

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 535 619**

51 Int. Cl.:

G01S 13/91 (2006.01)

G01S 13/93 (2006.01)

G01S 13/94 (2006.01)

G01S 13/95 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.08.2010 E 10174431 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **11.02.2015 EP 2293101**

54 Título: **Dispositivo de radar aerotransportado multifunción de banda ancha con una amplia cobertura angular que permite la detección y el seguimiento**

30 Prioridad:

04.09.2009 FR 0904224

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

13.05.2015

73 Titular/es:

**THALES (100.0%)
45, rue de Villiers
92200 Neuilly Sur Seine, FR**

72 Inventor/es:

**GARREC, PATRICK;
CORNIC, PASCAL y
KEMKEMIAN, STÉPHANE**

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 535 619 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

Dispositivo de radar aerotransportado multifunción de banda ancha con una amplia cobertura angular que permite la detección y el seguimiento

5 La presente invención se refiere a un dispositivo de radar multifunción aerotransportado de banda ancha con una amplia cobertura angular que permite la detección y el seguimiento para una función de detección y de evitación de obstáculos. Esta se aplica en particular al campo de los radares aerotransportados y, de manera más particular, al campo de los radares que permiten la realización de una función de detección y evitación de obstáculos, habitualmente designada según la terminología anglosajona "Sense and Avoid".

10 Vehículos aéreos con vuelo asistido, e incluso vehículos aéreos sin piloto, comúnmente designados con el acrónimo UAV procedente de la terminología anglosajona "Unmanned Aircraft Vehicles", o también con el término "drones", circulan actualmente en zonas aisladas. Sin embargo, el espacio de Circulación Aérea General, habitualmente designado con el acrónimo CAG y por el cual se desplazan en particular aeronaves civiles, está abocado a poblarse con un número creciente de vehículos de los tipos mencionados. Es, por consiguiente, necesario que estas aeronaves se puedan desplazar en todas las clases de espacio, y atravesar fronteras, sin representar por ello un riesgo para las personas. De este modo, estas aeronaves deben demostrar un nivel de seguridad al menos igual al de las aeronaves que llevan un piloto a bordo, ya estén pilotadas, preprogramadas o bien funcionen de manera totalmente autónoma. Los drones deben, en particular, implementar un sistema de tipo "Sense and Avoid", que les permite la detección de objetos que se presentan potencialmente como obstáculos en su desplazamiento, y la implementación de procedimientos de evitación llegado el caso. Un sistema de tipo "Sense and Avoid" se basa en una función "sense" de detección y de seguimiento, así como en una función "avoid" de evitación, la cual debe modificar de forma preventiva la ruta de la aeronave en una zona de protección, tradicionalmente definida por una esfera centrada en la aeronave, con un radio de 1500 m. Esta función de evitación, para los equipos cooperativos, la realiza el TCAS, siglas que corresponden al término anglosajón "Traffic Alert Collision Avoidance System", o bien el T2CAS, siglas que corresponden al término anglosajón "Terrain and Traffic Collision Avoidance System" si la detección del suelo se integra mediante un acoplamiento con los datos suministrados por un radio-altímetro con el que la aeronave está equipada.

25 Un sistema de tipo "Sense and Avoid" puede presentar un riesgo para la seguridad de las personas, y debe por consiguiente cumplir con unas estrictas exigencias en términos de fiabilidad y de eficacia. Dichas exigencias se especifican en algunas normas, por ejemplo en la norma STANAG4671 de la OTAN. Resulta en particular necesario que un sistema de tipo "Sense and Avoid" tenga una cobertura angular al menos equivalente a la cobertura visual de un piloto humano, esto es, de manera tradicional, alrededor de $\pm 110^\circ$ en azimut y alrededor de $\pm 20^\circ$ en elevación. También se exige que el sistema sea eficaz sean cuales sean las condiciones meteorológicas. Todas estas exigencias se traducen en especificaciones del sistema de radar aerotransportado, y determinan en particular los rendimientos angulares de este, así como el alcance, debiendo tomar en consideración el tiempo de actualización de la información. Estas exigencias exigen en particular la elección de un equilibrio entre el alcance y el tiempo de actualización de la información, en un sector angular muy amplio.

30 Los sistemas de radares con los que están equipadas las aeronaves conocidas del estado de la técnica comprenden en particular al menos una antena mecánica giratoria o con barrido electrónico. Dichos sistemas funcionan a una elevada frecuencia, y disponen por consiguiente de un haz fino. De este modo, permiten un seguimiento preciso, pero por el contrario su velocidad de barrido debe ser extremadamente elevada, de tal modo que cubra el amplio sector angular requerido a un ritmo suficiente. Además, dichos sistemas presentan el inconveniente de precisar una excrecencia en la estructura del dron, que acoge la estructura de antena motorizada o con barrido electrónico. Este inconveniente tiene como consecuencia limitaciones aerodinámicas y/o de tamaño. Igualmente, la estructura de la aeronave incorpora sistemáticamente elementos tales como un tren de aterrizaje, alas, etc. que representan otras tantas máscaras, que exigen una posición casi única de la estructura de antena. Esta posición se sitúa habitualmente en el morro de la aeronave, que es la parte más expuesta a los choques, por ejemplo en caso de impacto de pájaros. Al estar centralizada la estructura de la antena en este nivel, un choque en el morro de la aeronave puede por tanto provocar una pérdida total de la función de "Sense and Avoid". La redundancia de dicho sistema es, además, delicada, e incluso imposible de realizar en la práctica.

40 Otro inconveniente de los sistemas conocidos del estado de la técnica se basa en el hecho de que estos no permiten la realización de una pluralidad de funciones basadas en la misma arquitectura material. En particular, el segmento radar de los sistemas previstos para realizar la función de "Sense and Avoid" en los drones funciona en una banda milimétrica, tradicionalmente en las bandas Ka o Ku. Ahora bien, la banda Ka, por ejemplo, no permite una detección de las condiciones meteorológicas, al no poder los radares de haz estrecho y con barrido permitir la realización simultánea de más de una función. De este modo, un radar con barrido no permite, por ejemplo, detectar de forma fiable un radar meteorológico, que funciona a su vez con barrido, ya que la probabilidad de interceptación de las señales es baja.

