo (los detalles relativos a los procedimientos de repostaje como tales no se describen aquí en la medida en que no forman parte de la presente invención).

Al final de las operaciones de repostaje en vuelo, el avión receptor 1 puede abandonar la zona de encuentro.  
40 Entonces se abandona el estado de seguimiento 58, y el módulo de control de misión 35 vuelve al estado de espera 54 o al estado de adquisición de datos 56. La salida del paso de seguimiento se puede producir también por una pérdida de las imágenes por uno o ambos dispositivos ópticos 8, 10. En este caso, la salida del estado de seguimiento 58 va al estado de adquisición de datos 56, volviendo al estado de seguimiento 58 tan pronto como se capture de nuevo una imagen que pueda pertenecer al avión petrolero 20 (por ejemplo, cuando en una e idéntica  
45 imagen haya elementos con un marcado contraste una con respecto a otra).

Volviendo a la figura 5, el módulo de gestión de sensores 33 puede pasar del estado de espera 54 también a un estado de almacenamiento de imágenes 60. El paso del estado de espera 54 al estado de almacenamiento de  
50 imágenes 60 puede tener lugar en paralelo con el paso del estado de espera 54 al estado de adquisición de datos 56 y no interfiere con él. Durante el estado de almacenamiento de imágenes 60, el módulo de gestión de sensores 33 guarda (por ejemplo, en la memoria 12) imágenes adquiridas durante la permanencia en el estado de adquisición de datos 56.

En el caso de detección de mal funcionamiento en alguno de los módulos de gestión 31, tanto del estado de  
55 seguimiento 58 como del estado de almacenamiento de datos 60, el control pasa al estado de fallo de hardware 62. Si el estado de fallo de hardware 62 persiste, se interrumpe el repostaje automático en vuelo y el piloto puede continuar el repostaje manualmente o en otro caso interrumpir el proceso.

Finalmente, deberá considerarse que los estados 54, 56, 58 pueden ser activados independientemente del estado  
60 de espera 52 y el estado de procesado GPS 53 (estos últimos siempre están activos en alternación según la condición de recepción de la señal GPS).

Para garantizar una estimación de las distancias entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 lo más correcta  
65 posible, el dato de distancia detectado mediante GPS es integrado y comparado continuamente con el dato de distancia calculado en base a las imágenes adquiridas mediante los dispositivos ópticos 8, 10.

En la práctica, la tasa de procesado de la señal vídeo es mucho más alta que la tasa de procesado de la señal GPS usada por sistemas de recepción GPS ordinarios (una relación por ejemplo de aproximadamente 30:1). En consecuencia, hay que garantizar en cada instante un valor predictivo de la posición del avión petrolero 20 para cubrir los periodos de tiempo durante los que el dato que deriva de los dispositivos ópticos 8, 10 esté disponible, pero el dato GPS no lo esté. También se aplican consideraciones similares a aquellas condiciones en las que la señal GPS se degrade o falte.

Para ello, a cada valor de posición (en particular, de distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20) detectado mediante el módulo de procesado GPS 39, se le asigna un factor de fiabilidad  $C_{GPS}$  del dato GPS. Como es conocido, un factor de fiabilidad se refiere a la exactitud de una medición, e indica el error o falta de fiabilidad, o la incertidumbre de dicha medición con respecto al denominado "valor verdadera" o "score verdadero". A modo de ejemplo, un valor medido genérico  $M_0$  viene dado por  $M_0 = M_T \pm e$ , donde  $M_T$  es el valor verdadero y  $e$  es el error.

El factor de fiabilidad  $C_{GPS}$  del dato GPS se basa en una pluralidad de parámetros, a saber: un parámetro de precisión  $C_P$ , basado en el parámetro conocido como DOP ("Dilución de Precisión"), por ejemplo HDOP ("Dilución de Precisión Horizontal"), proporcionado por aparatos de recepción GPS de un tipo conocido y que representan una estimación de la precisión del dato de posición GPS; un parámetro de incertidumbre  $C_{ERR}$ , que representa la incertidumbre del dato de posición GPS; un parámetro  $C_{SAT}$ , que depende del número de satélites usados para cálculo del dato de posición GPS; un parámetro de retardo  $C_D$ , que depende del retardo con el que el dato de posición GPS es actualizado; y un parámetro de distancia del avión petrolero 20 detectado a través del procesado de las imágenes capturadas por los dispositivos ópticos 8, 10.

Con más detalle, el parámetro de precisión  $C_P$  se obtiene por medio de la fórmula siguiente (1):

$$C_P = (6 - HDOP) / 6 \tag{1}$$

donde HDOP es el parámetro de "Dilución de Precisión Horizontal", y no es válido para valores inferiores o iguales a cero (no sería un valor razonable) o en otro caso superiores o iguales a 6 (valor que se considera sumamente pobre en términos cualitativos). En ambos casos de invalidez, el dato GPS es rechazado y no se considera para procesado posterior. Los valores que se consideran buenos para el parámetro de precisión  $C_P$  están incluidos entre 1 y 2.

El parámetro de incertidumbre  $C_{ERR}$  viene dado por la fórmula siguiente (2):

$$C_{ERR} = 1 - e^{-\tau(\max_e - err)} + e^{-\tau \cdot \max_e} \tag{2}$$

donde el término  $err$  designa el error de predicción (en metros) en el dato de posición GPS,  $\tau$  es una constante de tiempo, que tiene un valor por ejemplo de 0,21, y  $\max_e$  es el error de predicción máximo admitido, por ejemplo fijado en 15 m. En base a la fórmula (2), la gráfica del parámetro de incertidumbre  $C_{ERR}$  en función del término  $err$  (error de predicción) se ilustra en la figura 7.

El parámetro  $C_{SAT}$  asume un valor incluido entre 0 (valor muy bajo) y 5 (valor óptimo en la medida en que es detectado en base a gran número de satélites GPS). La tabla 1 siguiente ilustra una posible opción del valor a asignar al parámetro  $C_{SAT}$  en base al número de satélites disponible:

Tabla 1

Número de satélites	$\leq 2$	3	$\geq 4$
$C_{SAT}$	0	2	5

El parámetro de retardo  $C_D$  viene dado por la fórmula siguiente (3):

$$C_D = 1 - e^{-\tau(n-t_D)} + e^{-\tau n} \tag{3}$$

donde:  $t_D$  identifica el retardo con el que el dato de posición GPS es actualizado;  $\tau$  es una constante de tiempo, que tiene un valor por ejemplo de 0,8; y  $n$  es el tiempo de retardo máximo admitido, que tiene un valor por ejemplo de 4 s.

Considerando que el dato GPS es actualizado con una frecuencia de aproximadamente 1 Hz, se estima conveniente considerar un dato GPS como no válido después de tres valores de posición GPS ausentes (falta de señal GPS) o para tres valores consecutivos del parámetro  $C_{SAT}$  iguales a cero.

La gráfica del parámetro de retardo  $C_D$  en función del tiempo  $t_D$  se ilustra en la figura 8.

Usando las fórmulas (1)-(3), se calcula un parámetro de precisión  $C_{P\_T}$ , un parámetro de incertidumbre  $C_{ERR\_T}$ , un parámetro  $C_{SAT\_T}$ , y un parámetro de retardo  $C_{D\_T}$  para el avión petrolero 20. Para el avión receptor 1 se calcula igualmente un parámetro de precisión  $C_{P\_R}$ , un parámetro de incertidumbre  $C_{ERR\_R}$ , un parámetro  $C_{SAT\_R}$ , y un parámetro de retardo  $C_{D\_R}$ . En base a los parámetros así calculados, el avión receptor 1 calcula factores de fiabilidad  $C_{GPS\_T}$  y  $C_{GPS\_R}$  del dato GPS, que se refieren al dato de posición GPS del avión petrolero 20 y el dato de posición GPS del avión receptor 1, respectivamente.

