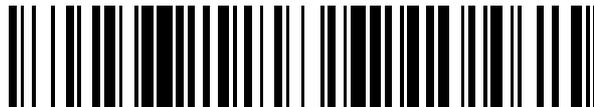


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 437 673**

51 Int. Cl.:

B64D 39/00 (2006.01)

G01S 17/42 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **03.06.2010 E 10164829 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.08.2013 EP 2266879**

54 Título: **Sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido**

30 Prioridad:

04.06.2009 IT TV20090116

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

13.01.2014

73 Titular/es:

**SELEX ES S.P.A. (100.0%)
Via Piemonte 60
Roma, IT**

72 Inventor/es:

**DEGIORGIS, PIERO GIORGIO y
MANETTI, VALERIO**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 437 673 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido

La presente invención se refiere a un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo de manguera y cesta.

5 Según se sabe, los sistemas de reaprovisionamiento de combustible en vuelo de manguera y cesta comprenden: una aeronave cisterna equipada con una manguera de reaprovisionamiento de combustible dotada sobre su extremo libre con una cesta; y una aeronave de toma de combustible equipada con una sonda rígida diseñada para conectarse con la cesta para permitir que la aeronave cisterna reaprovicione de combustible la aeronave de toma.

10 El procedimiento adoptado por los sistemas de reaprovisionamiento de combustible de manguera y cesta convencionales comprende sustancialmente: una etapa de determinación de posición de aeronave cisterna, en la que la aeronave cisterna sigue una trayectoria predeterminada, normalmente una línea recta, a una velocidad constante de 200 a 350 nudos, dependiendo de la aeronave implicada, con el fin de moverse de una forma tan predecible como sea posible; una etapa de aproximación o de atraque, en la que el piloto de la aeronave de toma mueve la aeronave a una zona de recepción para atracar con la aeronave cisterna; una etapa de acoplamiento de cesta-sonda, en la que el piloto de la aeronave de toma controla la aeronave de forma manual para alinear la sonda con la cesta y para mover la aeronave en posición para conectar la sonda con la cesta; una etapa de reaprovisionamiento de combustible, en la que el combustible se transfiere de la aeronave cisterna a la aeronave de toma a través del circuito de reaprovisionamiento de combustible, en particular la cesta-sonda; y una etapa de liberación de cesta-sonda.

El procedimiento anterior comporta numerosos problemas técnicos.

20 En primer lugar, el acoplamiento de cesta-sonda con éxito, y el tiempo que lleva hacerlo, dependen de diversos factores, tal como: las condiciones atmosféricas; la visibilidad; y el nivel de estrés y la pericia de los pilotos de la aeronave de toma en la realización de la maniobra de atraque / acoplamiento manual.

25 En segundo lugar, el acoplamiento de cesta-sonda solo tiene éxito cuando la velocidad relativa de las dos aeronaves, a lo largo de los últimos pocos segundos antes del acoplamiento, varía entre 2 y 5 nudos. De hecho, por debajo de 2 nudos, la sonda no puede conectarse con la cesta; mientras que unas velocidades de más de 5 nudos pueden dar como resultado un atraque peligroso de la aeronave cisterna y la de toma.

30 En los sistemas de reaprovisionamiento de combustible del tipo que se describe, el acoplamiento de cesta-sonda es, por lo tanto, una operación crítica que, además de los márgenes de fallo implicados, es una fuente de estrés intenso para los pilotos que realizan la maniobra, y no permite calcular el tiempo de reaprovisionamiento de combustible, lo que obviamente supone graves problemas cuando toda una flota ha de reaprovisionarse de combustible dentro de un tiempo total máximo que está asociado con la autonomía de combustible de las aeronaves en la flota.

35 El documento US2005/114023 divulga un método, aparato y sistema que tiene un estimador de varianza mínima de las estimadas de estado habitualmente en realizaciones de navegación en las que un módulo de detección de fallos de sensor y / o de efector está adaptado para ejecutar etapas de prueba residual usando la Prueba Secuencial de Razón de Probabilidad de Wald de Múltiples Hipótesis, la Prueba Secuencial de Razón de Probabilidad de Shirayev de Múltiples Hipótesis, la prueba de Chi-Cuadrado y combinaciones de las mismas para determinar la probabilidad de las apariciones de fallos de sensor y / o de accionador y, a continuación de lo anterior, aislar los efectos del uno o más fallos identificados a partir de las estimadas de estado. Además, el documento divulga un sistema de guiado para un reaprovisionamiento de combustible aéreo autónomo sobre la base de unos módulos de determinación de posición de GPS instalados tanto en la cesta como en la aeronave receptora.

El documento WO9807623 divulga un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido que realiza una búsqueda y guiado autónomos hacia un punto de encuentro de la aeronave cisterna y la aeronave que ha de reaprovisionarse de combustible por medio de unos receptores de sistema de navegación por satélite.

45 Un objeto de la presente invención es la provisión de un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo diseñado para eliminar los inconvenientes anteriores.

De acuerdo con la presente invención, se proporciona un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido según la reivindicación 1 y, preferible aunque no necesariamente, en una cualquiera de las reivindicaciones que dependen directamente o indirectamente de la reivindicación 1.

50 Una realización no limitante de la presente invención se describirá a modo de ejemplo con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

la figura 1 muestra un diagrama esquemático de un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido de acuerdo con las enseñanzas de la presente invención;

la figura 2 muestra un diagrama esquemático de un sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda que forma parte del sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido en la figura 1;

5 la figura 3 muestra una vista lateral en sección parcial esquemática, con partes retiradas con fines de claridad, de un conjunto de control de cesta del sistema de la figura 1;

la figura 4 muestra una vista frontal en sección parcial esquemática, con partes retiradas con fines de claridad, del conjunto de control de cesta de la figura 3;

10 la figura 5 muestra un diagrama esquemático de un ejemplo de una interfaz de usuario del sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda de la figura 2;

las figuras 6 y 7 muestran un diagrama de flujo de las operaciones de acoplamiento de cesta-sonda realizadas por el sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido de la figura 1;

la figura 8 muestra un diagrama de flujo de los cálculos de distancia diferencial realizados por el sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda;

15 las figuras 9 y 10 muestran diagramas esquemáticos de dos variantes del sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido.

El número 1 en la figura 1 indica, como un todo, un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido que comprende una aeronave cisterna de combustible 2 equipada con una manguera de combustible 3, que se extiende a partir de la aeronave cisterna 2 de tal modo que, en vuelo, una porción de extremo de la manguera 3 se coloca sustancialmente en paralelo al eje longitudinal X de la aeronave cisterna 2, y se conecta en su extremo libre con una cesta 4.

20 El sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido 1 también comprende una aeronave de toma de combustible 5 equipada con una sonda rígida 6 que, preferible aunque no necesariamente, sobresale a lo largo de un eje longitudinal Z con respecto a la parte frontal del fuselaje de la aeronave de toma 5, y está conformada para acoplarse con la cesta 4 para permitir que la aeronave cisterna 2 suministre a la aeronave de toma 5 la cantidad requerida de combustible.

25 En el ejemplo de la figura 1 y 2, el sistema de reaprovisionamiento de combustible 1 comprende un sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 configurado para determinar una distancia entre la cesta 4 y la sonda 6; una distancia entre la aeronave cisterna 2 y la cesta 4; una distancia entre la aeronave cisterna 2 y la aeronave de toma 5; y el desplazamiento de la cesta 4 y / o de la aeronave de toma 5 necesario para conseguir el acoplamiento de cesta-sonda, como una función de las tres distancias.

30 En el ejemplo de la figura 1, el sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 comprende tres módulos de determinación de posición, uno montado en la aeronave cisterna 2, uno en el interior de la cesta 4, y uno montado en la aeronave 5, preferible aunque no necesariamente en la sonda 6.

35 En la realización de la figura 1, uno de los tres módulos de determinación de posición comprende un módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 configurado para determinar su propia posición absoluta; y los otros dos módulos de determinación de posición comprenden unos módulos esclavos de determinación de posición por satélite diferencial 10, 11 respectivos, cada uno configurado para determinar su propia distancia con respecto al módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9.

40 En el ejemplo que se muestra, el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 está diseñado para determinar y transmitir su propia posición absoluta instantánea PA y una corrección diferencial C-RTK (ambas descritas con detalle en lo sucesivo); y cada módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10, 11 está diseñado para recibir la posición absoluta PA y la corrección diferencial C-RTK y, en consecuencia, para determinar su propia distancia con respecto al módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9.

45 El sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 también está diseñado para controlar el desplazamiento de la cesta 4 como una función de las distancias que determinan los módulos esclavos de determinación de posición por satélite diferencial 10, 11.