50 Otro inconveniente de los sistemas conocidos del estado de la técnica también se basa en el hecho de que un barrido de la antena tienen como consecuencia una probabilidad de detección de los obstáculos relativamente baja. Además, los sistemas conocidos del estado de la técnica no permiten una jerarquización de la peligrosidad de los

blancos detectados. En estos sistemas, el seguimiento de los blancos solo se puede realizar en modo muestreo, con por consiguiente riesgos de confusión, principalmente en presencia de ecos parásitos a nivel de tierra, o bien de vehículos terrestres. Estos sistemas permiten una focalización sobre unos blancos particulares, mediante el paso de un modo de vigilancia a un modo de seguimiento, sin embargo dicho paso afecta a la detección de nuevos blancos potencialmente peligrosos.

De este modo, el seguimiento de blancos múltiples, o seguimiento “multiblancos”, está limitado por las limitaciones mecánicas impuestas a la antena. Se puede recurrir a unas velocidades de barrido muy elevadas, por ejemplo unos tiempos de barrido inferiores a 2 segundos, sin embargo esto implica un reducido tiempo de integración en el blanco, y requiere el empleo de elevadas potencias de emisión. Por consiguiente, en los sistemas conocidos del estado de la técnica, al ser largos los tiempos de segunda observación, y al ser corto el tiempo de integración en el blanco, no es posible para la cadena de recepción resolver las carencias ligadas al barrido. Las potencias de emisión necesarias para el cumplimiento de la función de “Sense and Avoid” son, por lo tanto, importantes, con los siguientes inconvenientes:

- un gran consumo;
- la necesidad de un funcionamiento del radar en modo pulsado;
- la necesidad de recurrir a unas frecuencias de funcionamiento más elevadas, con el objetivo de permitir una segregación espacial satisfactoria, en detrimento del rendimiento;
- la dificultad de garantizar una disipación térmica eficaz, al estar el emisor centralizado;
- la necesidad de destinar el morro de la nave, de una manera tradicional, a la implementación de la función de “Sense and Avoid”;
- la dificultad de garantizar una inmunidad satisfactoria a las radiaciones electromagnéticas, a causa de la fuerte potencia de emisión;
- la dificultad de hacer seguro un sistema que se basa en elementos en movimiento con una criticidad mayor;
- el barrido de la antena tiene como consecuencia un seguimiento discontinuo de los blancos, al muestrearse estos al ritmo del barrido. También es necesario asociar a cada barrido los ecos detectados en las pistas correspondientes, incluso durante los giros del portador, salvo si el sistema inercial de este último está integrado en el sistema de seguimiento, siendo entonces el sistema inercial crítico para la función de “Sense and Avoid”;
- las limitaciones inherentes al seguimiento multiblancos, en particular la limitación del número de pistas seguidas, y la necesidad de realizar unas orientaciones de antena específicas;
- la necesidad de un largo tiempo de iluminación para los blancos que ofrecen una pequeña superficie equivalente radar o SER, lo que provoca la dificultad de un correcto equilibrio con el índice de actualización de la información y la calidad del seguimiento.

Los sistemas conocidos del estado de la técnica que garantizan una función de “Sense and Avoid” también se pueden basar en modos cooperativos, sin embargo dichos sistemas presentan los siguientes inconvenientes:

- los pequeños aviones de turismo, los vehículos ultraligeros motorizados o ULM, los alas delta y los globos sonda no están equipados con medios cooperativos;
- en las zonas de circulación densa, las normas existentes relativas a los modos cooperativos exigen a las aeronaves evitaciones mediante cambios de altitud; ahora bien, las aeronaves de tipo drones pueden no estar adaptados para cambios bruscos de altitud, debido a una falta de potencia del motor, y a un factor de planeo que no les permite un desplazamiento rápido al ascender y al descender.

En cualquier caso, y por motivos ligados a los inconvenientes citados con anterioridad, el recurso únicamente a modos cooperativos no se puede considerar para garantizar una función de tipo “Sense and Avoid”.

La patente de referencia US 6 311 108 describe un sistema autónomo de guiado de una aeronave en el aterrizaje. La solicitud de patente con la referencia WO 2008/134815 describe un sistema y un procedimiento de evitación de colisiones. La solicitud de patente con la referencia US 4 746 924 describe un dispositivo y unos métodos de localización de blancos que utilizan señales generadas por una fuente no cooperativa.

Un objetivo de la presente invención es resolver los inconvenientes citados con anterioridad, ofreciendo un dispositivo que permite la implementación de una función de tipo “Sense and Avoid” en una aeronave, incluso en las aeronaves de tamaño reducido, y que no precisa una antena giratoria o con barrido, superando en particular las limitaciones de instalación ligadas a las máscaras que forman algunas partes de la estructura de la aeronave.

Una ventaja de la invención es que permite obtener del dispositivo del que es objeto una amplia cobertura angular en vigilancia, con un ritmo elevado, sin afectar al rendimiento de la función de seguimiento de los blancos.

Otra ventaja de la invención es que permite la adición de funciones conexas que permiten una mejor compatibilidad funcional, como la prevención de colisión con pájaros, la detección meteorológica, la participación en la detección de condiciones atmosféricas como la escarcha o una función de baliza para dispositivos de aterrizaje automático.

Otra ventaja de la invención es que ofrece una alta tolerancia a los fallos.