El factor de fiabilidad  $C_{GPS\_T}$  para el avión petrolero 20 viene dado por la fórmula siguiente (4):

$$C_{GPS\_T} = \min \{ C_{P\_T}, C_{ERR\_T}, C_{SAT\_T}, C_{D\_T} \}, \quad (4)$$

mientras que el factor de fiabilidad  $C_{GPS\_R}$  para el avión receptor 1 viene dado por la fórmula siguiente (5):

$$C_{GPS\_R} = \min \{ C_{P\_R}, C_{ERR\_R}, C_{SAT\_R}, C_{D\_R} \} \quad (5)$$

El factor de fiabilidad  $C_{GPS}$  viene dado finalmente por la fórmula siguiente (6):

$$C_{GPS} = \min \{ C_{GPS\_T}, C_{GPS\_R} \} \quad (6)$$

Dado que, como es conocido, el dato de posición GPS tiene un error intrínseco del orden de metros, no es aconsejable dar prioridad a la medición de la distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 suministrada por el GPS sobre la obtenida por medio de los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10 (es decir, en concreto, suministrada por la operación de triangulación en los pasos de aproximación fina entre los aviones 1 y 20, por ejemplo para distancias entre ellos de menos de 200 m).

Sin embargo, también la medición de distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 obtenida procesando las imágenes capturadas por medio de los dispositivos ópticos 8, 10 puede no ser suficientemente exacta ante todo si se obtiene comenzando en una triangulación efectuada a gran distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 (por ejemplo, en consonancia con lo que se ha descrito previamente, superior a 200 m).

Por lo tanto, es conveniente definir un factor de fiabilidad  $C_{OPT}$  para la medición de la distancia óptica realizada mediante los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10.

El factor de fiabilidad  $C_{OPT}$  se calcula en base a una pluralidad de parámetros, a saber: un parámetro  $C_{acc}$  de exactitud de la distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 (detectada mediante procesado de las imágenes capturadas); un valor  $C_U$  de incertidumbre en la medición (detectado mediante procesado de las imágenes capturadas); un parámetro de fiabilidad de la medición óptica  $C_{COAST}$ ; y el estado del procesado de las imágenes capturadas.

En detalle, el parámetro de exactitud  $C_{acc}$  viene dado por la fórmula siguiente (7):

$$C_{acc} = \frac{L}{\alpha} (K_C \Delta + K_S) \quad (7)$$

donde:

$$L = \sqrt{1 + r^2},$$

y

$$\alpha = 2 \tan^{-1} \left( \frac{D}{2L} \right),$$

donde  $r$  es la distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 (detectada a través del procesado de las imágenes capturadas);  $\bullet$  es la incertidumbre (media cuadrática - RMS) asociada a la posición del avión petrolero 20;  $D$  es una constante que tiene un valor por ejemplo de 4,5;  $K_C$  es una constante que tiene un valor por ejemplo de 0,00015; y  $K_S$  es una constante que tiene un valor, por ejemplo, de 0,0001.

La figura 9 representa la gráfica del parámetro de exactitud  $C_{acc}$  en función de la distancia  $r$ .

En base al parámetro de exactitud  $C_{acc}$ , el valor de incertidumbre  $C_U$  viene dado por la fórmula siguiente (8):

$$C_U = -0.01(xC_{acc} - 100) \quad (8)$$

donde  $x$  es un coeficiente empírico que tiene la función de refinar la tolerancia con los errores de medición propiamente dichos y tiene un valor, por ejemplo, de 1.

La figura 10 representa la gráfica del parámetro de incertidumbre  $C_U$  en función de la distancia  $r$ , con  $\bullet = 0,5$  y  $x = 1$ .

El parámetro de fiabilidad de la medición óptica  $C_{COAST}$  viene dado por la fórmula siguiente (9):

$$C_{COAST} = 1 - e^{-\tau(z-t_{COAST})} + e^{-\tau z} \quad (9)$$

donde:  $T_{COAST}$  es la edad del dato óptico adquirido y tiene un valor incluido entre 0 y 2, por ejemplo 0,5;  $\bullet$  es una constante de tiempo, que tiene un valor por ejemplo de 3; y  $z$  es el valor máximo admitido de  $T_{COAST}$ , por ejemplo 2.

La figura 11 representa la gráfica del parámetro de  $C_{COAST}$  en función del valor de  $T_{COAST}$ , con  $\bullet = 3$  y  $z = 2$ .

El reconocimiento del avión petrolero 20 por el avión receptor 1 y la operación de triangulación realizada en base a las señales emitidas por las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 son realizados en base a visiones monoscópicas (monovisión derecha para las imágenes capturadas por el primer dispositivo óptico 8, y monovisión izquierda para las imágenes capturadas por el segundo dispositivo óptico 10) y en base a una visión estereoscópica (usando conjuntamente las imágenes capturadas por ambos dispositivos ópticos 8, 10). A la posición del avión petrolero 20, calculada en base a la monovisión derecha, la monovisión izquierda, y la visión estereoscópica, está asociado un factor de confianza respectivo  $C_{IPR}$ ,  $C_{IPL}$ ,  $C_{IPS}$ , teniendo cada uno un valor propio incluido entre 0 (confianza mínima) y 1 (confianza máxima).

Finalmente, es posible definir un factor de confianza global  $C_{RIGHT}$ ,  $C_{LEFT}$ ,  $C_{STEREO}$  respectivamente para las mediciones ópticas de monovisión derecha (mediciones de distancia  $dist\_R$  entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 realizadas por triangulación en base solamente a los datos adquiridos por medio del primer dispositivo óptico 8), monovisión izquierda (mediciones de distancia  $dist\_L$  entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 efectuadas por triangulación en base solamente a los datos adquiridos por medio del segundo dispositivo óptico 10), estereoscopía (mediciones de distancia  $dist\_S$  entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 realizadas por triangulación en base a los datos adquiridos por ambos dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10 operando en estereoscopía) según las fórmulas (10)-(12) que se exponen a continuación.

El factor de confianza global obtenido solamente mediante la monovisión derecha viene dado por:

$$C_{RIGHT} = \min\{C_{U\_RIGHT}, C_{COAST\_RIGHT}, C_{IPR}\}, \quad (10)$$

donde  $C_{U\_RIGHT}$  es el valor de incertidumbre para la medición óptica de monovisión derecha calculado según la fórmula (8), y  $C_{COAST\_RIGHT}$  es el parámetro de fiabilidad de la medición óptica para la medición óptica de monovisión derecha calculado según la fórmula (9).

El factor de confianza global obtenido solamente mediante la monovisión izquierda viene dado por:

$$C_{LEFT} = \min\{C_{U\_LEFT}, C_{COAST\_LEFT}, C_{IPL}\}, \quad (11)$$

donde  $C_{U\_LEFT}$  es el valor de incertidumbre para la medición óptica de monovisión izquierda calculado según la fórmula (8), y  $C_{COAST\_LEFT}$  es el parámetro de fiabilidad de la medición óptica con respecto a la medición óptica de monovisión izquierda calculado según la fórmula (9).