- 5 El sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 también comprende un conjunto de control de cesta 8, que está montado, preferible aunque no necesariamente, en el extremo libre de la manguera 3 (como en el ejemplo de la figura 3) o está integrado en la cesta 4 (en una variante que no se muestra), y prevé desviar la cesta 4, cuando se ordene, en una o más direcciones en sentido sustancialmente transversal con respecto a la dirección de tracción / desplazamiento WA de la cesta 4.
- 10 El módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 comprende un dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK (*Differential Global Positioning System / Real Time Kinematic*, Sistema Global de Determinación de Posición Diferencial / Cinemática en Tiempo Real) diseñado para determinar de manera continua su propia posición absoluta PA en el espacio en términos de latitud, longitud y altitud; su propia velocidad de desplazamiento VA; y su propio ángulo de rumbo HA.
- 15 En conexión con lo anterior, debería señalarse que, en el ejemplo de la figura 1, la posición absoluta PA, la velocidad VA, y el ángulo de rumbo HA que se mide por el dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK están asociados con la aeronave cisterna 2.
- El dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK del módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 implementa un algoritmo de RTK (Cinemática en Tiempo Real), que determina la corrección diferencial C-RTK que ha de hacerse a la medición del sistema de satélite de GPS.
- 20 El algoritmo de RTK implementado por el dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK del módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 es conocido y, por lo tanto, no se describe con detalle, excepto para señalar que la corrección diferencial C-RTK se corresponde con las correcciones que han de hacerse a la CPM (*Carrier Phase Measurement*, Medición de Fase de Portadora) de la señal de satélite empleada por el dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK para calcular la posición absoluta PA.
- 25 También debería señalarse que el dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK del módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 está diseñado, de manera conveniente, tal como se explica con detalle en lo sucesivo, para determinar su propia posición PA y la corrección C-RTK por medio de un algoritmo de cálculo adecuado para una base de determinación de posición móvil, en contraposición a una estacionaria. En la solución propuesta, de hecho, el dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK está montado sobre un objeto en movimiento, que se corresponde en este caso con la aeronave cisterna 2, por lo tanto el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 está diseñado para implementar un algoritmo de cálculo capaz de tener en cuenta el movimiento del objeto sobre el cual se instala este.
- 30 El módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 también está diseñado para transmitir la posición absoluta PA, la velocidad VA, el ángulo de rumbo HA y la corrección diferencial C-RTK por medio de un módulo de transceptor 12.
- 35 El módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10 en la cesta 4 comprende un dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK (que no se muestra) diseñado para recibir la posición absoluta PA, la velocidad VA, el ángulo de rumbo HA y la corrección diferencial C-RTK por medio de un módulo de transceptor 13.
- Tal como se explica en lo sucesivo, el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10 está diseñado para determinar su propia posición con respecto a la posición absoluta PA del módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9.
- 40 En el ejemplo que se muestra, el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10 está diseñado para determinar su propia distancia A-B con respecto al módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 9 sobre la base de la posición absoluta PA y la corrección diferencial C-RTK procesada por el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9.
- 45 En consecuencia, el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10 comprende una unidad de cálculo (que no se muestra), que recibe la posición relativa que determina el dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK, y la posición absoluta PA y la corrección diferencial C-RTK que transmite el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 y, en consecuencia, determina la distancia A-B entre el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 y el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10.
- 50 El módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10 también está diseñado para determinar y transmitir su propia posición relativa; su propia distancia A-B corregida sobre la base de la corrección diferencial C-RTK; su propia velocidad V1; y su propio ángulo de rumbo H1. Debería señalarse que la velocidad V1 y el ángulo de rumbo H1 se corresponden con la velocidad y el ángulo de rumbo del objeto sobre el cual se instala el módulo

esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10, es decir, la cesta 4.

5 El módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11, que se encuentra, en el ejemplo que se muestra, sobre la aeronave 5, comprende un dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK diseñado para recibir la posición absoluta PA, la velocidad VA, el ángulo de rumbo HA y la corrección diferencial C-RTK por medio de un módulo de transceptor 14, y para determinar su propia posición con respecto al módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9.

10 De forma más específica, tal como se explica en lo sucesivo, el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11 está diseñado para determinar y transmitir su propia posición y distancia AC con respecto al módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 sobre la base de la posición absoluta PA y la corrección diferencial C-RTK.

15 En consecuencia, el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11 comprende una unidad de cálculo (que no se muestra), que recibe la posición relativa que determina el dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK, y la posición absoluta PA y la corrección diferencial C-RTK que transmite el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 y, en consecuencia, determina la distancia A-C entre el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 y el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11.

El módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11 también está diseñado para determinar y transmitir su propia velocidad V2 y ángulo de rumbo H2, que se corresponden con la velocidad y el ángulo de rumbo de la sonda 6 / aeronave de toma 5.

20 El sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 también comprende un dispositivo de cálculo 15, que está configurado para recibir las distancias A-B y A-C por medio de un módulo de transceptor 17, y para determinar la distancia B-C entre la cesta y la sonda usando un algoritmo de cálculo geométrico y sobre la base de las distancias A-B y A-C.

25 En el ejemplo de la figura 1, el dispositivo de cálculo 15 está instalado, preferible aunque no necesariamente, en la aeronave cisterna 2, y está diseñado para intercambiar información a través del módulo de transceptor 17 con cada uno de los módulos de determinación de posición por satélite diferencial 9, 10, 11 a través de un sistema de comunicación 16. En el ejemplo que se muestra, los módulos de transceptor 12, 13, 14, 17 pueden ser de forma ventajosa dispositivos de transceptor de radiofrecuencia para transmitir / recibir señales de radiofrecuencia que contienen la información que se ha descrito en lo que antecede.

30 En conexión con lo anterior, debería señalarse que, en una realización que no se muestra, el dispositivo de cálculo 15, en contraposición a estar instalado en la aeronave cisterna 2, puede estar instalado de manera conveniente en la sonda 6, o en la aeronave de toma 5, o en la cesta 4; y los módulos de determinación de posición por satélite diferencial 9, 10, 11 pueden estar instalados en la aeronave cisterna 2, la cesta 4, y la sonda 6 en cualquier disposición diferente de la que se describe. Dicho de otra forma, el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9, es decir, el módulo que calcula la posición absoluta PA y la corrección diferencial C-RTK, puede estar instalado en la aeronave de toma 5, y los módulos de determinación de posición por satélite diferencial 10 y 11 pueden estar instalados en la aeronave cisterna 2 y en la cesta 4.

40 En una realización, el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 se instala en la cesta 4, y los módulos de determinación de posición por satélite diferencial 10 y 11 se instalan en la aeronave cisterna 2 y la aeronave de toma 5.

45 En conexión con lo anterior, debería señalarse que, en cada una de las tres configuraciones de instalación anteriores de los módulos maestro y esclavo de determinación de posición por satélite diferencial sobre la aeronave cisterna / cesta / aeronave de toma, el dispositivo de cálculo 15 recibe dos distancias que se calculan mediante los dos módulos esclavos de determinación de posición por satélite diferencial y, en consecuencia, calcula la tercera distancia usando un cálculo sobre la base de la geometría euclídea.

Otro punto importante a indicar es que el uso de los dispositivos de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK que se describen tiene la importante ventaja, a diferencia de los dispositivos de GPS convencionales de una precisión de aproximadamente un metro, de obtener unas mediciones de distancia de una precisión de aproximadamente un centímetro, lo que es vital para conectar de manera automática la sonda 6 con la cesta 4.

50 En la realización de la figura 3 y 4, el conjunto de control de cesta 8 comprende una envuelta 16 que se monta con firmeza en la cesta 4 o en la porción de extremo de la manguera 3 (tal como se muestra en la figura 3); un número de aletas deflectoras 18, extendiéndose cada una en sentido radial a partir de la envuelta 16 y estando montada en la envuelta para girar alrededor de un eje de rotación Xi respectivo y para generar, sobre la cesta 4 en vuelo, una

fuerza WTi de forma transversal con respecto al eje de rotación Xi; y un número de accionadores 19, montado cada uno con firmeza en la envuelta 16 y en una aleta 18 para girar la aleta 18 alrededor del eje de rotación Xi.

5 De forma más específica, en el ejemplo que se muestra de forma esquemática en las figuras 3 y 4, la envuelta 16 es sustancialmente cilíndrica y está diseñada para montarse con firmeza en la porción de extremo de la manguera 3; y las aletas deflectoras 18 sobresalen con respecto a la envuelta 16 para formar una estructura sustancialmente cruciforme. Dos aletas horizontales 18 giran alrededor de los ejes Xi respectivos para generar una fuerza WTi de forma transversal mediante la cual mover la cesta 4 arriba o abajo; y dos aletas verticales 18 giran alrededor de los ejes Xi respectivos para generar una fuerza WTi de forma transversal mediante la cual mover la cesta 4 en ambos sentidos en una dirección sustancialmente horizontal.

10 El conjunto de control de cesta 8 también comprende un módulo de control electrónico 20, que está diseñado para recibir una señal de control SCOM a través de un módulo de transceptor, y ordena la rotación de las aletas 18 por los accionadores 19 sobre la base de la señal de control SCOM para mover la cesta 4.

15 En conexión con lo anterior, debería señalarse que el módulo de control electrónico 20 está diseñado, preferible aunque no necesariamente, para controlar la rotación de las aletas 18 sobre la base de la señal de control SCOM y también sobre la base de una señal de aceleración a partir de un sensor inercial (que no se muestra), en particular un conjunto de tres acelerómetros sobre la cesta 4.

20 El dispositivo de cálculo 15 en la figura 2 está diseñado para procesar de manera continua la distancia de cesta-sonda B-C y preferiblemente el rumbo H1 y la velocidad V1 de la cesta 4, el rumbo H2 y la velocidad V2 de la sonda 6, y el rumbo HA y la velocidad V2 de la aeronave cisterna 2, para determinar los movimientos transversales (vertical / horizontal) de la cesta 4 y / o la aeronave de toma 5 necesarios para alinear los ejes longitudinales Z e Y respectivos de la cesta 4 y la sonda 6.

25 De forma más específica, los módulos de determinación de posición por satélite diferencial 9, 10, 11 suministran de manera continua al dispositivo de cálculo 15 la información anterior en relación con las velocidades VA, V1, V2, las distancias A-B, B-C, A-C y los rumbos HA, H1, H2, y este la procesa para generar una señal de control SCOM que contiene una información en relación con el movimiento vertical / horizontal necesario de la cesta 4, y / o una información en relación con el movimiento vertical / horizontal necesario de la aeronave de toma 5.

30 En consecuencia, el sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 puede comprender un sistema de piloto automático de aeronave de toma 21, que recibe la señal de control SCOM y controla de manera automática la aeronave de toma 5 para mover esta de manera vertical y / u horizontal de acuerdo con los movimientos que están contenidos en la señal de control SCOM.

35 En el ejemplo de la figura 2, el sistema de piloto automático de aeronave de toma 21 comprende el módulo de transceptor de señal 22 que recibe la señal de control SCOM a partir del dispositivo de cálculo 15; un módulo de procesamiento 23 que recibe la señal de control SCOM y, en consecuencia, determina el movimiento necesario de la aeronave de toma 5; y un dispositivo de piloto automático de aeronave conocido 24, al que el módulo de procesamiento 23 suministra una información en relación con el movimiento necesario de la aeronave 5, y pilota la aeronave 5 para mover esta de manera vertical y / u horizontal de acuerdo con la información recibida.