- 5 Para ello, la invención tiene por objeto un dispositivo de radar multifunción aerotransportado que funciona en modos activo y pasivo, caracterizado porque comprende una pluralidad de módulos de antenas fijas con respecto a la aeronave, dispuestos sustancialmente en la superficie de la aeronave y que forman unos haces en emisión y en recepción con un ancho y unas características adaptadas a la dirección apuntada, lo que permite la detección de blancos para la implementación de una función de detección y evitación de obstáculos.
- En una forma de realización de la invención, los módulos de antenas pueden ser unos módulos de antenas de emisión y/o de recepción.
- En una forma de realización de la invención, los módulos de antenas pueden comprender una pluralidad de canales elementales de recepción y/o de elementos radiantes.
- 10 En una forma de realización de la invención, los módulos de antenas pueden ajustarse a la superficie de la aeronave y/o planos, y disponerse sobre y/o bajo el revestimiento de la aeronave.
- En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** funciona en banda X, en modo secuencial o en modo continuo.
- 15 En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** los módulos de antenas de recepción y/o de emisión están dispuestos en un bloque unitario adaptado para fijarse en el morro de la aeronave.
- En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** los módulos de antenas de recepción y/o de emisión están dispuestos de manera distribuida en las diferentes partes de la superficie de la aeronave.
- 20 En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** comprende, además, unos medios de tratamiento que reciben los datos de los módulos de antenas de recepción y que envían los datos tratados a los módulos de antenas de emisión, y que producen unos datos de seguimiento de los blancos detectados en los modos activo y pasivo.
- En una forma de realización de la invención, dichos medios de tratamiento pueden enviar unos datos a los módulos de antenas de emisión adaptados para formar haces que se diferencian de acuerdo con las diferentes zonas angulares de detección definidas cerca de la aeronave.
- 25 En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** está adaptado para emplearse como un radar meteorológico durante unas ventanas temporales determinadas.
- En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** los medios de tratamiento reciben, además, unos datos relativos a la aeronave que comprenden informaciones relativas a su altitud, su velocidad y/o su actitud, explotadas dinámicamente por los medios de tratamiento.
- 30 En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** se define una primera zona angular de detección delante de la aeronave, mediante una abertura angular α a ambos lados del eje principal de la aeronave en el plano principal de la aeronave, definiéndose una segunda zona angular de detección mediante una representación en el plano principal de la aeronave que se extiende sustancialmente desde el límite de dicha primera zona de detección hasta la perpendicular al eje principal de la aeronave, extendiéndose una tercera zona angular de detección sustancialmente por detrás de la aeronave desde el límite de dicha segunda zona angular de detección.
- 35 En una forma de realización de la invención, dichos medios de tratamiento pueden realizar un filtrado que pretende diferenciar los blancos detectados en una de las tres zonas angulares de detección cuya velocidad Doppler medida es negativa.
- En una forma de realización de la invención, dichos medios de tratamiento pueden calcular la velocidad de los blancos detectados, y realizar un filtrado adicional centrado en los blancos detectados en la primera zona angular de detección cuya velocidad es sustancialmente nula, aumentando el tiempo de integración en dichos blancos con una velocidad sustancialmente nula.
- 45 En una forma de realización de la invención, dichos medios de tratamiento pueden realizar un filtrado adicional que pretende diferenciar dichos blancos con una velocidad sustancialmente nula detectados en la primera zona angular de detección, los que se derivan de los ecos parásitos terrestres.
- En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** los medios de tratamiento realizan un filtrado que pretende diferenciar los blancos detectados en dicha tercera zona angular de detección, aquellos cuya velocidad Doppler no es superior a la velocidad de la aeronave.
- 50 En una forma de realización de la invención, dichos medios de tratamiento pueden hacer que varíe dinámicamente el ángulo de abertura α que define la primera zona angular de detección en función de los datos relativos a la

aeronave.

En una forma de realización de la invención, dichos medios de tratamiento pueden hacer que varíe dinámicamente la forma de la onda de emisión, los tiempos de integración y/o los módulos de antenas utilizados en función de los datos relativos a la aeronave.

- 5 En una forma de realización de la invención, dichos medios de tratamiento pueden producir una ventana temporal durante la cual el dispositivo de radar aerotransportado se sintoniza con la frecuencia de los radares meteorológicos aerotransportados, lo que permite su detección.

10 En una forma de realización de la invención, dichos medios de tratamiento pueden detectar el fallo de un módulo de antena y modificar, llegado el caso, los haces formados por los módulos de antenas adyacentes de tal modo que se compense la pérdida de detección ocasionada.

En una forma de realización de la invención, dichos medios de tratamiento pueden consolidar el seguimiento de los blancos basándose en dichas detecciones de radares meteorológicos aerotransportados mediante una asociación de las pistas correspondientes.

15 En una forma de realización de la invención, dichos medios de tratamiento pueden comprender una caja de herramientas que generan los datos relativos a la función de detección y evitación, comprendiendo las pistas filtradas, los blancos pasivos detectados, las detecciones de radares meteorológicos aerotransportados, las asociaciones de blancos, los tiempos de reacción requeridos, los puntos y ángulos de colisión predichos, las detecciones de nubes frontales, la altitud calculada de la aeronave y/o las detecciones frontales de pájaros.

20 En una forma de realización de la invención, los datos generados por la caja de herramientas se pueden comunicar al exterior mediante enlaces radioeléctricos, enlaces de datos y/o enlaces de tipo ADS-B.

En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** está adaptado para controlar un dispositivo de evitación instalado a bordo de la aeronave.

En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** los medios de tratamiento calculan la altitud de la aeronave.

25 En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** está adaptado para controlar unos dispositivos exteriores de detección de blancos que permiten consolidar el seguimiento.

30 En una forma de realización de la invención, el dispositivo de radar aerotransportado puede **caracterizarse porque** está adaptado para generar mensajes radiofónicos que describen la posición, la velocidad, la actitud y/o las maniobras de la aeronave.

35 La presente invención también tiene por objeto un sistema de aterrizaje automático para aeronave, que comprende un dispositivo de radar aerotransportado tal como se ha descrito en las formas de realización presentadas más arriba, y al menos una baliza radioeléctrica en tierra cerca de una pista de aeropuerto, **caracterizado porque** el dispositivo de radar aerotransportado está configurado, durante unas ventanas temporales determinadas, para emitir y/o recibir unas señales específicas respectivamente con destino a y/o procedentes de las balizas radioeléctricas en tierra.

40 En una forma de realización de la invención, dicho sistema de aterrizaje automático para aeronave puede **caracterizarse porque** comprende cuatro balizas en tierra, estando la primera y la segunda balizas separadas sustancialmente por el ancho de la pista de aeropuerto que materializa el punto de detención o el punto de contacto de la aeronave, estando la tercera y la cuarta balizas sustancialmente separadas por el ancho de la pista de aeropuerto y sustancialmente alejadas de dicha primera y dicha segunda balizas por la longitud de la pista de aeropuerto, respondiendo las balizas a unas señales específicas emitidas por el dispositivo de radar aerotransportado, calculando el dispositivo de radar la distancia media de la aeronave a la pista de aeropuerto y la altura de la aeronave con respecto al plano que contiene dichas balizas.