El factor de confianza global obtenido mediante estereoscopía viene dado por:

$$C_{STEREO} = \min\{C_{U\_STEREO}, C_{COAST\_STEREO}, C_{IPR}\}, \quad (12)$$

donde  $C_{U\_STEREO}$  es el valor de incertidumbre para la medición óptica en estereoscopia calculado según la fórmula (8), y  $C_{COAST\_STEREO}$  es el parámetro de fiabilidad de la medición óptica para la medición óptica en estereoscopia calculado según la fórmula (9).

5 El factor de fiabilidad  $C_{OPT}$  viene dado por el más alto entre  $C_{RIGHT}$ ,  $C_{LEFT}$  y  $C_{STEREO}$ , según la fórmula siguiente (13):

$$C_{OPT} = \max\{C_{STEREO}, C_{RIGHT}, C_{LEFT}\} \quad (13)$$

10 Dado que, para mediciones exactas, el dato de posición GPS da una fiabilidad inferior al dato de posición obtenido mediante triangulación, se deduce que es conveniente introducir un umbral por debajo del que el valor de distancia entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 obtenido en base a los datos adquiridos mediante GPS se considera poco fiable. En concreto, los datos de distancia obtenidos en base a los datos adquiridos mediante GPS pueden ser rechazados si: la distancia supuesta entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20 (detectada, por ejemplo, mediante GPS y/o mediante procesamiento de las imágenes capturadas a través de los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10) es inferior a 200 m; la desviación detectada entre la medición de distancia obtenida mediante GPS y procesamiento de las imágenes capturadas por medio de los dispositivos ópticos 8, 10 es superior a 3 m; el factor de fiabilidad  $C_{GPS}$  es superior a cero; y el factor de fiabilidad  $C_{OPT}$  de la medición de distancia obtenida procesando las imágenes capturadas por medio de los dispositivos ópticos 8, 10 es superior a 0,7.

20 Cuando se dan las condiciones indicadas anteriormente, el peso del valor de confianza del factor de fiabilidad  $C_{GPS}$  se limita según la fórmula siguiente (14) para obtener un factor de fiabilidad limitado  $C_{GPS}'$ :

$$C_{GPS}' = G_{GPS} - \delta, \quad (14)$$

25 con

$$\delta = \frac{2}{3} C_{OPT} - 0.5.$$

30 Por lo tanto, como se representa esquemáticamente en la figura 12, el factor de fiabilidad  $C_{GPS}$  (o el factor de fiabilidad limitado  $C_{GPS}'$ ) del dato GPS, el factor de confianza global  $C_{STEREO}$  para las mediciones ópticas de estereoscopia, el factor de confianza global  $C_{LEFT}$  para las mediciones ópticas de monovisión izquierda, y el factor de confianza global  $C_{RIGHT}$  para las mediciones ópticas de monovisión derecha son suministrados en entrada a un bloque de ponderación 80 con el fin de usarlos como pesos para definir un grado de fiabilidad (probabilidad de la información obtenida libre de error) de la información de distancia entre el avión 1 y el avión 20 que está asociado a dichos factores.

La operación de ponderación puede incluir, por ejemplo, el paso de suministrar los factores de confianza globales  $C_{LEFT}$  y  $C_{RIGHT}$  en términos de valores porcentuales que indican la probabilidad de que la medición a la que se refieren sea la medición "verdadera" entendida como medición libre de error. Un valor porcentual igual a 100% (que en la práctica no se puede lograr) indica una medición sin error, mientras que un valor porcentual próximo a 0% indica una medición altamente afectada por error y probablemente inutilizable.

45 Cada información de distancia asociada a un factor de confianza global respectivo forma información de distancia ponderada. Dicha asociación tiene la finalidad de suministrar una indicación preferente de uso de una información de posición con respecto a otra, y/o de establecer una importancia preferente de uno o más datos de información de posición con respecto a otros.

50 Los datos de distancia ponderados obtenidos son suministrados después en entrada a un bloque de filtración 81, configurado para calcular un valor esperado condicional de la posición relativa del avión receptor 1 con respecto al avión petrolero 20, acondicionado con respecto a los datos de distancia entre el avión 1 y el avión 20, que son ponderados preferiblemente (dichos datos de distancia se obtienen, como se ha indicado, procesando las imágenes capturadas por medio de los dispositivos ópticos 8, 10, para obtener las mediciones ópticas de monovisión derecha e izquierda).

55 Como es conocido por los principios fundamentales de probabilidad y estadística, el valor esperado de una variable medida se basa en la medición de probabilidad  $P$  para dicho experimento.

Esta medición de probabilidad es de tipo condicional cuando se acondiciona en un evento  $B$  para dicho experimento (siendo  $P(B) > 0$ ). La notación normalmente usada para indicar el valor esperado condicional es  $E(P | B)$ .

60

Las operaciones descritas para el bloque de filtración 81 pueden ser ejecutadas de forma conocida por medio de una operación de filtración Kalman. La operación de filtración Kalman produce en salida un valor de distancia altamente fiable entre el avión receptor 1 y el avión petrolero 20. En base al valor de distancia así obtenido, el avión receptor 1 varía sus propias coordenadas de vuelo y/o parámetros de vuelo (por ejemplo, la velocidad, la altitud, la actitud), para aproximación al avión petrolero 20 en condiciones de seguridad y con alta precisión de forma autónoma (es decir, sin necesidad de una intervención por parte de un operador) y manteniendo con respecto al avión petrolero 20 una distancia útil y estable a efectos de ejecución de un procedimiento de repostaje en vuelo.

A partir del examen de las características de la invención obtenidas según la presente descripción son evidentes las ventajas que proporciona.

En particular, la invención según la presente descripción hace posible la aproximación a un blanco genérico con alta precisión (al menos a nivel de centímetros) usando recursos de hardware comerciales, limitando por lo tanto considerablemente los costos de producción.

Además, dado que el procedimiento de aproximación entre el avión es completamente automático, la carga de trabajo del piloto se reduce considerablemente. De hecho, la presente invención permite la gestión de todos los pasos de repostaje automático en vuelo, desde el paso de planificación de la operación de repostaje hasta los pasos finales de caza y colocación fina.

Finalmente, el avión petrolero no requiere ninguna modificación a excepción de la posible instalación de las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 y de un módem GPS radio.

Finalmente, es claro que se puede hacer modificaciones y variaciones en la invención aquí descrita e ilustrada, sin por ello apartarse del ámbito de protección de la presente invención, definido en las reivindicaciones anexas.

Por ejemplo, es posible utilizar el sistema y el método descritos para mantener una formación en vuelo de vehículos aéreos no tripulados de cohesión automática, o para operaciones conocidas como "detectar y evitar" para vehículos aéreos no tripulados, que permite al avión en cuestión detectar automáticamente (por medio de los dispositivos ópticos primero y segundo 8, 10 y procesando las imágenes capturadas como se ha descrito) posibles obstáculos o avión no cooperante presente en su propio rumbo y entonces hacer cambios de dirección apropiados (por ejemplo giros) con el fin de evitar una colisión.

Además, las fuentes de señal primera y segunda 22, 24 pueden no ser de tipo luminoso, sino que pueden ser, por ejemplo, fuentes de calor o fuentes de cualquier otra naturaleza a condición de que puedan ser detectadas mediante los dispositivos ópticos 8, 10 usados. Además, puede haber más de dos fuentes de señal, por ejemplo una pluralidad de fuentes de señal instaladas en línea una con otra, o con posiciones decaladas una con respecto a otra, o en una línea curvada.