El dispositivo de cálculo 15 también está diseñado para generar, como una función de la distancia A-B, una primera señal de alarma AL1 que contiene la distancia A-B y que indica una primera situación de peligro causada por la cesta 4 acercándose peligrosamente a la aeronave cisterna 2.

40 Por ejemplo, el dispositivo de cálculo 15 puede estar diseñado para generar la primera señal de alarma AL1 cuando la distancia A-B cae por debajo de un primer umbral de seguridad que representa la distancia de seguridad mínima entre la cesta 4 y la aeronave cisterna 2.

45 Debería señalarse que la señal de alarma AL1 puede generarse no solo para indicar una situación de peligro, sino también para indicar una posición no adecuada de la cesta 4 con respecto a la aeronave cisterna 2 y capaz de dañar la manguera 3.

El dispositivo de cálculo 15 también está diseñado para generar, como una función de la distancia A-C, una segunda señal de alarma AL2 que contiene la distancia A-C y que indica una segunda situación de peligro causada por la aeronave de toma 5 acercándose peligrosamente a la aeronave cisterna 2.

50 El dispositivo de cálculo 15 puede estar diseñado para generar la segunda señal de alarma AL2 cuando la distancia A-C cae por debajo de un segundo umbral de seguridad que representa la distancia de seguridad mínima entre la aeronave de toma 5 y la aeronave cisterna 2.

ES 2 437 673 T3

5 El sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 también comprende una o más interfaces de usuario 25, diseñada cada una para recibir una información en relación con la posición absoluta PA, la distancia de cesta-sonda B-C y/o el rumbo H1 y/o la velocidad V1 de la cesta 4, y/o el rumbo H2 y/o la velocidad V2 de la sonda 6 / aeronave de toma 5, el rumbo HA y la velocidad VA de la aeronave cisterna 2, y para comunicar esta información al piloto para ayudar al piloto en el acoplamiento de la sonda con la cesta.

10 De forma más específica, en el ejemplo de la figura 5, cada interfaz de usuario 25 comprende una pantalla o visualizador 29, que proporciona al piloto una visualización gráfica continua de un sistema de referencia, preferible aunque no necesariamente, bidimensional predeterminado 30; la posición PA y la trayectoria / dirección / rumbo de la aeronave cisterna 2; la posición P1 y la trayectoria / dirección / rumbo de la cesta 4; y la posición P2 y la trayectoria / dirección / rumbo de la sonda 6 (la aeronave de toma 5).

Cada interfaz de usuario 25 también está diseñada para comunicar de manera continua al piloto la velocidad VA de la aeronave cisterna 2, y / o la velocidad V1 de la cesta 4, y / o la velocidad V2 de la sonda 6, y / o las distancias A-B, A-C y B-C.

15 Cada interfaz de usuario 25 también está diseñada para recibir la primera señal de alarma AL1 y / o la segunda señal de alarma AL2, y para generar un mensaje de alarma que indica la primera y / o la segunda situación de peligro y / o las distancias A-B, A-C medidas.

En consecuencia, la interfaz de usuario 25 puede comprender un dispositivo para producir unos mensajes de audio o visuales que contienen la información en relación con la primera y / o la segunda situación de alarma.

20 En el ejemplo de la figura 1 y 2, el sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 comprende dos interfaces de usuario 25, una instalada en la cabina 26 de la aeronave cisterna 2 y diseñada para intercambiar información con el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9, y la otra instalada en la cabina 28 de la aeronave de toma 5 y diseñada para intercambiar información con el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11.

25 El dispositivo de cálculo 15 también puede estar diseñado para transmitir la primera señal de alarma AL1 y / o la segunda señal de alarma AL2; y el sistema de piloto automático 21 puede estar diseñado para recibir la segunda señal de alarma AL2 y controlar el movimiento de la aeronave de toma 5 con respecto a la aeronave cisterna 2 como una función de la distancia A-C en la señal de alarma AL2, para devolver la aeronave de toma 5 a una posición segura con respecto a la aeronave cisterna 2.

30 En una realización, el módulo de control electrónico de cesta 20 está diseñado para recibir la primera señal de alarma AL1, y ordena al conjunto de control 8 que mueva la cesta 4 con respecto a la aeronave cisterna 2 como una función de la distancia A-B en la señal de alarma AL1, y devuelva de este modo la cesta 4 a una posición segura con respecto a la aeronave cisterna 2.

35 Un método operativo implementado por el sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido 1 tal como se ha descrito en lo que antecede, y con la configuración de módulos de determinación de posición que se muestra en el ejemplo de la figura 1, se describirá a continuación con referencia a las figuras 6, 7 y 8.

El método operativo comprende una primera etapa, en la que la aeronave cisterna 2 se mueve en una línea recta a una velocidad constante, y la aeronave de toma 5 comienza a aproximarse a la aeronave cisterna 2 (el bloque 100).

40 En este momento, el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11 calcula y transmite la distancia A-C al dispositivo de cálculo 15 (el bloque 110), que determina, como una función de la distancia A-C, la presencia o no de la segunda situación de peligro causada por la aeronave de toma 5 acercándose peligrosamente a la aeronave cisterna 2 (el bloque 120).

45 En esta fase (el bloque 120), el dispositivo de cálculo 15 realiza la verificación de segunda situación de peligro y determina la presencia de la segunda situación de peligro cuando la distancia A-C, por ejemplo, se encuentra por debajo del segundo umbral de seguridad que representa la distancia de seguridad mínima entre la aeronave cisterna 2 y la aeronave de toma 5 (la salida SÍ del bloque 120).

En el caso de que se determine la segunda situación de peligro, el dispositivo de cálculo 15 ordena la transmisión de la segunda señal de alarma AL2 (el bloque 130).

La segunda señal de alarma AL2 se envía a las interfaces 25 y / o el sistema de piloto automático de aeronave de toma 21.

50 Las interfaces 25 generan un mensaje de alarma para ayudar a los pilotos alertando a estos de la situación de

ES 2 437 673 T3

peligro, y para posibilitar que los pilotos intervengan de forma manual para devolver las aeronaves 2 y 5 respectivas a una distancia más grande que, o igual a, la distancia de seguridad mínima (el bloque 140).

5 En esta fase, el sistema de piloto automático 21 puede intervenir de manera independiente, es decir, puede pilotar la aeronave de toma 5 de manera automática como una función de la segunda señal de alarma AL2, para alejar esta de, y de vuelta a, una distancia segura con respecto a la aeronave cisterna 2 (el bloque 150).

A la inversa, si no se determina segunda situación de peligro alguna durante la aproximación, el piloto procede a mover la aeronave de toma 5 hasta una posición de aproximación óptima.

Esto puede hacerse de forma manual, es decir, solo por el piloto, o de manera completamente automática.

10 En modo de control manual, el piloto de la aeronave de toma 5 mueve la aeronave hasta la posición óptima observando las posiciones de las dos aeronaves y / o las posiciones de sonda / cesta que se visualizan en la interfaz de usuario 25 en la cabina 28.

15 Como alternativa, en modo automático, el dispositivo de cálculo 15 está diseñado para determinar la mejor trayectoria de aproximación como una función de la distancia A-C y las velocidades VA de la aeronave cisterna 2 y V2 de la aeronave de toma 5 que se miden por los módulos maestro y esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 9 y 11 respectivos.

De forma más específica, el dispositivo de cálculo 15 está diseñado para calcular de manera continua, como una función de la distancia A-C y las velocidades VA y V2, el movimiento o movimientos, y la velocidad, necesarios de la aeronave de toma 5 para mover esta hasta la posición de atraque, y transmite esta información al sistema de piloto automático 21.

20 En este momento, el sistema de piloto automático 21 es, por lo tanto, capaz de pilotar la aeronave 5 de manera automática como una función de la información de movimiento / velocidad que determina el dispositivo de cálculo 15.

En el caso de que la aeronave 5 no sea capaz de moverse hasta la posición de atraque (la salida NO del bloque 180), el método repite las operaciones en los bloques 110-160.

25 A la inversa, en el caso de que la aeronave 5 tenga éxito en moverse hasta la posición de atraque (la salida SÍ del bloque 180), el método comienza el procedimiento de acoplamiento de cesta-sonda.

En este momento, el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10 determina y transmite la distancia A-B al dispositivo de cálculo 15, que calcula la distancia B-C sobre la base de la distancia A-B y la distancia A-C que determina y transmite el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11 (el bloque 190).

30 En este momento, el dispositivo de cálculo 15 determina, sobre la base de la distancia A-B, la presencia o no de la primera situación de peligro causada por la cesta 4 acercándose peligrosamente a la aeronave cisterna 2 (el bloque 200).

35 En esta fase, el dispositivo de cálculo 15 realiza la verificación de primera situación de peligro y determina la presencia de la primera situación de peligro (la salida SÍ del bloque 200) cuando la distancia A-B, por ejemplo, se encuentra por debajo del primer umbral de seguridad que representa la distancia de seguridad mínima entre la cesta y la aeronave cisterna 2.

En el caso de que se determine la primera situación de peligro, el dispositivo de cálculo 15 transmite la primera señal de alarma AL1 (el bloque 210), que en el presente caso se envía a las interfaces 25 y / o el módulo de control electrónico 20.

40 La interfaz 25 genera un mensaje de alarma para alertar al piloto de la aeronave cisterna 2 de la situación de peligro, y para posibilitar que el piloto intervenga para devolver la aeronave cisterna 2 a una distancia más grande que, o igual a, la distancia de seguridad mínima con respecto a la cesta 4 (el bloque 220).

45 En esta fase, el módulo de control electrónico 20 del conjunto de control de cesta 8 también controla la cesta 4 de manera automática para alejar esta de la aeronave cisterna 2 a una distancia más grande que, o igual a, la distancia de seguridad (el bloque 230). Debería señalarse que esto se hace como una función de la distancia A-B que está contenida en la primera señal de alarma AL1.