45 Se mostrarán otras características y ventajas de la invención con la lectura de la descripción, que se da a título de ejemplo, hecha en relación a los dibujos adjuntos, que representan:

- la figura 1, en una vista desde arriba, las diferentes zonas de detección para una aeronave equipada con una función de tipo "Sense and Avoid";
- las figuras 2a y 2b, en un cuadro sinóptico, el dimensionamiento de los lóbulos de antena de un dispositivo de radar de acuerdo con un ejemplo de realización, respectivamente en azimut y en elevación;
- la figura 3, en una vista en sección desde arriba, las diferentes zonas de cobertura para la detección por una aeronave que implementa un dispositivo de radar de acuerdo con un ejemplo de realización de la invención;
- las figuras 4a y 4b, en un cuadro sinóptico, respectivamente la disposición de una pluralidad de módulos de antenas que forman un dispositivo de radar de acuerdo con un ejemplo de realización, y un ejemplo de

realización de un módulo de antena;

- la figura 5, un diagrama que ilustra la arquitectura global de un dispositivo de radar multifunción de acuerdo con un ejemplo de realización de la invención;
- la figura 6, un diagrama que ilustra un método de determinación de pistas que presentan un riesgo de colisión;
- la figura 7, en un cuadro sinóptico, un dispositivo de asistencia al aterrizaje que funciona conjuntamente con un radar multifunción, en un ejemplo de realización de la invención.

La figura 1 presenta, en un vista desde arriba, las diferentes zonas de detección para una aeronave equipada con una función de tipo "Sense and Avoid".

- 10 Una aeronave 1 se desplaza por un espacio aéreo y el sistema de detección que tiene asociado debe cubrir una pluralidad de zonas 11, 12, 13 de detección en el interior de las cuales la detección de blancos implica diferentes acciones que requieren diferentes tiempos de reacción.

- 15 La primera zona 11 de detección está definida lo más cerca posible de la aeronave 1, la representación de la primera zona 11 de detección en el plano principal de la aeronave 1 puede ser una elipse uno de cuyos focos coincide con la aeronave 1. Cualquier detección de un blanco en el interior de la primera zona 11 de detección se considera como un peligro inmediato y se requiere una acción inmediata de la aeronave 1, para por ejemplo emprender un procedimiento automático de evitación.

- 20 La segunda zona 12 de detección está definida en un sector espacial situado más allá de la primera zona 11 de detección, en referencia a la aeronave 1. La representación de la segunda zona 12 de detección en el plano principal de la aeronave 1 también puede ser una elipse. La detección de un blanco en el interior de la segunda zona 12 de detección también requiere una reacción, sin embargo el tiempo de reacción requerido puede implicar una decisión humana.

- 25 La tercera zona 13 de detección está definida en un sector espacial situado más allá de la segunda zona 12 de detección, en referencia a la aeronave 1. La representación de la tercera zona 13 de detección en el plano principal de la aeronave 1 también puede ser una elipse. La tercera zona 13 de detección es la zona en la cual es necesario poder detectar la presencia de un blanco para garantizar la seguridad del vuelo. Por el contrario, la detección de un blanco en la tercera zona 13 de detección no requiere una reacción.

Cuanto más elevada es la velocidad de vuelo de la aeronave 1, más se extienden las elipses que representan las diferentes zonas 11, 12, 13 de detección a lo largo de su eje grande y se contraen a lo largo de su eje pequeño.

- 30 Se recuerda aquí que el sector angular que debe cubrir el sistema de detección corresponde aproximadamente a lo que un piloto humano es capaz de observar visualmente, esto es tradicionalmente alrededor de $\pm 110^\circ$ en azimut y $\pm 20^\circ$ en elevación. Cuanto más elevada es la velocidad de vuelo de la aeronave 1, menos importantes son las amenazas laterales y en la zona posterior. Existe una zona 14 angular, sustancialmente a ambos lados de las partes laterales de la aeronave 1 y en la parte posterior de esta, en la cual se puede considerar únicamente la velocidad relativa de los blancos, evaluada por ejemplo por el sistema de radar mediante una apreciación de la velocidad Doppler, sin afectar a la seguridad del vuelo.

- 40 De una manera general, puede resultar ventajoso que el dispositivo de radar con el que está equipada la aeronave 1 garantice una cobertura óptima de diferentes zonas que rodean a la aeronave 1, y que la cobertura de las antenas, los tiempos de integración en los blancos, así como los tratamientos asociados, puedan ser diferentes en función de las zonas consideradas, y de manera aun más ventajosa se puedan adaptar de manera dinámica, por ejemplo en función de los parámetros de vuelo de la aeronave 1, y en particular de su velocidad, su altitud, su actitud, etc. , y/o en función del seguimiento de los blancos, con por ejemplo la posibilidad de garantizar a demanda una detección más fina focalizada sobre unos blancos particulares.

- 45 Las figuras 2a y 2b presentan, en un cuadro sinóptico, el dimensionamiento de los lóbulos de antena de un dispositivo de radar de acuerdo con un ejemplo de realización de la invención, respectivamente en azimut y en elevación.

- 50 En el ejemplo que ilustra la figura 2a, una red de antenas fijas, no representada en la figura, puede estar dispuesta en el morro 20 de la aeronave 1. La configuración de la red de antenas permite la formación de una pluralidad de haces 21, 22, 23, 24 de recepción representados en el plano principal de la aeronave 1, así como la formación de una pluralidad de haces 25 de emisión. En el ejemplo que se ilustra en la figura, solamente se producen dos lóbulos anchos en la emisión, a ambos lados del eje principal de la aeronave. Por ejemplo, se pueden formar unos haces 24, 23 de antenas de recepción más anchos para la detección de blancos en las zonas laterales, y los haces 21, 22 de antenas que permiten la detección de blancos en las zonas frontales, en las que se requiere una mayor precisión, pueden presentarse en forma de pinceles más finos.

- 55 Ahora en referencia a la figura 2b, la configuración de la red de antenas fijas también permite la formación de una pluralidad de haces 210, 211 de recepción, y de uno o varios haces de emisión, representándose un haz 212 de emisión a título de ejemplo en la figura 2b.

Hay que señalar que un dispositivo de acuerdo con la presente invención puede funcionar en modo activo y en modo pasivo.

La figura 3 presenta, en una vista en sección desde arriba, las diferentes zonas de cobertura para la detección por una aeronave que implementa un dispositivo de radar de acuerdo con un ejemplo de realización de la invención.

5 Tal y como se ha descrito con anterioridad en referencia a la figura 1, la aeronave 1 está asociada a tres zonas 11, 12, 13 de detección. El sistema de radar de la aeronave 1 puede proceder a una diferenciación del tratamiento en función del ángulo de llegada de la señal recibida, y de este modo definir tres zonas 31, 32, 33 angulares de detección.