Además, los dispositivos ópticos pueden estar presentes en un número distinto de dos (por ejemplo, de forma no ilustrada, puede haber solamente un dispositivo óptico o en otro caso tres o más dispositivos ópticos). Finalmente, los dispositivos ópticos pueden instalarse en una porción del avión receptor 1 distinta de las alas, por ejemplo en la cola, en el arco o, en general, en el fuselaje.

Además, el bloque de filtración 81 puede estar configurado para ejecutar una operación de media ponderada, usando como pesos el factor de fiabilidad  $C_{GPS}$  (o el factor de fiabilidad limitado  $C_{GPS}'$ ) del dato GPS, el factor de confianza global  $C_{STEREO}$  para las mediciones ópticas de estereoscopia, el factor de confianza global  $C_{LEFT}$  para las mediciones ópticas de monovisión izquierda, y el factor de confianza global  $C_{RIGHT}$  para las mediciones ópticas de monovisión derecha.

Finalmente, la operación de triangulación puede ser realizada por medio de dispositivos ópticos de tiempo de vuelo (por ejemplo, dispositivos láser de tiempo de vuelo, de tipo conocido) o por medio de dispositivos de triangulación óptica (por ejemplo, dispositivos láser de triangulación óptica, que también son de tipo conocido), que son capaces de ofrecer altos niveles de exactitud de medición.

**REIVINDICACIONES**

1. Un sistema de pilotaje automático (15) configurado para instalarse en un avión receptor (1) para controlar una operación de repostaje en vuelo del avión receptor (1), incluyendo un primer dispositivo óptico pasivo (8), para disponerse en el avión receptor (1) y configurado para adquirir primera información geométrica asociada con una primera zona de detección (22) y una segunda zona de detección (24) pertenecientes a un avión petrolero (20), estando relacionadas dichas zonas de detección primera y segunda una con otra por una relación geométrica conocida por el sistema de pilotaje automático (15),
- 5 **caracterizado porque** incluye además:
- 10 - un medio de procesado (14), configurado para determinar, en base a la primera información geométrica adquirida, primera información de posición asociada con una posición relativa del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (20) ejecutando una primera operación de triangulación en base a la primera información geométrica adquirida; y
- 15 - un dispositivo de piloto automático (2) acoplado a dicho medio de procesado (14) y configurado para variar, en base a la primera información de posición, parámetros de vuelo del avión receptor (1), incluyendo controlar el avión receptor en aproximación a, y en alineación con, el avión petrolero para llevar a cabo dicha operación de repostaje en vuelo.
- 20 2. El sistema según la reivindicación 1, donde dicho primer dispositivo óptico pasivo (8) y dicho medio de procesado (14) están configurados además para cooperar con el fin de adquirir imágenes del avión petrolero (20) y ejecutar una operación de reconocimiento automático de dichas zonas de detección primera y segunda (22, 24).
- 25 3. El sistema según la reivindicación 2, donde dicho medio de procesado (14) está configurado además para ejecutar una operación de reconocimiento automático del avión petrolero (20) y/o de porciones del avión petrolero (20).
- 30 4. El sistema según alguna de las reivindicaciones precedentes, incluyendo además un dispositivo de posicionamiento (4), configurado para suministrar coordenadas de posición del avión receptor (1) y un dispositivo transceptor (6) configurado para recibir coordenadas de posición del avión petrolero (20), y donde el medio de procesado (14) está configurado además para calcular una segunda información de posición del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (2) en base a dichos parámetros de vuelo del avión receptor y del avión petrolero, estando configurado dicho dispositivo de piloto automático (2) para variar los parámetros de vuelo del avión receptor (1) en base a dicha información de posición primera y segunda.
- 35 5. El sistema según la reivindicación 4, donde el medio de procesado (14) está configurado además para:
- 40 - asociar un primer factor de fiabilidad ( $C_{RIGHT}$ ;  $C_{LEFT}$ ), que indica la exactitud de la primera información de posición, a la primera información de posición, obteniendo primera información de posición ponderada;
- 45 - asociar un segundo factor de fiabilidad ( $C_{GPS}$ ), que indica la exactitud de la segunda información de posición, a la segunda información de posición, obteniendo segunda información de posición ponderada;
- 50 - ejecutar una operación de filtración Kalman de dicha información de posición primera y segunda para calcular un valor esperado condicional de la posición relativa del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (20) acondicionado con respecto a la primera y segunda información de posición ponderada, obteniendo primera información de posición filtrada,
- estando configurado dicho dispositivo de piloto automático (2) para variar los parámetros de vuelo del avión receptor (1) en base a dicha primera información de posición filtrada.
- 55 6. El sistema según alguna de las reivindicaciones precedentes, incluyendo además un segundo dispositivo óptico pasivo (10) dispuesto en el avión receptor (1) y configurado para adquirir segunda información geométrica asociada con las zonas de detección primera y segunda (22, 24), estando configurado además dicho medio de procesado (14) para:
- 60 - determinar, en base a la primera y segunda información geométrica adquirida por medio del segundo dispositivo óptico pasivo, tercera información de posición asociada con una posición relativa del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (20),
- estando configurado dicho dispositivo de piloto automático (2) para variar parámetros de vuelo del avión receptor (1) en base a la tercera información de posición.
- 65 7. El sistema según la reivindicación 6, donde dicho medio de procesado (14) está configurado además para

ejecutar una segunda operación de triangulación en base a la segunda información geométrica.

8. El sistema según la reivindicación 6 o la reivindicación 7, donde los dispositivos ópticos pasivos primero y segundo (8, 10) están configurados para operar en estereoscopia.

9. Un método de pilotaje automático para controlar operaciones de repostaje en vuelo de un avión receptor (1), incluyendo el paso de detectar, mediante un primer dispositivo óptico pasivo (8) dispuesto en el avión receptor (1), primera información geométrica asociada con zonas de detección primera y segunda (22, 24) pertenecientes a un avión petrolero (20), estando relacionadas dichas zonas de detección primera y segunda una con otra por una relación geométrica conocida por el sistema de pilotaje automático (15), **caracterizado porque** incluye además los pasos de:

- determinar, en base a la primera información geométrica detectada, primera información de posición asociada con una posición relativa del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (20), incluyendo ejecutar, por el avión receptor (1), una primera operación de triangulación en base a la primera información geométrica adquirida; y

- variar, en base a la primera información de posición, parámetros de vuelo del avión receptor (1) incluyendo controlar el avión receptor en aproximación a, y en alineación con, el avión petrolero para llevar a cabo dicha operación de repostaje en vuelo.

10. El método según la reivindicación 9, donde el paso de detectar primera información geométrica incluye adquirir de forma pasiva una o más señales ópticas que identifican dicha primera zona de detección (22) y/o dicha segunda zona de detección (24).

11. El método según la reivindicación 10, incluyendo además los pasos de:

- adquirir una o más imágenes del avión petrolero (20) y/o de porciones del avión petrolero (20); y

- ejecutar una operación de reconocimiento automático del avión petrolero (20) y/o de porciones del avión petrolero (20) en base a dichas imágenes adquiridas.

12. El método según cualquiera de las reivindicaciones 9-11, incluyendo además los pasos de:

- adquirir, por el avión receptor (1), sus propias coordenadas de posición;

- recibir, por el avión receptor (1), coordenadas de posición del avión petrolero (20);

- determinar, en base a dichas coordenadas de posición del primer avión y del avión petrolero (1, 20), segunda información de posición asociada con una posición relativa del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (20),

incluyendo dicho paso de variar parámetros de vuelo del avión receptor (1) en base a la primera información de posición variar los parámetros de vuelo del avión receptor (1) en base a dicha información de posición primera y segunda.