A la inversa, en el caso de que no se determine la primera situación de peligro, los módulos de determinación de

- posición por satélite diferencial 9, 10, 11 suministran de manera continua al dispositivo de cálculo 15 la información de velocidad, distancia y rumbo, y este la procesa para generar la señal de control SCOM que contiene una información en relación con el movimiento vertical / horizontal necesario de la cesta 4 y / o una información en relación con el movimiento vertical / horizontal necesario de la aeronave de toma 5 para conseguir el acoplamiento de cesta-sonda.
- 5
- En el ejemplo que se muestra, esta fase puede comprender, preferible aunque no necesariamente, transformar el vector distancia B-C de acuerdo con un primer sistema de referencia que contiene latitud, longitud y altitud, en un vector distancia B-C de acuerdo con un sistema de referencia UTM (Universal Transversa Mercator) (que no se muestra).
- 10 El sistema de referencia UTM puede representarse por una cuadrícula cartesiana con tres ejes perpendiculares, en la que el eje x UTME (que no se muestra) se extiende en una dirección terrestre Este-Oeste, el eje y UTMN (que no se muestra) se extiende en una dirección terrestre Norte-Sur y define un plano UTMEN (que no se muestra) con el eje x UTME (que no se muestra), y el tercer eje UTMZ (que no se muestra) está asociado con las coordenadas verticales, es decir, directamente con la altura.
- 15 Suponiendo que la tercera componente es cero, es decir, tanto el eje Y de la sonda 6 como el eje Z de la cesta se encuentran a la misma altura, el dispositivo de cálculo 15 puede transformar el vector distancia B-C de acuerdo con el primer sistema de referencia en un vector distancia B-C de acuerdo con el sistema de referencia UTM, y puede girar a continuación el vector B-C en el plano UTMNE un ángulo igual al rumbo H2 de la aeronave de toma 5, para obtener una componente transversal y una componente longitudinal del vector B-C con respecto a la dirección de la
- 20 aeronave de toma 5 (el bloque 240).
- Las componentes transversal y longitudinal del vector B-C que se obtienen de este modo representan una información en relación con el movimiento que ha de codificarse en la señal de control SCOM (el bloque 250).
- En este momento, el dispositivo de cálculo 15 transmite la señal de control SCOM al módulo de control electrónico 20 (el bloque 260), que controla el movimiento de la cesta 4, por medio de los accionadores 19, como una función de los movimientos que están contenidos en la señal de control SCOM (el bloque 280).
- 25
- En una realización, la señal de control SCOM se envía al sistema de piloto automático 21, que mueve la aeronave 5 de manera automática sobre la base de los movimientos que están contenidos en la señal de control SCOM (el bloque 270).
- 30 En este momento, el dispositivo de cálculo 15 determina, como una función de la distancia B-C, si los ejes longitudinales Z e Y respectivos de la cesta y la sonda 6 están alineados (el bloque 290).
- Si estos no lo están (la salida NO del bloque 290), el método repite las operaciones en los bloques 190-280; a la inversa, si los ejes longitudinales Z e Y están alineados, el dispositivo de cálculo 15 transmite una señal que contiene una información que indica el alineamiento de cesta-sonda, y que autoriza a la aeronave de toma 5 a aproximarse a la cesta 4. De forma más específica, esta señal se envía a la interfaz de usuario 25, que genera un mensaje que informa al piloto del alineamiento de cesta-sonda, y que solicita al piloto que mueva la aeronave 5 hacia la cesta 4.
- 35
- En este momento, el piloto mueve la aeronave de toma 5 hacia delante en una línea recta para insertar la sonda 6 en la cesta 4 (el bloque 300).
- En una realización, una vez que los ejes Z e Y están alineados, el dispositivo de cálculo 15 determina, como una función de las velocidades VA, V1, V2 y la distancia B-C, los ajustes necesarios a la velocidad V2 de la aeronave de toma para conseguir el acoplamiento de cesta-sonda (el bloque 310).
- 40
- En esta fase, el dispositivo de cálculo 15 transmite una señal SCA, que contiene unas instrucciones para ajustar la velocidad V2, al sistema de piloto automático 21, que procede a mover la aeronave 5 hacia delante de manera completamente automática, haciendo los ajustes de velocidad que están contenidos en la señal SCA.
- 45 Obviamente, si la cesta 4 y la sonda 6 están perfectamente alineadas, y las velocidades V1, V2 y los rumbos H1, H2 de la cesta y la sonda se corresponden, el acoplamiento de cesta-sonda puede completarse solo sobre la base de la distancia B-C.
- El dispositivo de cálculo 15 determina un acoplamiento de cesta-sonda con éxito cuando la distancia B-C es cero (el bloque 320).
- 50 Si el acoplamiento no se consigue (la salida NO del bloque 320), el método repite las operaciones en los bloques 310-320.

Una vez que el acoplamiento de cesta-sonda se ha conseguido (la salida SÍ del bloque 320), el dispositivo de cálculo 15 ordena el reaprovisionamiento de combustible (el bloque 330) y, una vez que el reaprovisionamiento de combustible se ha completado (la salida SÍ del bloque 340), ordena la liberación de la cesta y la sonda mediante el suministro, a las interfaces de usuario 25, de una señal que contiene una información que indica que el reaprovisionamiento de combustible se ha completado, y una solicitud de liberar la cesta y la sonda y de distanciar las dos aeronaves.

Con referencia a la figura 8, las distancias A-B, A-C, B-C se calculan de manera continua por el sistema 7 que se ha descrito en lo que antecede, sustancialmente mediante la determinación, por parte del dispositivo de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK del módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9, de su propia posición absoluta PA en el espacio en términos de latitud, longitud y altitud, y mediante la implementación del algoritmo de RTK, que determina la corrección diferencial C-RTK en relación con el error intrínseco en la medición de PA por el sistema de satélite de GPS (el bloque 400).

El módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 transmite a continuación la posición absoluta PA y la corrección diferencial C-RTK a los módulos esclavos de determinación de posición por satélite diferencial 10 y 11 (el bloque 410).

Al recibir la información transmitida por el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9, el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11 determina la distancia A-C como una función de su propia posición con respecto a la posición PA y sobre la base de las correcciones diferenciales C-RTK, y transmite la distancia A-C al dispositivo de cálculo 15 (el bloque 430).

Al recibir la información transmitida por el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9, el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10 determina la distancia A-B como una función de su propia posición con respecto a la posición PA y sobre la base de las correcciones diferenciales C-RTK, y transmite la distancia A-B al dispositivo de cálculo 15 (el bloque 420).

En este momento, el dispositivo de cálculo 15 calcula la distancia B-C por medio de un cálculo geométrico euclídeo sobre la base de las distancias A-C y A-B (el bloque 440).

El sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo que se describe tiene las siguientes ventajas.

En primer lugar y ante todo, el uso de los dispositivos de determinación de posición por satélite de DGPS / RTK da una precisión de medición de distancia de aproximadamente un centímetro mediante la cual conseguir el acoplamiento de cesta-sonda, a diferencia de los sistemas de satélite de GPS convencionales con una precisión de medición de varios metros.

El sistema reduce en gran medida la carga de trabajo de los pilotos en la fase de acoplamiento de cesta-sonda. De hecho, incluso en la solución más simple, en la que la aproximación de la aeronave de toma se realiza de forma manual, el piloto puede controlar la aeronave de toma sobre la base de las posiciones que se visualizan en la interfaz de usuario, sin necesidad alguna de realizar un seguimiento de la posición de la aeronave cisterna y / o la cesta en el exterior de la cabina. Dicho de otra forma, el piloto tiene la ventaja de ser capaz de controlar la aproximación simplemente concentrándose en la información de posición gráfica que se visualiza en la interfaz de usuario, con independencia de las condiciones atmosféricas, e incluso durante la noche.

La variante que presenta la aproximación automática de la aeronave de toma y / o el acoplamiento automático de cesta-sonda sobre la base de los movimientos determinados por el dispositivo de cálculo obviamente no solo reduce en gran medida el estrés del piloto, sino que también posibilita que el reaprovisionamiento de combustible se complete dentro de un tiempo predeterminado, con independencia de las condiciones atmosféricas.

El sistema que se describe tiene, por lo tanto, la ventaja de ser capaz de programar previamente el reaprovisionamiento de combustible en vuelo de un número dado de aeronaves, a la vez que se reduce de manera radical, al mismo tiempo, el riesgo de fallo de reaprovisionamiento de combustible.

Obviamente, pueden hacerse cambios al sistema que se describe sin alejarse, no obstante, del alcance de la presente invención tal como se define en las reivindicaciones adjuntas.

De forma más específica, la realización de la figura 9 se refiere a un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo 40 similar al sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo 1, y las partes componentes del cual se indican, donde sea posible, usando los mismos números de referencia que para las partes correspondientes del sistema 1.

El sistema de reaprovisionamiento de combustible 40 se diferencia del sistema de reaprovisionamiento de

combustible 1 por un módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial del sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 que se sustituye con un dispositivo de medición 41 para medir la distancia A-B entre la aeronave cisterna 2 y la cesta 4.

5 De forma más específica, el dispositivo de medición 41 puede ser un dispositivo de láser optoelectrónico conocido, que no se describe con detalle, o cualquier otro dispositivo electrónico similar para medir la distancia entre dos objetos.

En la realización de la figura 9, el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 está montado directamente sobre la cesta 4, y el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11 está montado sobre la aeronave de toma 5.

10 En el presente caso, la distancia B-C se determina directamente por el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11 sobre la aeronave de toma 5; la distancia A-B se mide por el dispositivo de medición 41; la distancia A-C se determina por el dispositivo de cálculo 15 como una función de las distancias B-C y A-B; y el sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 prevé el acoplamiento de la cesta 4 y la sonda 6, tal como se describe en los diagramas de flujo de la figura 6, 7 y 8, sobre la base de las distancias A-B, BC y A-C.

15 Obviamente, el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 puede estar montado directamente sobre la aeronave de toma 5, y el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 11 puede estar montado en la cesta 4.

20 La realización de la figura 10 se refiere a un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido 50 similar al sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo 1, y las partes componentes del cual se indican, donde sea posible, usando los mismos números de referencia que para las partes correspondientes del sistema 1.

El sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido 50 se diferencia del sistema de reaprovisionamiento de combustible asistido 1 por un módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial del sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 que se sustituye con un dispositivo de medición 51 para medir la distancia B-C entre la aeronave de toma 5 y la cesta 4.

25 De forma más específica, el dispositivo de medición 51 puede ser un dispositivo de láser optoelectrónico conocido, que no se describe con detalle, o cualquier otro dispositivo electrónico similar para medir la distancia entre el objeto sobre el cual se instala este y otro objeto.

30 En la realización de la figura 10, el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9 está montado sobre la aeronave cisterna 2, y el módulo esclavo de determinación de posición por satélite diferencial 10 está montado directamente sobre la cesta 4.

35 En el presente caso, la distancia B-C se determina directamente por el dispositivo de medición 51 montado sobre la aeronave de toma 5; la distancia A-B se mide por el módulo maestro de determinación de posición por satélite diferencial 9; la distancia A-C se determina por el dispositivo de cálculo 15 como una función de las distancias B-C y A-B; y el sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 prevé el acoplamiento de la cesta 4 y la sonda 6 usando el mismo procedimiento de control que se describe en los diagramas de flujo de la figura 6, 7 y 8, sobre la base de las distancias A-B, B-C y A-C.

En una variante que no se muestra, el sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido 1 comprende un número de aeronaves de toma 5, comprendiendo cada una un módulo de determinación de posición de DGPS / RTK 11.

40 El dispositivo de cálculo 15 del sistema de ayuda de acoplamiento de cesta-sonda 7 está diseñado para determinar de manera continua la velocidad relativa entre cada aeronave de toma 5 y la aeronave cisterna 2 sobre la base de la información que se genera por el módulo de determinación de posición 11 respectivo.

45 El dispositivo de cálculo 15 también determina la distancia A-C entre cada aeronave de toma 5 y la aeronave cisterna 2, con el fin de determinar la dirección de cada aeronave de toma 5 como una función de la distancia A-C y la velocidad relativa entre la aeronave de toma 5 y la aeronave cisterna 2.

El dispositivo de cálculo 15 informa al piloto de la aeronave cisterna 2, a través de la interfaz de usuario 25 en la aeronave cisterna 2, de la posición y la dirección de desplazamiento de cada aeronave de toma 5 con respecto a la aeronave cisterna 2.

50 El dispositivo de cálculo 15 también puede estar diseñado para informar al piloto de cada aeronave de toma 5, a través de la interfaz de usuario 25 respectiva, de la posición y la dirección de desplazamiento de cada aeronave de

toma 5 con respecto a la aeronave cisterna 2.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido (1) configurado para aprovisionar de combustible una aeronave de toma (5); comprendiendo el sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido una aeronave de toma de combustible (5) provista con una sonda (6), una aeronave cisterna (2), y una cesta (4) conectada con la aeronave cisterna (2) mediante una manguera (3) y arrastrada por la aeronave cisterna (2) en una dirección de desplazamiento (WA) predeterminada;

estando dicho sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido (1) **caracterizado por** comprender un sistema de control de vuelo electrónico (7) que comprende:

- tres módulos de determinación de posición de DGPS / RTK (*Differential Global Positioning System / Real Time Kinematic*, Sistema Global de Determinación de Posición Diferencial / Cinemática en Tiempo Real) (10) (11) (9) instalados respectivamente en dicha cesta (4), dicha aeronave de toma (5) y dicha aeronave cisterna (2) para determinar una primera cantidad que indica una primera distancia (B-C) entre dicha cesta (4) y dicha sonda (6); una segunda cantidad que indica una segunda distancia (A-B) entre dicha aeronave cisterna (2) y dicha cesta (4); y una tercera cantidad que indica una tercera distancia (A-C) entre dicha aeronave cisterna (2) y dicha sonda (6); uno de dichos tres módulos de determinación de posición de DGPS / RTK (10) (11) (9) comprende un módulo maestro de determinación de posición de DGPS / RTK configurado para determinar y transmitir su propia posición absoluta instantánea (PA) y una corrección diferencial (C-RTK); los otros dos módulos de determinación de posición de DGPS / RTK comprenden respectivamente un módulo esclavo de determinación de posición de DGPS / RTK configurado para recibir dicha posición absoluta (PA) y dicha corrección diferencial (C-RTK), y para determinar su propia distancia con respecto a dicho módulo maestro de determinación de posición de DGPS / RTK sobre la base de dicha posición absoluta (PA) recibida y dicha corrección diferencial (C-RTK) recibida;

- unos medios de control electrónico (15) configurados para cooperar con dichos tres módulos de determinación de posición (9) (10) (11) para determinar, como una función de dicha primera (B-C), dicha segunda (A-B) y dicha tercera (A-C) distancia, el movimiento necesario de dicha cesta (4) y / o el movimiento necesario de dicha aeronave de toma (5) para acoplar la cesta (4) con la sonda (6);

- unos medios de control (18, 19) montados sobre la cesta (4) y configurados para mover la cesta (4) en una o más direcciones transversales de forma transversal con respecto a la dirección de desplazamiento (WA);

estando además dichos medios de control electrónico (15) configurados para:

- recibir dichas dos distancias que se calculan a partir de dichos módulos esclavos de determinación de posición de DGPS / RTK;

- calcular la distancia entre dichos módulos esclavos de determinación de posición sobre la base de las dos distancias calculadas recibidas; estando dichas tres distancias calculadas asociadas respectivamente con dicha primera (B-C), dicha segunda (A-B), y dicha tercera distancia (A-C);

- controlar dichos medios de control (18, 19) sobre la base de dicha primera (B-C), dicha segunda (A-B) y dicha tercera (A-C) distancia, con el fin de mover la cesta (4) en una o más direcciones transversales de forma transversal con respecto a dicha dirección de desplazamiento (WA) para alinear el eje longitudinal de la cesta (4) con el eje longitudinal de dicha sonda (6);

- determinar una situación de peligro y generar una primera señal de alarma (AL2), que indica que dicha aeronave de toma (5) está acercándose peligrosamente a dicha aeronave cisterna (2), cuando dicha tercera distancia (AC) se encuentra por debajo de un primer umbral predeterminado.

2. Un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido (1) según la reivindicación 1, en el que dicho sistema de control de vuelo electrónico (7) comprende unos medios de control automático electrónico (21) instalados en la aeronave de toma (5) y diseñados para pilotar de manera automática dicha aeronave de toma (5) como una función de dicha primera (B-C), dicha segunda (A-B) y dicha tercera (A-C) distancia, para alinear dicha sonda (6) con dicha cesta (4).

3. Un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido (1) según las reivindicaciones 1 o 2, en el que dicho sistema de control de vuelo electrónico (7) comprende al menos una interfaz de usuario (25) instalada en dicha aeronave cisterna (2) y / o dicha aeronave de toma (5); estando diseñada dicha interfaz de usuario (25) para proporcionar al usuario la posición instantánea (PA) de dicha aeronave cisterna (2), y / o la posición instantánea (P1) de dicha cesta (4), y / o la posición instantánea (P2) de dicha aeronave de toma (5) como una función de dicha primera (B-C), dicha segunda (A-B) y dicha tercera (A-C) distancia.

- 5 4. Un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido (1) según las reivindicaciones 2 y 3, en el que dichos medios de control electrónico (15) están configurados para cooperar con dichos medios de control automático electrónico (21) para mover dicha aeronave de toma (5) a una distancia más grande que, o igual a, una distancia de seguridad predeterminada con respecto a dicha aeronave cisterna (2) como una función de dicha primera señal de alarma (AL2).
5. Un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido (1) según la reivindicación 4, en el que, al recibir dicha primera señal de alarma (AL2), cada una de dichas interfaces de usuario (25) está configurada para enviar al piloto un mensaje de alarma que indica que dicha aeronave de toma (5) está acercándose peligrosamente a dicha aeronave cisterna (2).
- 10 6. Un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido (1) según cualquiera de las reivindicaciones previas, en el que dicho sistema de control de vuelo electrónico (7) está configurado para generar una segunda señal de alarma (AL1), que indica que dicha cesta (4) está acercándose peligrosamente a dicha aeronave cisterna (2), cuando dicha segunda distancia (A-B) se encuentra por debajo de un segundo umbral predeterminado.
- 15 7. Un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido (1) según las reivindicaciones 2 y 6, en el que dichos medios de control electrónico (15) están configurados para cooperar con dichos medios de control automático electrónico (21) para mover dicha cesta (4) de manera automática en dichas direcciones transversales, por medio de dichos medios de control (18, 19), a una distancia más grande que, o igual a, una distancia de seguridad predeterminada con respecto a dicha aeronave cisterna (2) como una función de dicha segunda señal de alarma (AL1).
- 20 8. Un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido (1) según las reivindicaciones 3 y 7, en el que dichas interfaces de usuario (25) están configuradas para recibir dicha segunda señal de alarma (AL1) y suministrar al piloto un mensaje de alarma que indica que dicha cesta (4) está acercándose peligrosamente a dicha aeronave cisterna (2).
- 25 9. Un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido (1) según una cualquiera de las reivindicaciones previas 2 a 8, en el que dicho sistema de control de vuelo electrónico (7) está configurado para:
- calcular el movimiento o movimientos, y la velocidad, necesarios de la aeronave de toma (5) para mover esta hasta una posición de atraque, como una función de la tercera distancia (AC), la velocidad (VA) de dicha aeronave cisterna (2) y la velocidad (V2) de dicha aeronave de toma (5) que se miden por un módulo maestro (9) y un módulo esclavo (11) de determinación de posición;
 - 30 - pilotar dicha aeronave de toma (5) por medio de dichos medios de control automático electrónico (21) como una función de dicho movimiento o movimientos, y dicha velocidad, determinados;
 - procesar la información de velocidad, distancia y rumbo suministrada de manera continua por unos módulos de determinación de posición por satélite diferencial (9) (10) (11), para generar una señal de control (SCOM) que contiene una información en relación con el movimiento vertical / horizontal necesario de la cesta (4) y una información en relación con el movimiento vertical / horizontal necesario de dicha aeronave de toma (5) para conseguir el acoplamiento de cesta-sonda;
 - 35 - controlar el movimiento de dicha cesta (4), o los movimientos de dicha aeronave de toma (5) por medio de unos medios de control automático electrónico (21), como una función de los movimientos que están contenidos en la señal de control (SCOM);
 - 40 - determinar, como una función de la primera distancia (BC) si dicha cesta (4) y dicha sonda (6) están alineadas;
 - una vez que dicha cesta (4) y dicha sonda (6) están alineadas, determinar los ajustes necesarios a la velocidad (V2) de la aeronave de toma (5) para conseguir un acoplamiento de cesta-sonda como una función de la velocidad (VA) de la aeronave cisterna (2), la velocidad (V1) de la cesta (4), la velocidad (V2) de la aeronave de toma (5), y dicha primera distancia (B-C).
- 45 10. Un sistema de reaprovisionamiento de combustible en vuelo asistido según la reivindicación 9, en el que dicho sistema de control de vuelo electrónico (7) está configurado para transmitir una señal (SCA) que contiene unas instrucciones para ajustar la velocidad (V2) de la aeronave de toma (5) a los medios de control automático electrónico (21) que procede a mover la aeronave de toma (5) hacia delante de manera completamente automática, haciendo los ajustes de velocidad que están contenidos en dicha señal (SCA).