10 La primera zona 31 angular de detección está por ejemplo definida por un ángulo α alrededor del eje principal de la aeronave 1, por delante de esta. El ángulo α puede de manera ventajosa variar en función de la velocidad de la aeronave 1.

La segunda zona 32 angular de detección está por ejemplo definida sustancialmente en la parte delantera de la aeronave 1, extendiéndose a ambos lados de la primera zona 31 angular de detección, hasta un plano ortogonal al eje principal de la aeronave 1.

15 La tercera zona 33 angular de detección está por ejemplo definida sustancialmente en la parte posterior de la aeronave 1, es decir a partir del plano perpendicular al eje principal de dicha aeronave 1, y en la parte posterior de la aeronave 1.

20 La primera zona 31 angular de detección es una zona de gran criticidad, para la cual las exigencias en términos de potencia de cálculo y de tiempo de integración son las más restrictivas. También se trata de la zona en la cual el conocimiento preciso de la localización de los blancos es primordial. Hay que señalar en particular que en el peor de los casos las velocidades de la aeronave 1 y del obstáculo que hay que evitar pueden sumarse. Igualmente, el caso particular del globo sonda inmóvil en el aire es muy limitante en términos de tiempo de integración de la señal, ya que su SER puede ser pequeña.

25 La frecuencia Doppler de un blanco se puede escribir $f_d = 2*(V_1+V_2)/\lambda$, siendo V_1 la velocidad de desplazamiento de la aeronave 1, V_2 la velocidad de desplazamiento del blanco y λ la longitud de onda de la frecuencia de la señal de radar.

La velocidad de aproximación V_A de un blanco se puede definir como la suma de las velocidades V_1 y V_2 .

Se puede, para los blancos detectados en la primera zona 31 angular de detección proceder a un filtrado que pretende diferenciar los blancos que se alejan, es decir cuya velocidad Doppler medida V_A es negativa.

30 De manera ventajosa, se puede proceder a un filtrado centrado en los blancos con velocidad nula, esto es $V_2 = 0$, que pretende permitir disponer para dichos blancos un tiempo de integración máximo. El objetivo de dicho filtrado es permitir un tiempo de integración suficiente para resolver unas SER pequeñas y diferenciarlas del ruido. Esto permite, por ejemplo, desactivar unos filtros de transformada rápida de Fourier, o "FTT", que no son útiles y concentrarse en las velocidades de interés para la función de "Sense and Avoid". Igualmente, se puede recurrir a una técnica de formación de haz mediante el cálculo, designado por la sigla "FFC", con el objetivo de reducir el volumen que hay que examinar correspondiente a la elevación de la zona de seguridad considerada y al azimut de la zona de seguridad.

40 De manera aun más ventajosa, se puede proceder a un filtrado que pretende eliminar dichos blancos con una velocidad nula, aquellos que se derivan de los ecos parásitos terrestres. Dicho filtrado se puede realizar, por ejemplo, por medio de un tratamiento monoimpulso en elevación, basado en una técnica de emisión coloreada. El principio de la emisión coloreada se basa en la emisión de una onda que tiene una forma doble, componiéndose una primera forma de la onda de emisión por al menos dos sinusoides de frecuencias diferentes emitidas simultáneamente, siendo la segunda forma de onda una onda de impulsos. Se puede hacer referencia al artículo titulado "Space-time transmission and coding for airborne radars" de François Le Chevalier, publicado en Radar Science and Technology, vol. 6, diciembre de 2008, que describe el principio de emisión coloreada por un dispositivo de radar.

45 La segunda zona 32 angular de detección es una zona esencialmente lateral, con una menor criticidad que la primera zona 31 angular de detección.

50 De la misma manera que para la primera zona 31 angular de detección, se puede proceder a un filtrado que pretende diferenciar los blancos que se alejan. Sin embargo, no es necesario, para los blancos detectados en la segunda zona 32 angular de detección, proceder a un filtrado particular con respecto a los blancos con velocidad nula. En efecto, pueden ser blancos ya detectados con anterioridad en la primera zona 31 angular de detección, o bien blancos que no presentan riesgo de colisión.

También es necesario, para los blancos detectados en la segunda zona 32 angular de detección, proceder a las mediciones de sus posiciones, con el fin de determinar sus trayectorias en función de la trayectoria de la aeronave 1. Es, por tanto, posible tener en consideración las pistas de los blancos que representan un riesgo de colisión. Un ejemplo típico de método de determinación del riesgo de colisión de un blanco se describe a continuación en referencia a la figura 6.

La tercera zona 33 angular de detección es una zona sustancialmente en la parte posterior de la aeronave 1, en consecuencia de menor criticidad. En la tercera zona 33 angular de detección, se pueden considerar únicamente los blancos cuya velocidad Doppler es superior a la velocidad de la aeronave 1, y no tomar en consideración todos los demás blancos, en aras de una minimización de la carga de cálculo para el sistema de radar.

Las figuras 4a y 4b presentan, en un cuadro sinóptico, respectivamente la disposición de una pluralidad de módulos de antenas que forman un dispositivo de radar de acuerdo con un ejemplo de realización, y un ejemplo de realización de un módulo de antena.

En referencia a la figura 4a, un dispositivo de antena 40 puede comprender una pluralidad de módulos 41 de antenas. En el ejemplo que se ilustra en la figura, la disposición de los módulos 41 de antenas está diseñada para una instalación de estos en el morro de la aeronave 1: dicha solución privilegia el rendimiento del dispositivo de radar en el eje principal de la aeronave 1 y permite reducir las limitaciones de implantación de los módulos 41 de antenas al mínimo en las zonas posteriores. En efecto, en las zonas situadas sustancialmente en la parte posterior de la aeronave, solo hay que considerar los blancos cuyas velocidades Doppler son positivas. El tamaño de los lóbulos de detección puede ser más grande ya que el filtrado de velocidad es predominante, y los blancos que pueden llevar a una colisión están alejados de los ecos parásitos terrestres. Por ello, se puede reducir el corte de la cobertura espacial en estas zonas, y contentarse con unas precisiones angulares más amplias. La discriminación se puede realizar en elevación y en distancia. Una antena de recepción de tipo pseudo omni-estática, es decir una antena de tipo dipolo, permite entonces satisfacer las limitaciones de precisión.