13. El método según la reivindicación 12, incluyendo además los pasos de:

- asociar un primer factor de fiabilidad ( $C_{RIGHT}$ ,  $C_{LEFT}$ ), que indica la exactitud de la primera información de posición, a la primera información de posición, obteniendo primera información de posición ponderada;

- asociar un segundo factor de fiabilidad ( $C_{GPS}$ ), que indica la exactitud de la segunda información de posición, a la segunda información de posición, obteniendo segunda información de posición ponderada;

- ejecutar una operación de filtración Kalman de dicha primera y segunda información de posición ponderada con el fin de calcular un valor esperado condicional de la posición relativa del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (20) acondicionado con respecto a la primera información de posición ponderada y a la segunda información de posición ponderada para obtener primera información de posición filtrada; y

- variar los parámetros de vuelo del avión receptor (1) en base a dicha primera información de posición filtrada.

14. El método según alguna de las reivindicaciones 9-13, incluyendo además los pasos de:

- detectar, por un segundo dispositivo óptico pasivo (10), dispuesto en el avión receptor (1), segunda información geométrica asociada con las zonas de detección primera y segunda (22, 24);

- determinar, en base a la segunda información geométrica, tercera información de posición asociada con una

posición relativa del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (20); y

- incluyendo además dicho paso de variar parámetros de vuelo del avión receptor (1) variar parámetros de vuelo del avión receptor (1) en base a la tercera información de posición.

5 15. El método según la reivindicación 14 en cuanto dependiente de la reivindicación 13, incluyendo además los pasos de:

10 - asociar un tercer factor de fiabilidad ( $C_{LEFT}$ ;  $C_{RIGHT}$ ), que indica la exactitud de la tercera información de posición, con la tercera información de posición para obtener tercera información de posición ponderada,

15 donde el paso de filtración incluye además ejecutar una operación de filtración Kalman de dicha primera, segunda y tercera información de posición ponderada calculando así un valor esperado condicional de la posición relativa del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (20) acondicionado con respecto a la primera, segunda y tercera información de posición ponderada, obteniendo segunda información de posición filtrada,

incluyendo dicho paso de variar parámetros de vuelo del avión receptor (1) variar los parámetros de vuelo del avión receptor (1) en base a dicha segunda información de posición filtrada.

20 16. El método según la reivindicación 14 o la reivindicación 15, donde el paso de detectar segunda información geométrica incluye adquirir de forma pasiva una o más señales ópticas que identifican dichas zonas de detección primera y/o segunda (22, 24).

25 17. El método según cualquiera de las reivindicaciones 14-16, donde dicho paso de determinar incluye ejecutar, por el avión receptor (1), una segunda operación de triangulación en base a la primera y segunda información geométrica adquirida mediante el segundo dispositivo óptico pasivo.

30 18. El método según cualquiera de las reivindicaciones 14-17, donde el paso de adquirir segunda información geométrica asociada con las zonas de detección primera y segunda (22, 24) incluye detectar señales de tipo visible e infrarrojo.

35 19. El método según cualquiera de las reivindicaciones 14-18, incluyendo además los pasos de adquirir la primera y segunda información geométrica en estereoscopía.

20. El método según la reivindicación 19, incluyendo además los pasos de:

- determinar, en base a la primera y segunda información geométrica adquirida en estereoscopía, cuarta información de posición asociada con una posición relativa del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (20);

40 - asociar un cuarto factor de fiabilidad ( $C_{STEREO}$ ), que indica la exactitud de la cuarta información de posición, a la cuarta información de posición para obtener cuarta información de posición ponderada;

45 - ejecutar una operación de filtración Kalman de dicha primera, segunda, tercera y cuarta información de posición ponderada para calcular un valor esperado condicional de la posición relativa del avión receptor (1) con respecto al avión petrolero (20) acondicionado con respecto a la primera, segunda, tercera y cuarta información de posición ponderada, obteniendo tercera información de posición filtrada; y

- variar los parámetros de vuelo del avión receptor (1) en base a dicha tercera información de posición filtrada.

50 21. El método según la reivindicación 20, donde dicho paso de determinación incluye ejecutar una tercera operación de triangulación en base a la primera y segunda información geométrica adquirida en estereoscopía.

22. El método según cualquiera de las reivindicaciones 9-21, incluyendo además, antes del paso de detectar primera información geométrica, los pasos de:

55 - controlar el recorrido de vuelo del avión receptor (1) hacia una zona de encuentro entre el avión receptor (1) y el avión petrolero (20);

60 - en el caso donde el avión petrolero (20) no está presente en la zona de encuentro, controlar automáticamente el vuelo del avión receptor (1) de modo que el avión receptor espere la llegada del avión petrolero (20) dentro de la zona de encuentro o en su proximidad; y

- en presencia del avión petrolero en la zona de encuentro, controlar automáticamente el vuelo del avión receptor (1) de modo que el avión receptor se coloque a la cola del avión petrolero (20).

65 23. El método según la reivindicación 22, incluyendo además el paso de intercambiar datos de posición entre el

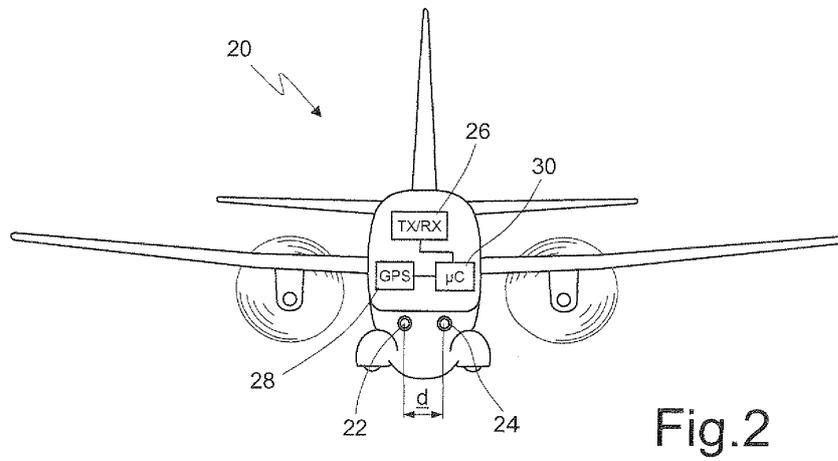
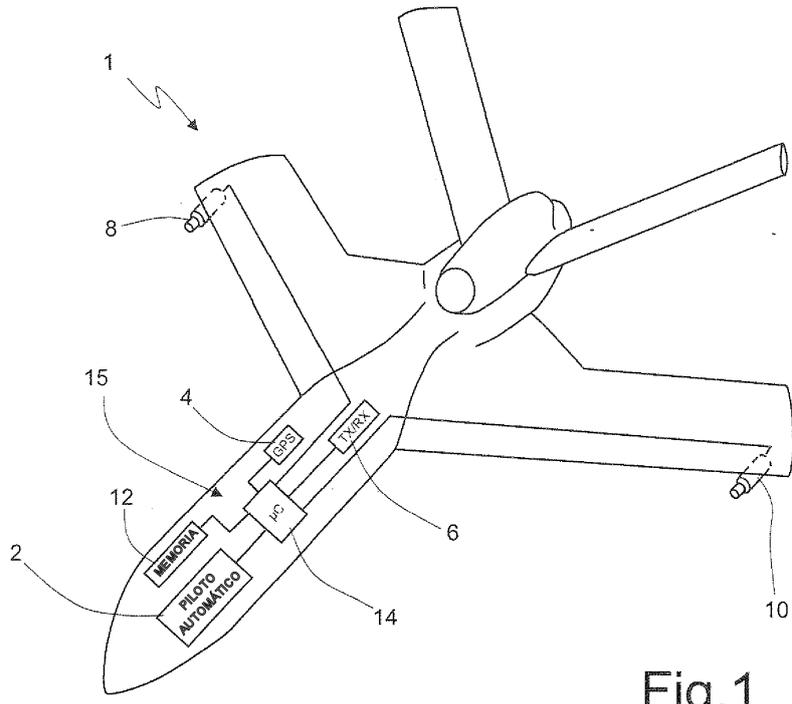
avión receptor (1) y el avión petrolero (20) al objeto de verificar la presencia simultánea del primer avión y del avión petrolero (1, 20) dentro de la zona de encuentro.