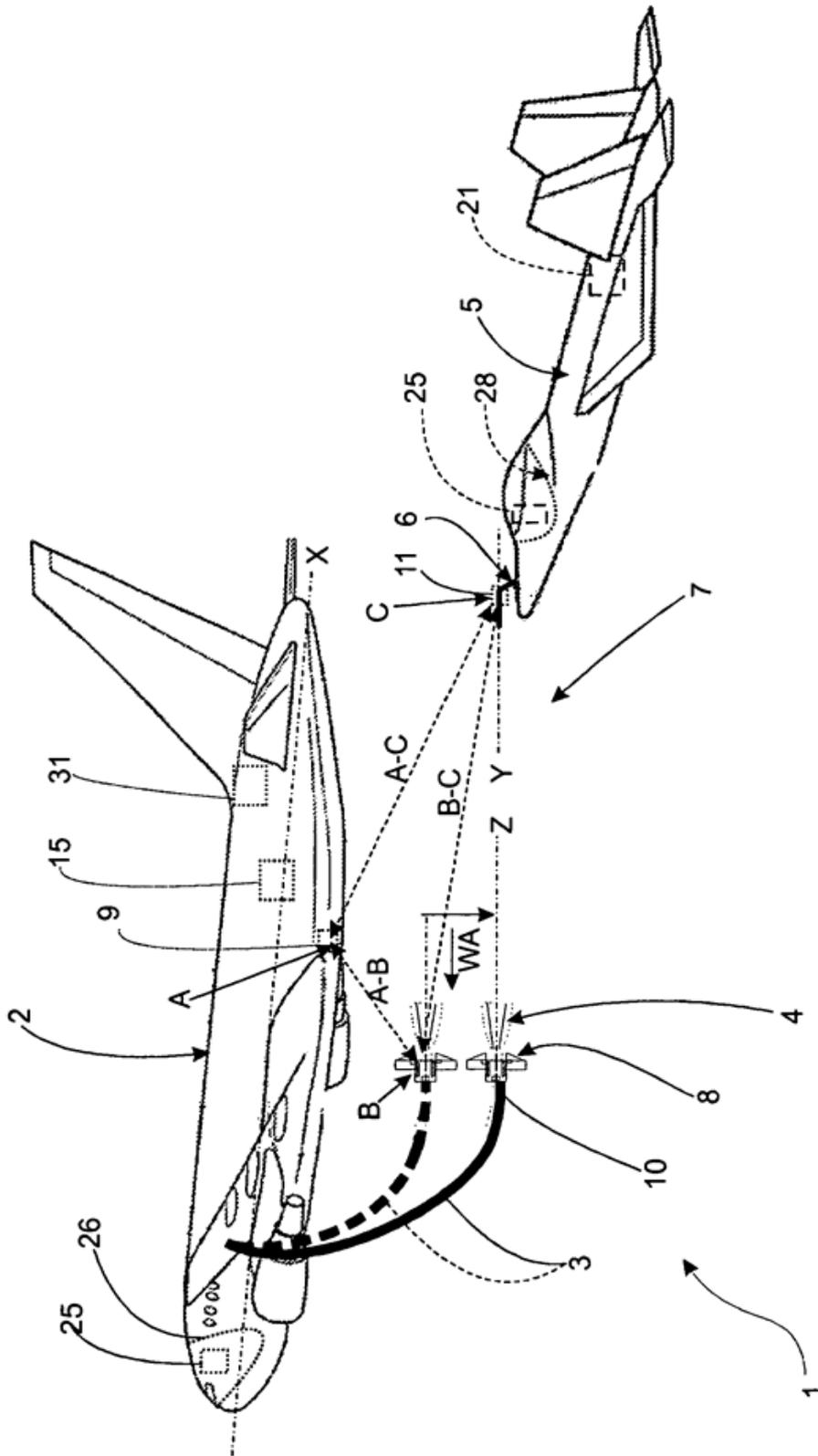


Fig.1

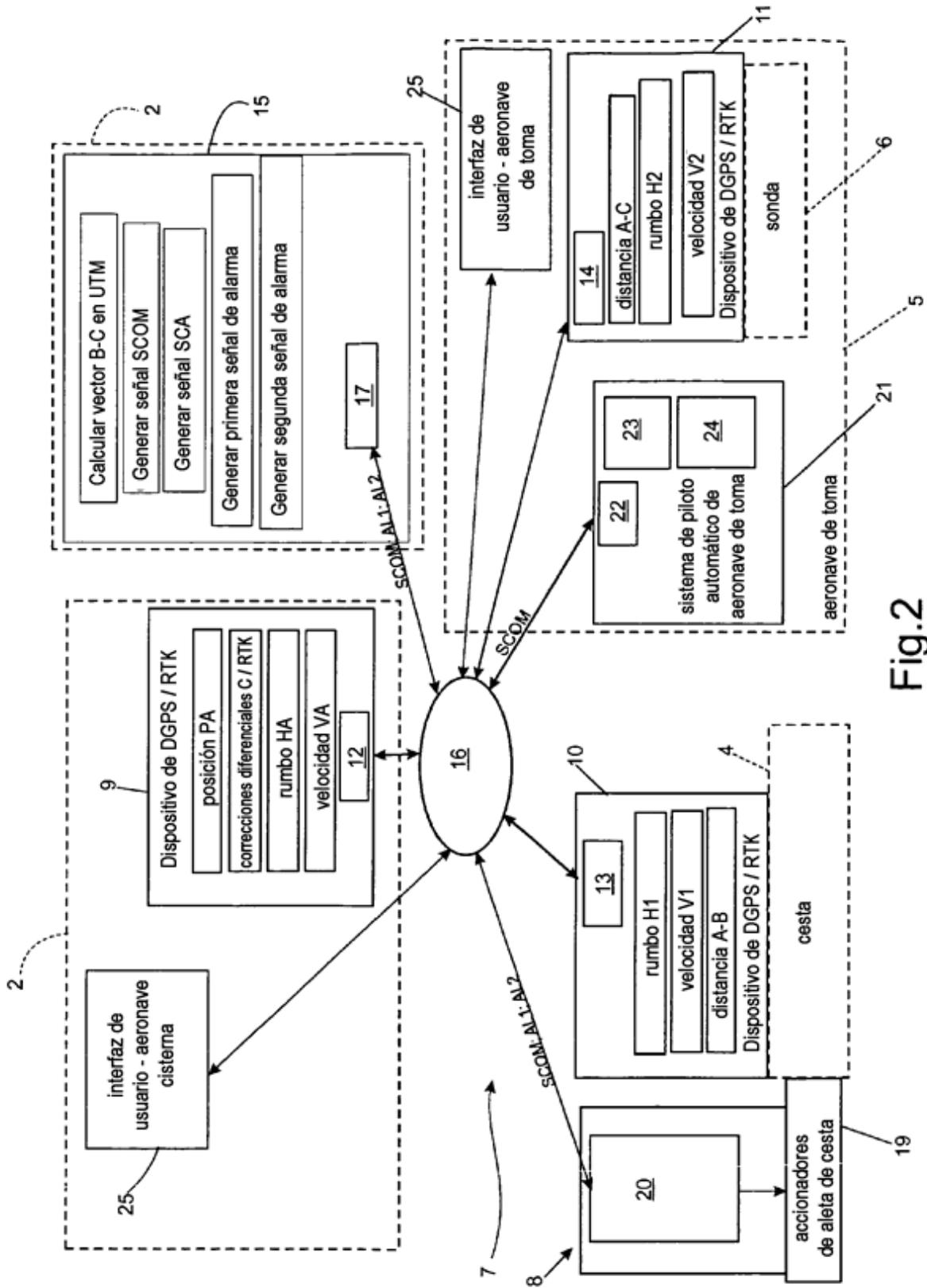


Fig.2

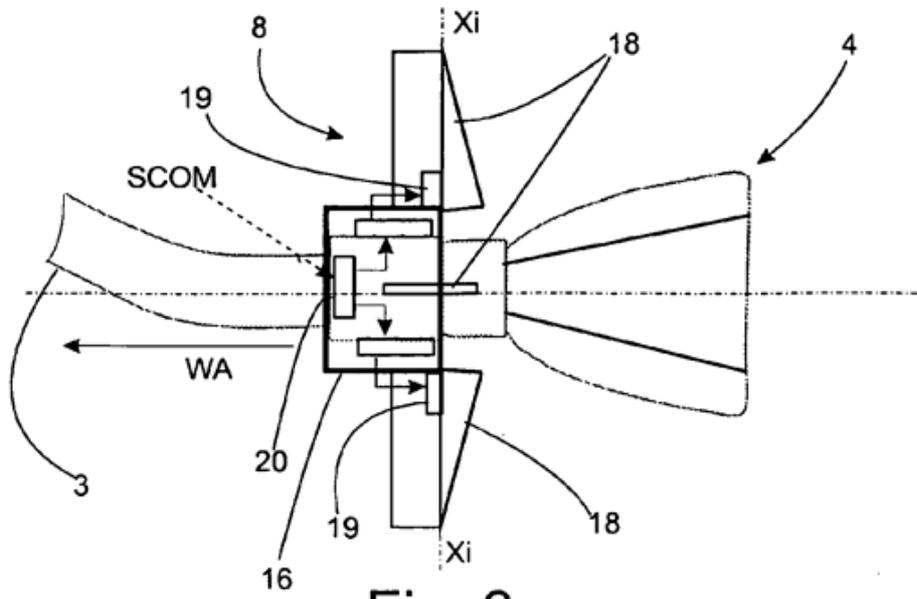


Fig. 3