A continuación se describen diferentes ejemplos de estructuras del dispositivo 40 de antena, así como posibles implementaciones en la aeronave 1.

Los módulos 41 de antenas pueden ser fijos, y estar dispuestos de tal modo que permitan la formación de una pluralidad de haces, tal como se ha descrito anteriormente en referencia a la figura 2. Los módulos 41 de antenas pueden ser unos módulos de antena de tipo "patches". Su disposición puede, por ejemplo, permitir, mediante asociaciones, la formación de pinceles finos a demanda durante la detección de blancos, con el objetivo de afinar las mediciones y de satisfacer de este modo los niveles de rendimiento exigidos en materia de precisión angular. De una manera tradicional, un radar que permite una función de "Sense and Avoid" debe permitir la detección de blancos que pueden estar alejados 0,5 NM. Por ejemplo, en un ejemplo típico en el que la distancia de detección de los blancos situados hacia la parte delantera de la aeronave 1 es de 7 NM, es necesario para garantizar la separación en elevación que los ángulos de detección sean de 4°. La distancia de detección de 7 NM está determinada por las velocidades relativas de los portadores en un escenario típico en la óptica del cumplimiento del tiempo de preaviso requerido para las maniobras, tradicionalmente de 23 segundos. Dicho escenario corresponde por ejemplo a una configuración tradicional definida de la siguiente manera: el blanco puede ser un avión que se desplaza a una velocidad de 800 km/h, esto es 220 m/s, y la aeronave 1 puede desplazarse a la misma velocidad en la dirección contraria. De este modo, la velocidad relativa de los dos portadores es de 440 m/s. La distancia cubierta en 23 segundos a una velocidad de 440 m/s es de 10,12 km, esto es alrededor de 5,5 NM. La elección de un margen de seguridad del orden de un 20 % exige una distancia de preaviso de 7 NM para los blancos rápidos cuya SER es del orden de 1 m². En lo que se refiere a los blancos con una SER menor, los márgenes de reacción pueden ser más grandes. Los aviones de línea, susceptibles de desplazarse a velocidades superiores, ofrecen por el contrario una SER más grande.

Ahora en referencia a la figura 4b, un módulo 41 de antena puede comprender un módulo 411 de recepción y un módulo 412 de emisión. Cada módulo 411 de recepción puede comprender una pluralidad de canales 4110 elementales de recepción. De la misma manera cada módulo 412 de emisión puede comprender una pluralidad de elementos 4120 radiantes. De este modo se puede producir para cada módulo 411, 412 de recepción y de emisión una pluralidad de haces diferentes. Dicha configuración permite, por ejemplo, implementar la FFC, con el objetivo de formar simultáneamente un número importante de haces en la recepción, permitiendo en particular la cobertura de un amplio sector angular, así como la obtención de una gran ganancia de antena.

De manera ventajosa, los módulos 41 de antenas se pueden configurar de tal modo que cada uno esté situado cerca de módulos adyacentes de antenas, de tal modo que en caso de fallo de un módulo 41 de antena, los módulos de antenas adyacentes puedan suplir la carencia. Por ejemplo, la configuración de los módulos 41 de antenas puede permitir que el fallo de un módulo 41 de antena provoque una pérdida del orden de 3 dB en el alcance, lo que reduce la zona de preaviso lejano sin afectar por ello a la función de "Sense and Avoid". Por ejemplo, se puede detectar el fallo de un módulo 41 de antena mediante la medición del factor de ruido en un módulo 411 de recepción, el cual debe estar suficientemente próximo al factor de ruido en los módulos 411 de recepción adyacentes. En el caso de que se detecte un fallo de un módulo 41 de antena, entonces se puede formar un haz incompleto que no integra el módulo de recepción dañado, de tal modo que las pérdidas en la dirección considerada sean de 3 dB en el peor de

los casos, esto es un 20 % en la distancia de detección de un blanco de 1 m² que se desplaza a MACH 0,8 en una aeronave portadora que se desplaza a su vez a una velocidad de MACH 0,8.

5 Por supuesto, la ilustración de la figura 4b se da a título de ejemplo, y se pueden considerar diferentes configuraciones de los módulos 41 de antenas de acuerdo con las necesidades. Por ejemplo, se puede disponer en las zonas frontales unos módulos 41 de antenas que solo comprenden elementos 4120 radiante, por ejemplo dispuestos por pares de dos elementos radiantes en la vertical uno del otro, y disponer en las zonas laterales, unos módulos 41 de antenas que solo comprenden unos canales 4110 elementales de recepción, dispuestos en la horizontal unos de otros. Hay que señalar que los módulos 41 de antenas no están necesariamente alineados ni separados de forma regular. Dicha configuración permite, por ejemplo, formar haces en la emisión y en la recepción, en azimut y en elevación, por ejemplo de acuerdo con los ejemplos descritos más arriba e ilustrados en las figuras 2a y 2b, es decir, de manera más general unos haces de naturaleza no homogénea o no simétrica alrededor del portador, con la posibilidad de favorecer unas zonas de detección en función de su interés. En particular, dicha configuración puede permitir favorecer unas zonas de detección en el eje delantero del portador, lo que no permitirían las configuraciones de tipo radar con abertura sintética, comúnmente designados según el acrónimo SAR que corresponde a la terminología inglesa "Synthetic Aperture Radar", que comprende por ejemplo unos módulos de antenas dispuestos en paralelo al eje longitudinal del portador. O incluso, se pueden disponer unos módulos 41 de antenas que comprenden cada uno un módulo 411 de recepción y un módulo 412 de emisión, comprendiendo cada uno una pluralidad de elementos 4120 radiantes y de canales 4110 elementales de recepción adaptados para activarse o desactivarse mediante unos conmutadores, de tal modo que permita la formación según las necesidades consideradas de una gran variedad de haces en recepción y en emisión, en azimut y en elevación.

Un dispositivo de acuerdo con la presente invención puede comprender unos módulos 41 de antenas dispuestos de manera adaptada sustancialmente en la superficie de la aeronave, pudiendo su distribución ser regular o irregular.

25 La emisión y la recepción se pueden realizar de manera secuencial o continua. En el caso de que se realicen la emisión y la recepción de manera continua, estas se deben realizar por medio de módulos separados de antenas de emisión y de recepción. En el caso de que se realicen de manera secuencial, los módulos de antenas de emisión y de recepción pueden estar colocalizados.