5 24. El método según la reivindicación 22 o la reivindicación 23, donde el paso de controlar automáticamente el vuelo del avión receptor (1) de modo que el avión receptor se ponga a la cola del avión petrolero (20) incluye:

- controlar el vuelo del avión receptor (1) a la cola del avión petrolero (20) a una altitud inferior a la altitud de vuelo del avión petrolero (20); e

10 - incrementar progresivamente la altitud de vuelo del avión receptor (1) manteniéndolo a la cola del avión petrolero (20).

25. Un avión (1), incluyendo un sistema de pilotaje automático (15) según cualquiera de las reivindicaciones 1-8.



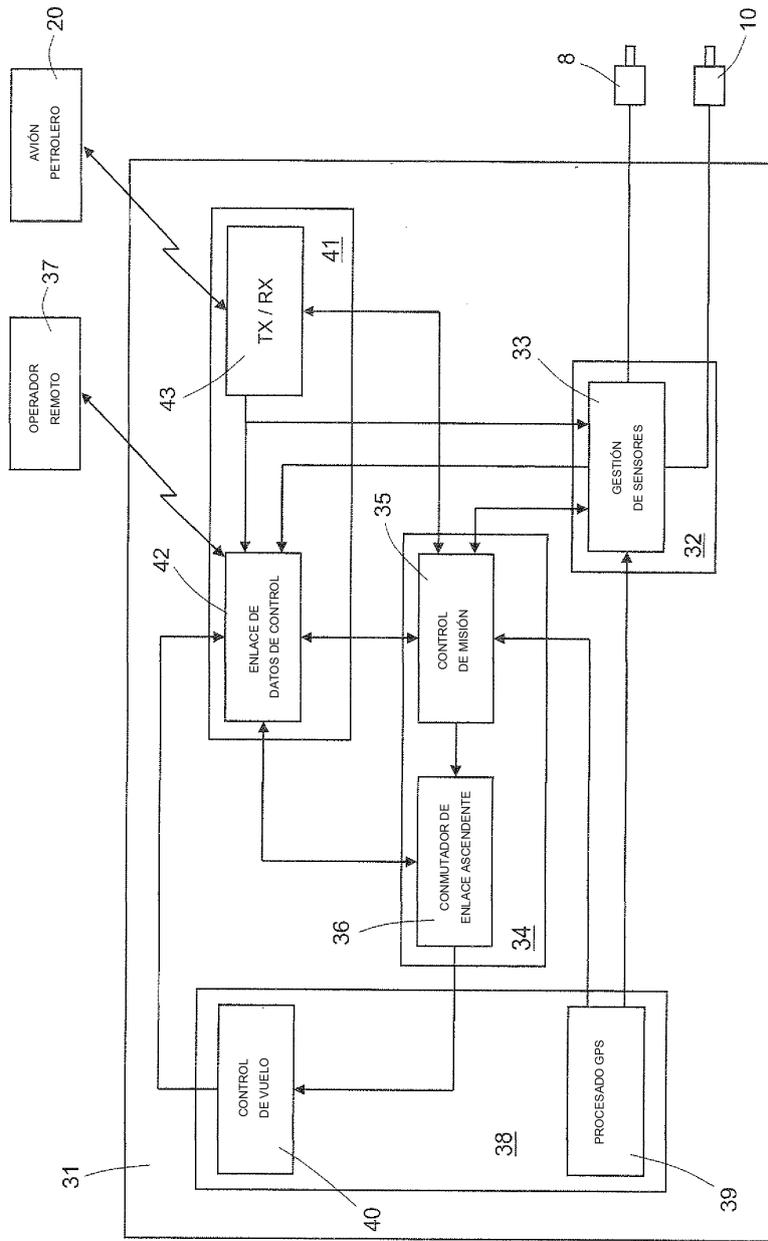


Fig.3

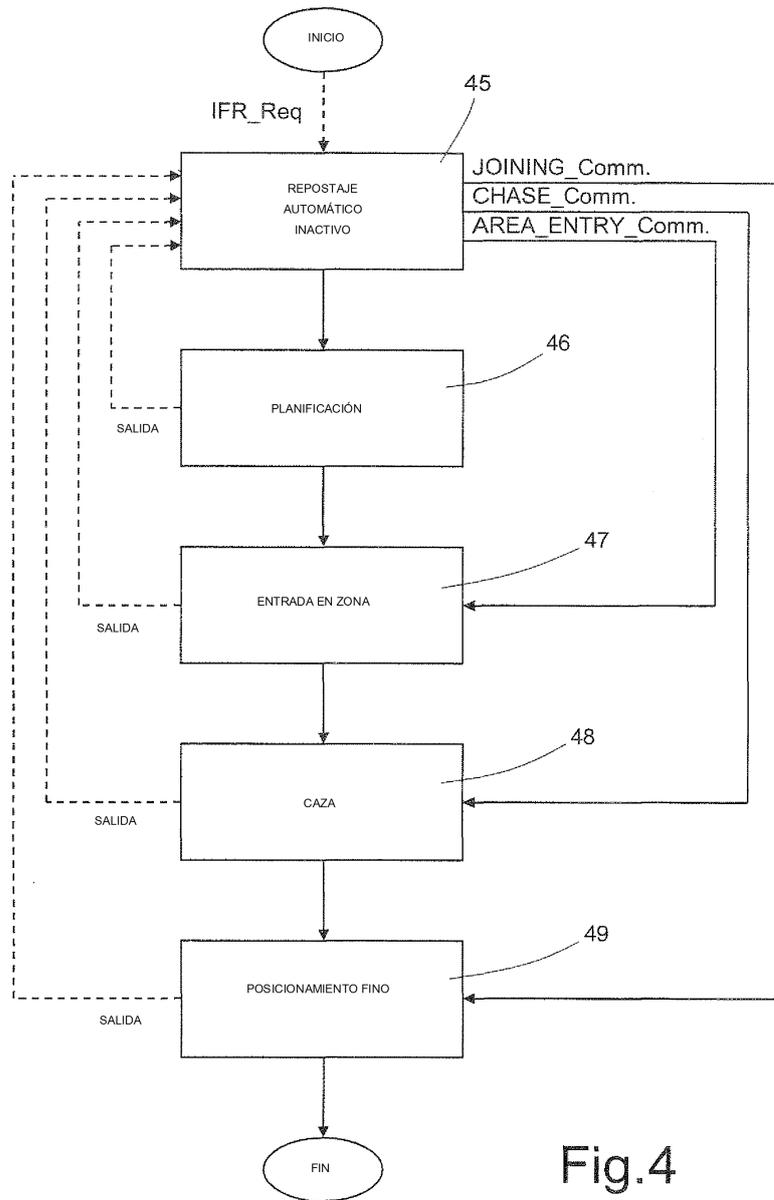


Fig.4

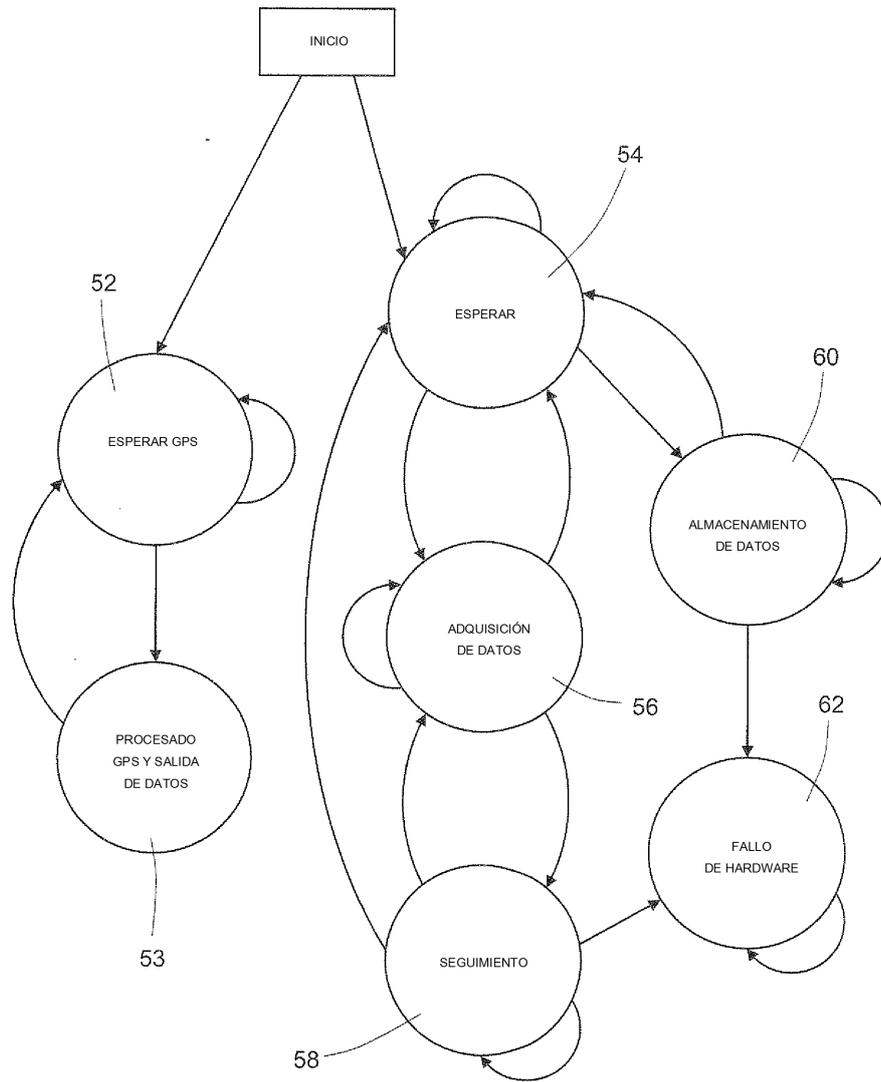
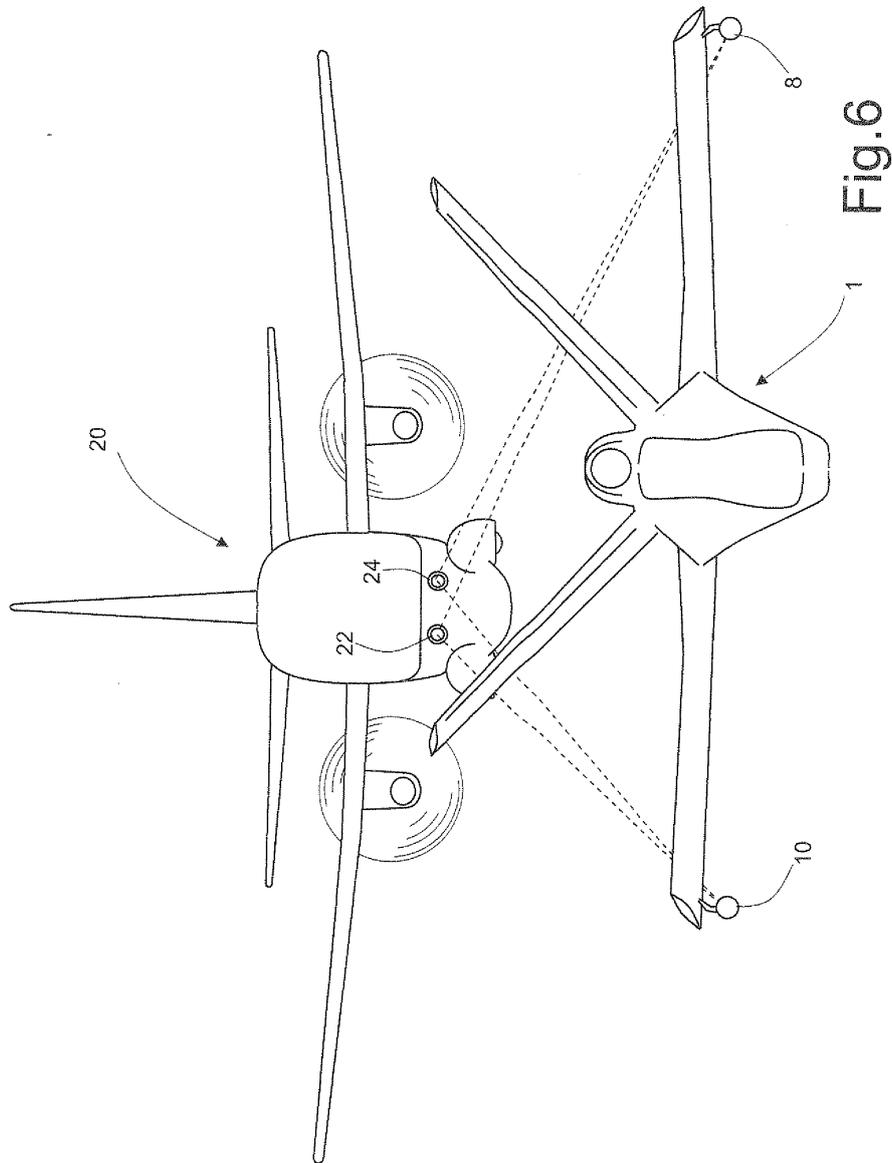