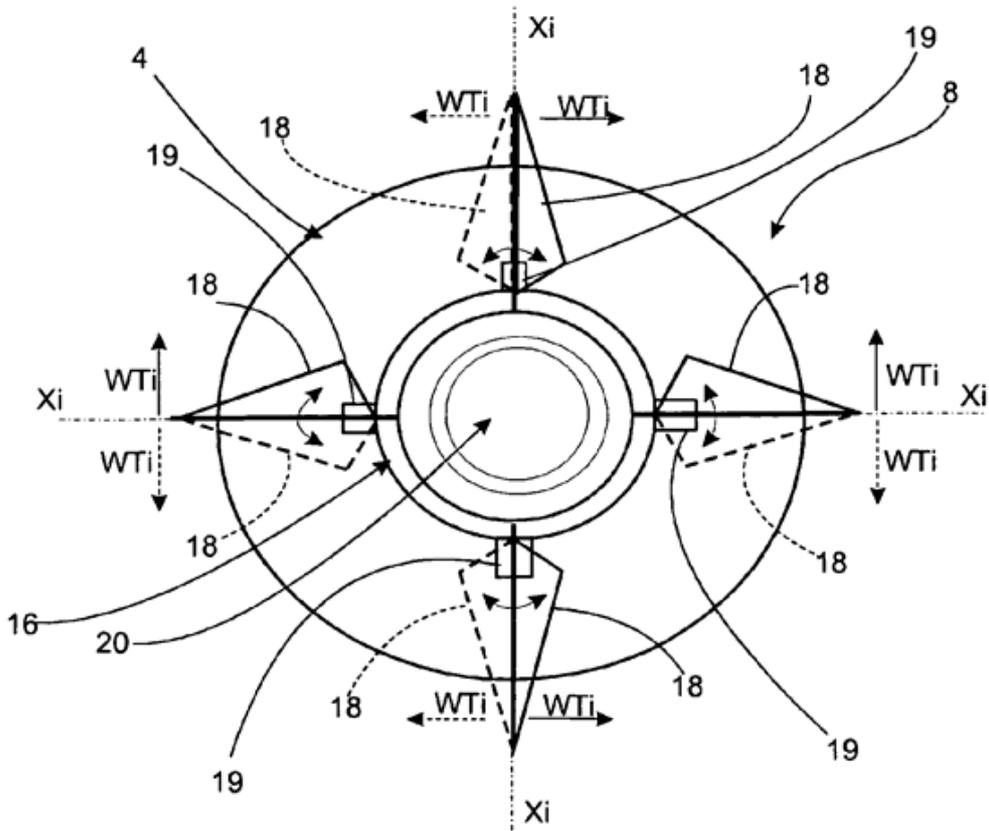


Fig. 4

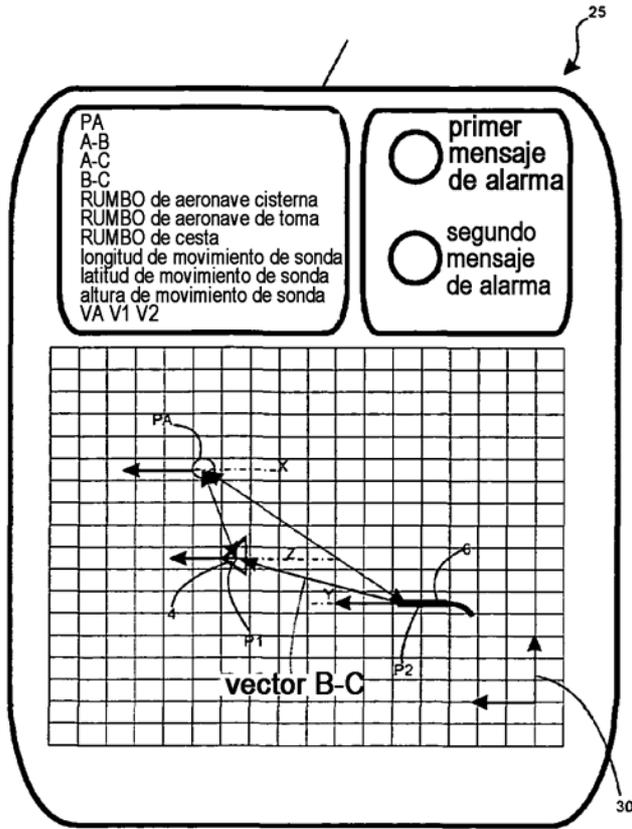


Fig.5

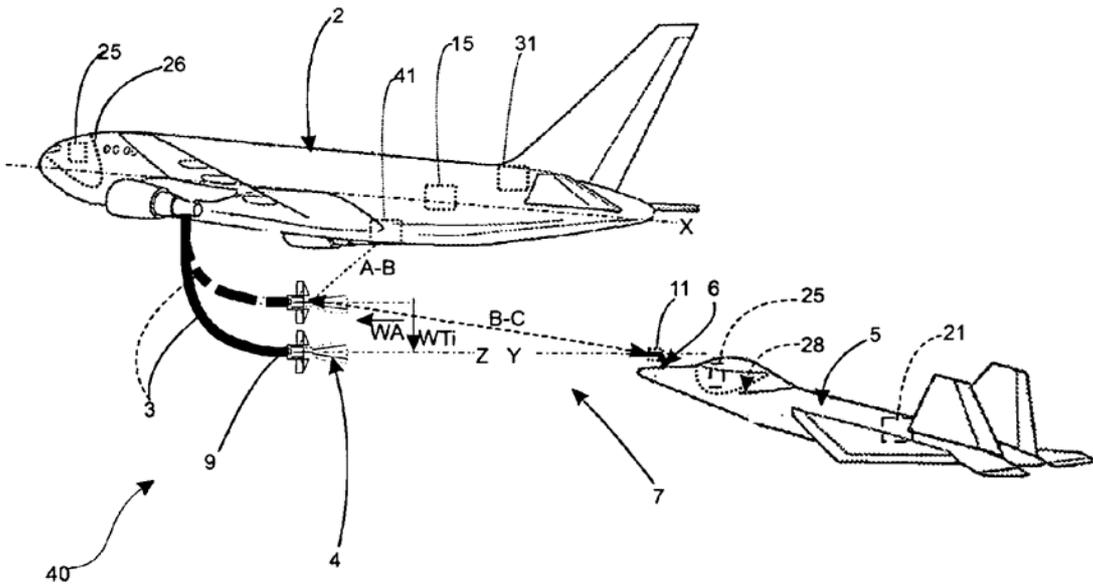


Fig.9

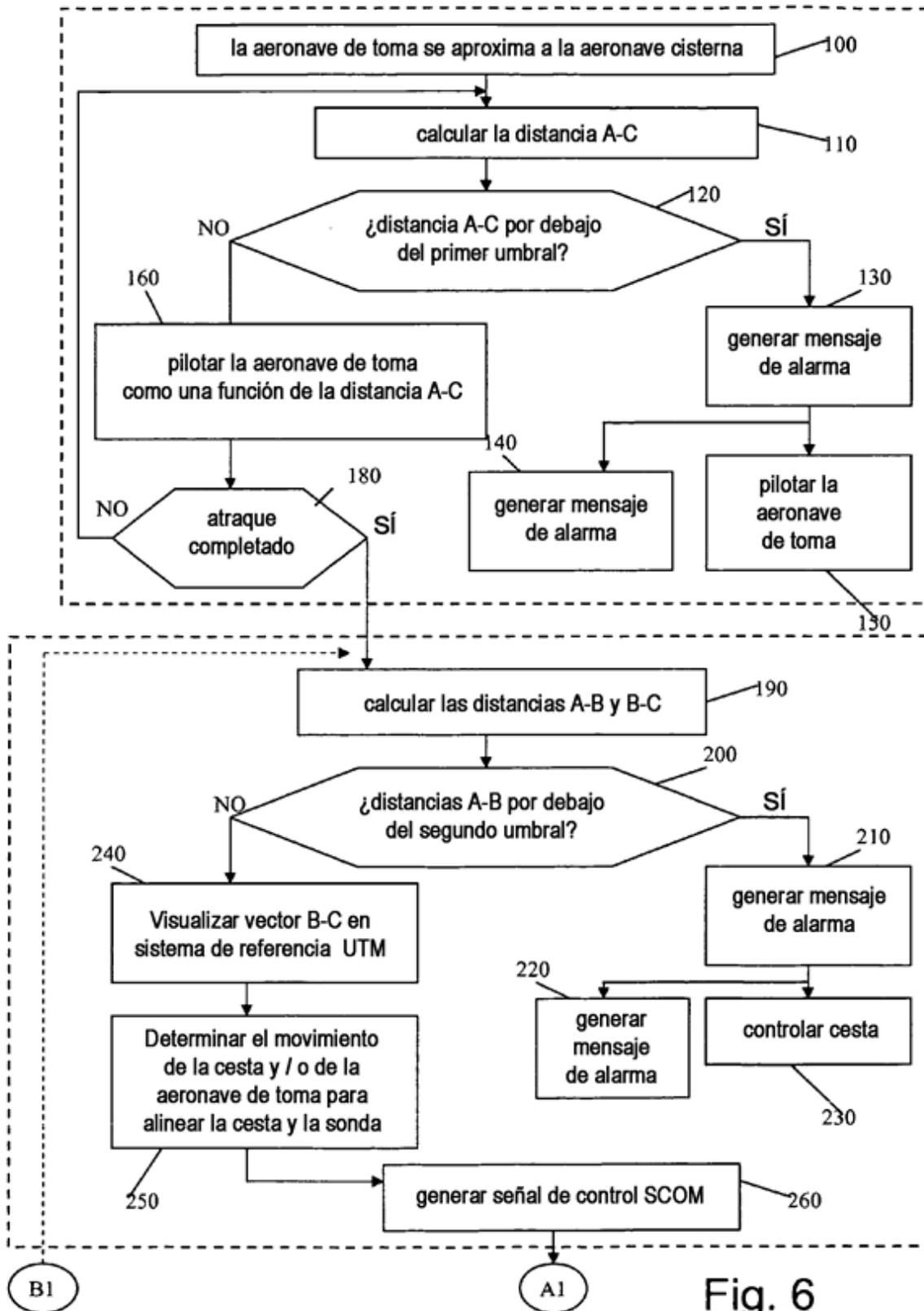