Los módulos 41 de antenas están sustancialmente dispuestos en la superficie de la aeronave: también pueden estar ajustados a la superficie de la aeronave, o planos, pegados sobre o bajo el revestimiento de la aeronave 1, colocalizados o no.

30 Los módulos 41 de antenas pueden estar por ejemplo centralizados en un conjunto de módulos instalados en un bloque físico único, colocado sobre o dentro del morro de la aeronave 1, de manera ventajosa de tal modo que pueda ser removible.

35 Igualmente, los módulos 41 de antenas pueden estar dispersados por la superficie de la aeronave 1, no solamente en el morro de esta. Los módulos 41 de antenas pueden estar por ejemplo instalados de manera remota en un modo pseudo monoestático y ofrecer unas coberturas heterogéneas en emisión y en recepción. Por ejemplo se puede considerar la implantación de unas antenas de recepción en los bordes de ataque de las alas para liberar el morro y en los flancos de la aeronave para los complementos de cobertura en azimut. Es por tanto necesario desplazar en fase las subredes de antenas estáticamente de tal modo que se adapte la cobertura a la geometría del portador.

40 La implantación de haces, por ejemplo de antenas de parches, permite procede a unos agrupamientos en subredes. La utilización de antenas de recepción con un único lóbulo de detección en elevación permite simplificar la instalación del sistema en la aeronave. En efecto, en unas bandas bajas de frecuencias, con el fin de conferir al dispositivo de radar una ganancia y una directividad suficientes, es precisa una antena con una gran superficie, lo que hace imposible su implantación en un dron de tamaño pequeño o mediano. La utilización de antenas de lóbulo ancho, tradicionalmente de 20° en elevación, pero también la integración de varias antenas idénticas en el revestimiento de la aeronave, distribuidas en horizontal alrededor de la estructura de la aeronave, permite una implantación compatible con los drones pequeños.

La emisión puede realizarse por ejemplo mediante una red que no es directiva en azimut, pero que es directiva en elevación. La implantación de dicho sistema se vuelve posible por la baja altura de las antenas de recepción que permiten una cobertura global del espacio que hay que vigilar.

50 De la manera descrita más arriba en referencia a la figura 2b, la emisión se puede obtener mediante dos o más haces en elevación; los cuales pueden cubrir, de manera tradicional, 110° en azimut.

La discriminación espacial final se puede obtener en la intersección de los lóbulos de emisión y de recepción. Resulta posible, por ejemplo, seleccionar una primera frecuencia F1 de emisión en el primer haz 210 de recepción, y una frecuencia F2 en el segundo haz 211 de recepción, todavía haciendo referencia a la figura 2b. De este modo, un blanco se puede detectar en varios haces de recepción. Al entrelazar temporalmente las emisiones con las frecuencias F1 y F2 es por tanto, por ejemplo, posible proceder a una goniometría de amplitud en elevación o a un tratamiento monoimpulso. De esta manera se pueden localizar con precisión los blancos. Hay que señalar que, en este ejemplo, las emisiones se realizan en dos frecuencias y en dos haces en elevación, pero que es posible que

sea necesario emitir en una pluralidad de frecuencias y/o una pluralidad de haces en elevación.

En lo que se refiere al corte en azimut de las redes de antenas, este se puede hacer ya sea mediante FCC instalando un receptor detrás de cada módulo 411 de recepción, o mediante unos juegos de conmutadores de microondas que permiten un barrido electrónico en los diferentes ejes tomando en cuenta únicamente los haces adyacentes que contribuyen a la recepción del eco.

De manera ventajosa, se puede proceder a una emisión coloreada, de este modo la utilización de formación de haz por el cálculo en recepción, asociada a la emisión coloreada, permite ajustar los haces de antena de forma dinámica en función del contexto y de las necesidades operativas.

Igualmente, las dimensiones de los haces de antenas se pueden ajustar en función de las necesidades, de tal modo que se optimice el número de módulos de antenas de recepción.

La figura 5 presenta un diagrama que ilustra la arquitectura global de un dispositivo de radar multifunción de acuerdo con un ejemplo de realización de la invención.

Una arquitectura de dispositivo de radar 50, de acuerdo con un ejemplo de realización de la invención, puede comprender una antena 51 de recepción, que comprende una red de una pluralidad de módulos de antenas 510 de recepción. La arquitectura de dispositivo 50 de radar también comprende una antena 52 de emisión, que comprende una pluralidad de módulos 520 de antenas de emisión.

La arquitectura de dispositivo 50 de radar comprende, además, unos medios 52 de tratamiento radar que reciben las señales procedentes de los módulos 510 de antenas de recepción, que comunican las señales a los módulos 520 de antenas de emisión, y que producen las informaciones útiles para la función de "Sense and Avoid". Las señales procedentes de las antenas de recepción se pueden amplificar y filtrar mediante unos medios adecuados no representados. Las informaciones útiles para la función de "Sense and Avoid" se pueden comunicar por ejemplo a través de unos medios radioeléctricos, unos dispositivos de tipo ADS-B, o incluso unos medios de enlace de tipo Datalink, hacia unos centros de control del tráfico aéreo o las estaciones terrestres. La publicación de los datos en el formato ADS-B, por ejemplo, permite globalizar las informaciones utilizando unos medios existentes. Las informaciones se pueden transmitir mediante el enlace de datos del sistema de aeronaves y a continuación enviarse por Internet o cualquier otro medio de comunicación a los centros de control. En caso de fallo de los enlaces o de ausencia de retorno de la información transmitida en los mensajes ADS-B publicados, se puede utilizar un enlace de voz con síntesis vocal en las líneas habitualmente asignadas a los controladores aéreos. Estos centros de control del tráfico aéreo, o ATC según las siglas inglesas, pueden implementar unos procedimientos de evitación de acuerdo con unos dispositivos conocidos en sí mismos, como el TCAS o et T2CAS.

Las informaciones producidas, restituidas a la salida de los medios 52 de tratamiento radar comprenden: las pistas pertinentes, los datos sobre los blancos pasivos, sobre los blancos activos, los resultados de eventuales asociaciones entre blancos pasivos y blancos activos, los datos que conciernen los tiempos de reacción requeridos, las predicciones de colisiones y los puntos de colisión y ángulos de colisión correspondientes a estos, las nubes detectadas delante de la aeronave 1, la altitud calculada, la detección de pájaros cerca de la aeronave 1, etc.