Fig.5



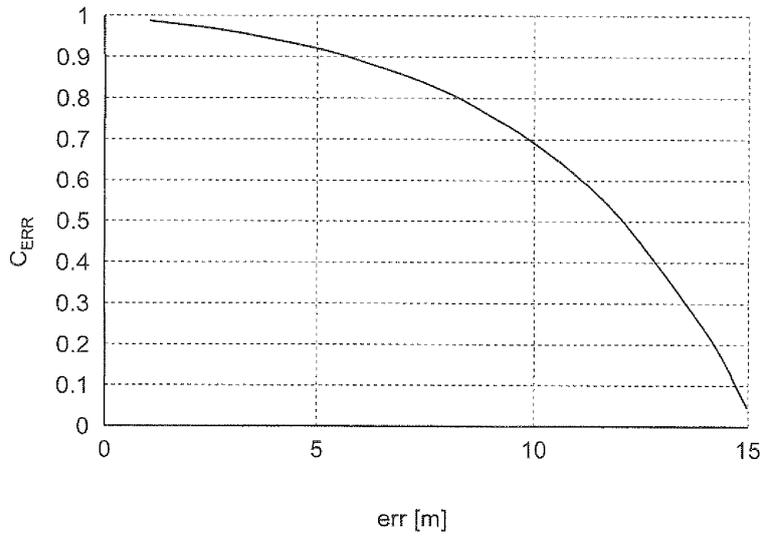


Fig.7

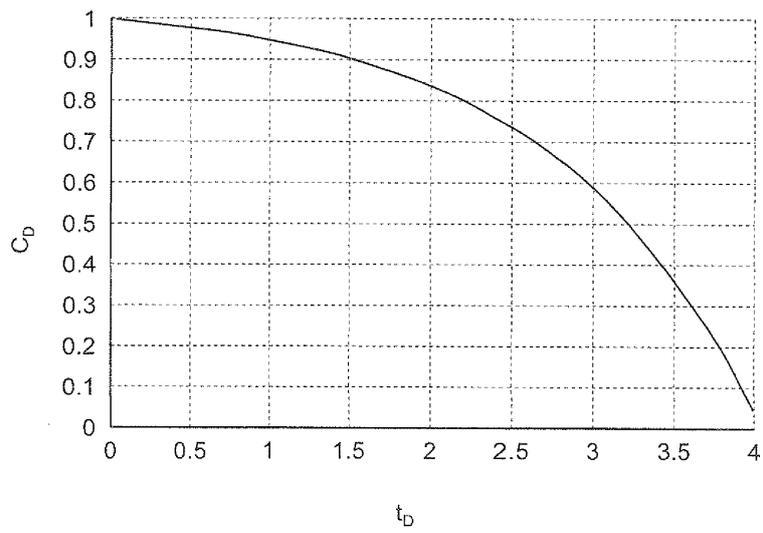


Fig.8

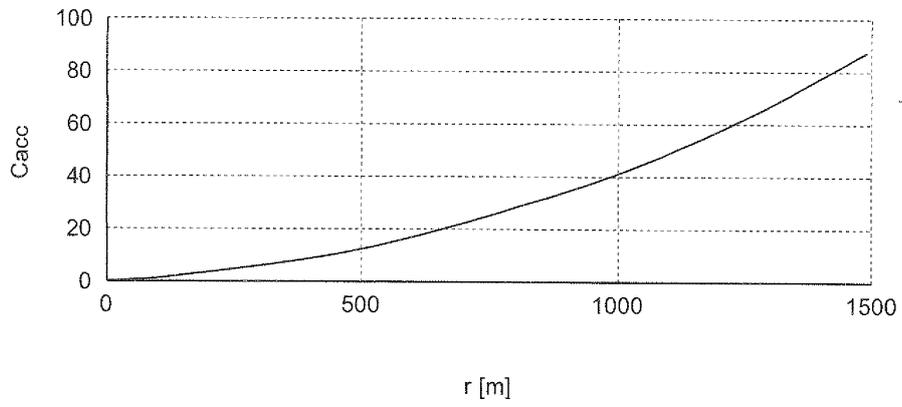


Fig.9

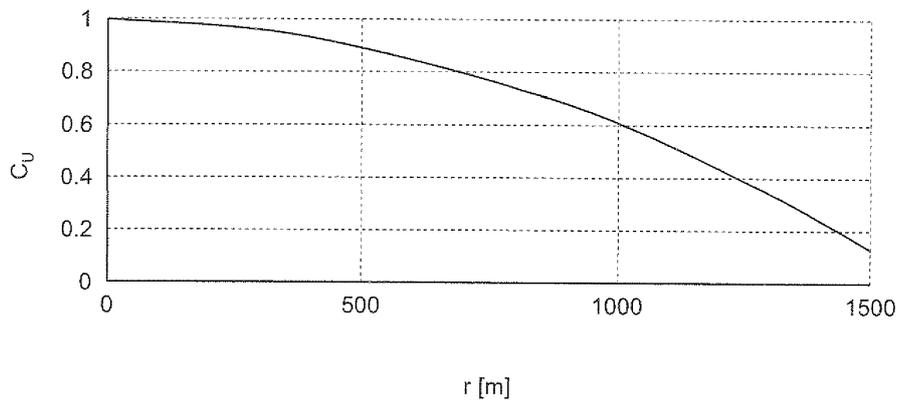


Fig.10

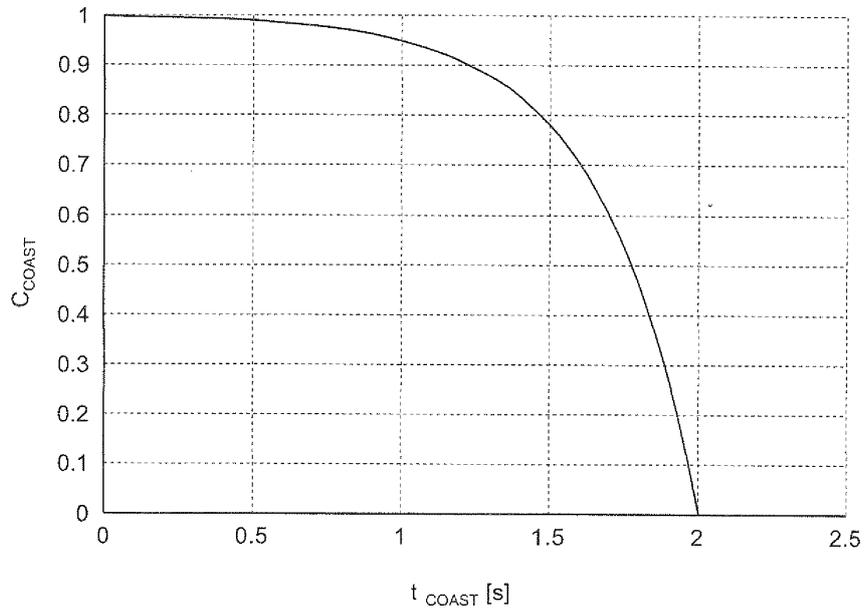


Fig.11

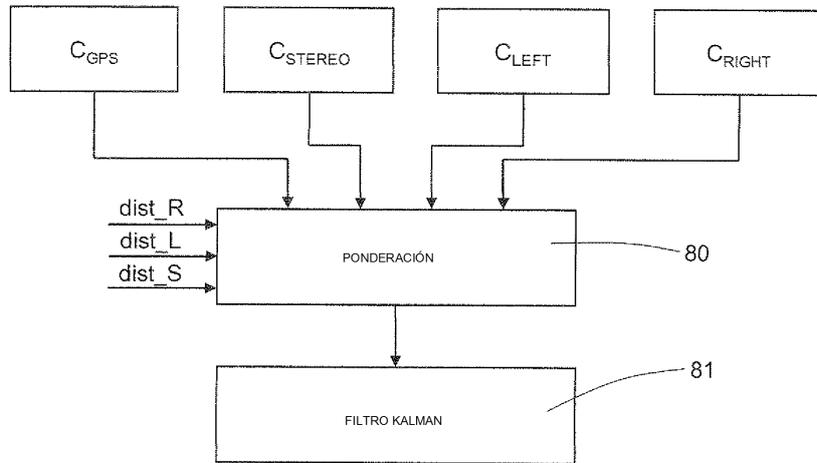


Fig.12