Fig. 6

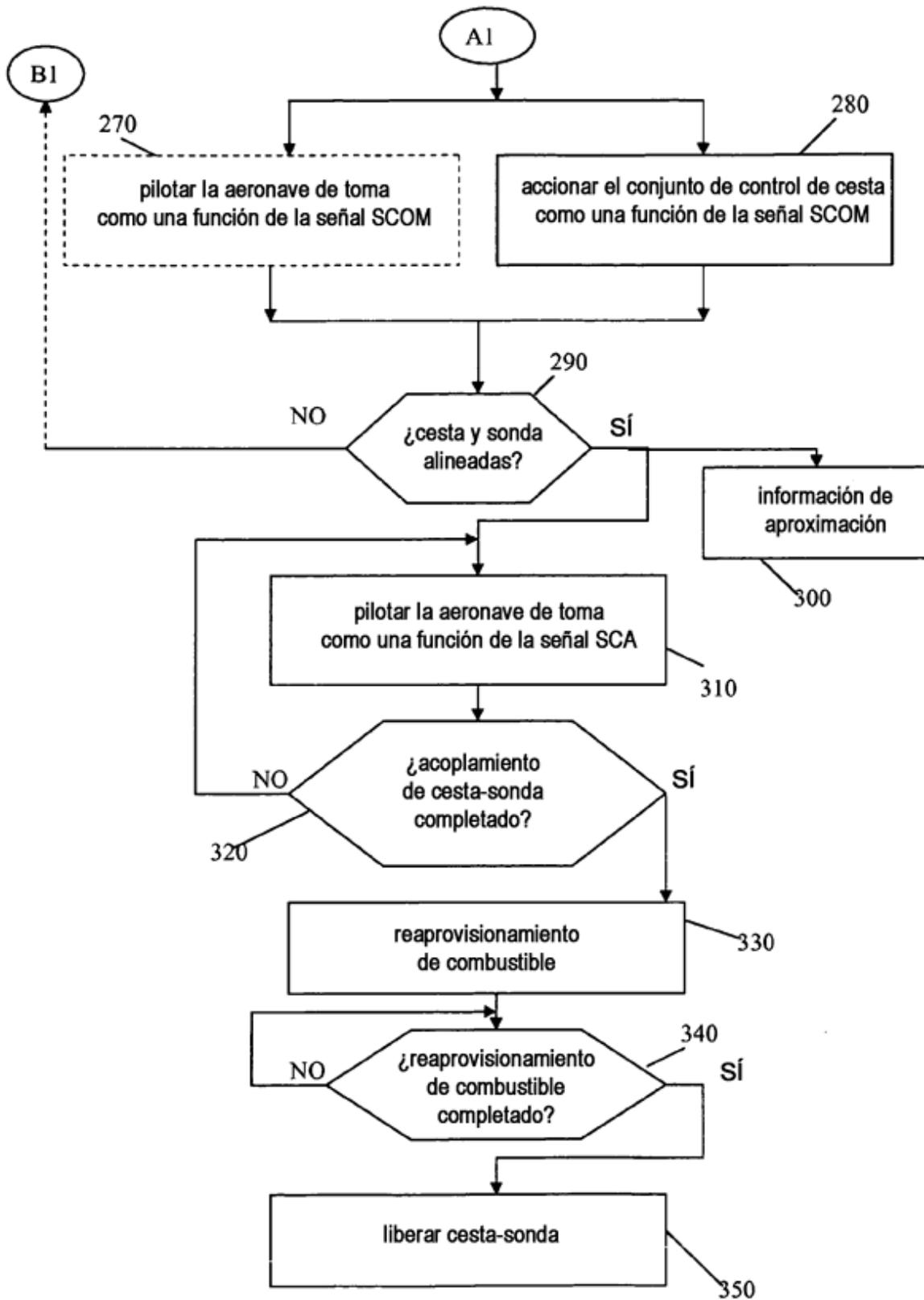


Fig. 7

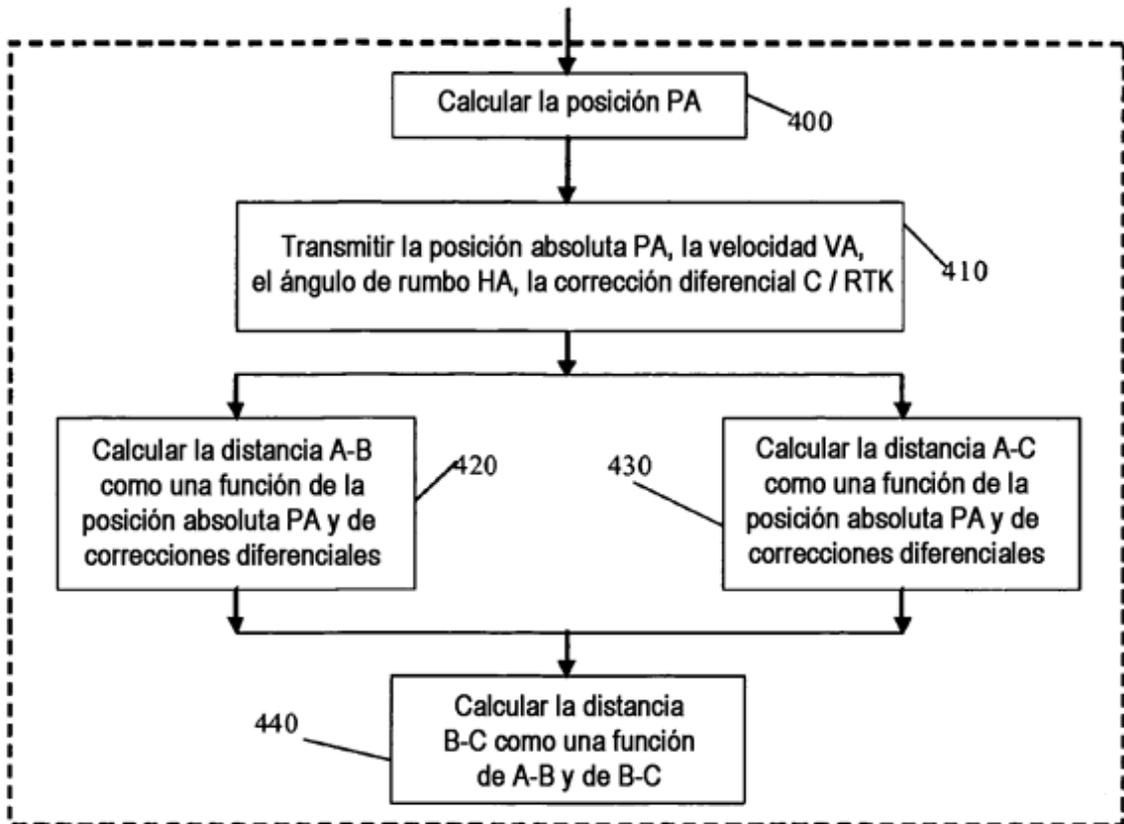


Fig. 8

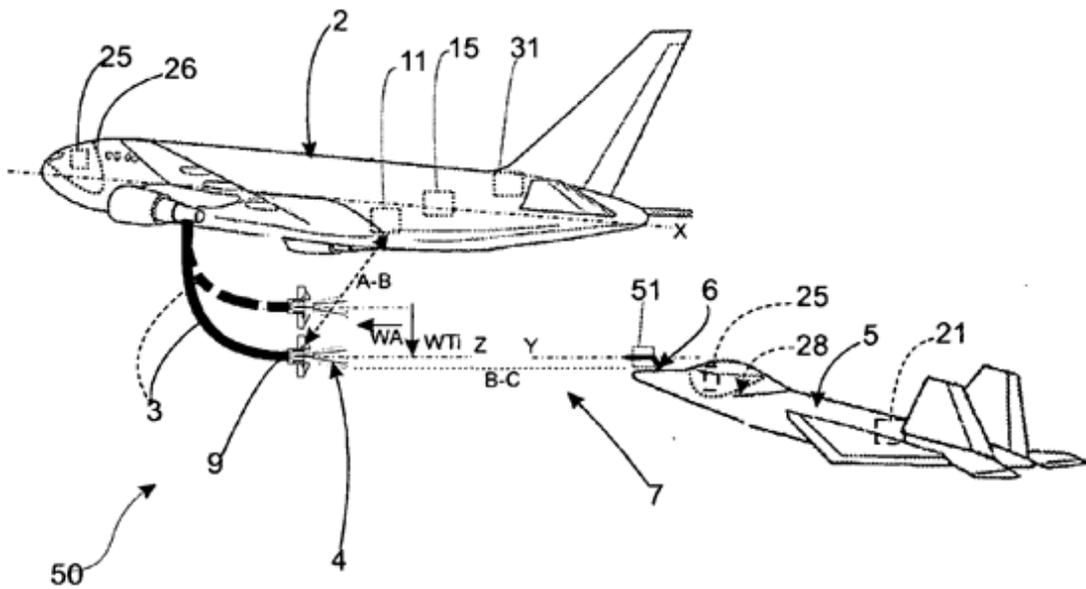


Fig.10