Los medios 52 de tratamiento radar pueden recibir de manera ventajosa unos datos 54 relativos a la aeronave en la cual está instalada a bordo la arquitectura de dispositivo 50 de radar. Estos datos pueden, por ejemplo, comprender unos datos de altitud, de actitud -es decir, datos relativos a las posiciones de las superficies de mando que controlan el balanceo, el cabeceo y la guiñada-, de velocidad y de posición. Estos datos pueden proceder de un sistema inercial de la aeronave 1 y/o de diferentes sensores e instrumentos de a bordo.

De manera ventajosa, los medios 52 de tratamiento radar pueden comprender una caja 521 de herramientas que generan dichas informaciones de salida, útiles para la función de "Sense and Avoid", y una matriz de decisión, que recibe los datos 54 relativos a la aeronave 1, y les da forma para enviarlos a la entrada de la caja 521 de herramientas.

Los medios 52 de tratamiento radar también pueden controlar unos medios 53 de generación de forma de onda y de selección de frecuencia que permiten la conformación de los haces de antena en la recepción. Los medios 53 de generación de forma de onda y de selección de frecuencia permiten, en particular, realizar la FFC. Por ejemplo, los medios 53 de generación de forma de onda y de selección de frecuencia pueden, en función de la altitud de la aeronave, modificar la selectividad angular en los haces de recepción, y realizar una FFC que comprende más o menos subredes.

De manera ventajosa los medios 52 de tratamiento de radar se pueden programar dinámicamente en función de los datos 54 relativos a la aeronave 1. Los datos 54 relativos a la aeronave permiten de esta forma que el dispositivo 50 de radar funcione de manera auto-adaptativa, reforzando de este modo la seguridad del dispositivo 50 de radar.

De manera ventajosa, un dispositivo de radar de acuerdo con la presente invención puede funcionar en banda X. En efecto, la banda X ofrece la ventaja de una baja absorción atmosférica. Además, la banda X permite un dimensionamiento de las antenas que ofrece un buen equilibrio, permite la formación de pinceles finos y forma parte

de las bandas permitidas para las posibles aplicaciones de la invención. Además, la utilización de la banda X permite de manera ventajosa emplear, durante las ventanas temporales previstas para ello, el dispositivo de radar de acuerdo con la presente invención como un radar meteorológico, y detectar de este modo, por ejemplo, la presencia de nubes situadas delante de la aeronave 1.

5 La figura 6 presenta un diagrama que ilustra un método de determinación de pistas que presentan un riesgo de colisión.

En un instante inicial t_0 la aeronave está en una posición $P(t_0)$ y su vector de velocidad es $\vec{V}_p(t_0)$. Un blanco está en una posición $I(t_0)$ y su vector de velocidad es $\vec{V}_i(t_0)$. Las condiciones necesarias de colisión entre la aeronave y el blanco se pueden resumir con la inclusión del segmento PI en un plano de colisión definido por los vectores \vec{V}_p y \vec{V}_i . Ψ es el ángulo formado entre el segmento $[P(t_0)I(t_0)]$ y el vector $\vec{V}_p(t_0)$ y β es el ángulo formado entre el segmento $[P(t_0)I(t_0)]$ y el vector $\vec{V}_i(t_0)$.

Las condiciones suficientes se pueden escribir, entonces, utilizando el teorema de Thales, de acuerdo con la relación:

$$V_p(t) \cdot \text{sen } \psi(t) = V_i(t) \cdot \text{sen } \beta(t) \quad (1)$$

15 Si los vectores \vec{V}_p y \vec{V}_i se consideran constantes en el tiempo, así como ψ y β , entonces la condición que expresa la relación (1) se resume en:

$$\frac{d\psi}{dr} = 0 \quad \frac{dV_{RR}}{dr} = 0 \quad \text{o} \quad \frac{d\psi}{dt} = 0 \quad \frac{dV_{RR}}{dt} = 0 \quad (2),$$

siendo r la distancia entre las posiciones P e I , siendo V_{RR} la velocidad radial de reunión o incluso la velocidad Doppler diferencial.

20 Por supuesto es necesario tener en cuenta la casi-colisión, la cual corresponde al cruce de dos aeronaves en sus esferas de seguridad. Esta condición corresponde, por ejemplo, a probar el valor absoluto de la derivada de la anterior relación (2), es decir las segundas derivadas, y compararlas con un umbral, el cual depende de la zona de seguridad considerada.

25 Tal y como se ha describe con anterioridad en referencia a la figura 3, los bloques se pueden caracterizar y clasificar en función de los ángulos de llegada y de las velocidades Doppler medidas. Además, los bloques que no figuran en el mapa de colisión se pueden caracterizar y clasificar en:

- pistas no consideradas, por ejemplo, para las pistas que se alejan de la aeronave 1, o bien las pistas cuya componente de velocidad a lo largo de un eje perpendicular a eje principal de la aeronave 1 es nula;
- pistas lejanas, es decir las pistas cuya distancia desde la aeronave 1 es superior a un umbral determinado. Para dichas pistas, es por ejemplo posible que las informaciones que les conciernen se envíen a un centro de control del tráfico aéreo o ATC, que se tome entonces una decisión en el ATC, y se envíe de vuelta a la aeronave 1;
- pistas cercanas, cuya trayectoria cruza la trayectoria de la aeronave 1, las cuales permiten una intervención del operario del dron, pero que deben tratarse antes de necesitar una reacción automática de evitación, es decir antes de que penetren en la esfera de seguridad de la aeronave;
- pistas que requieren de una reacción inmediata, es decir que implican un circuito de reacción de confirmación muy grande, o bien para las cuales el tiempo de reacción se ha superado, y que por consiguiente exigen un desvío automático.

De manera ventajosa, un dispositivo de radar de acuerdo con la presente invención puede explotar la información procedente de radares meteorológicos aerotransportados con los que están tradicionalmente equipados los aviones de línea. En efecto, se puede, durante una ventana temporal tradicionalmente de unos milisegundos, sintonizar la frecuencia de recepción del dispositivo de radar con la frecuencia asignada a los dispositivos de radares meteorológicos aerotransportados, que también funcionan en banda X, funcionando entonces los módulos de antena en modo pasivo. Se puede realizar entonces una detección de tipo ESM (*Electronic support measure*), sigla que corresponde a los detectores de radar, para permitir una detección de la dirección de llegada de las señales procedentes de los radares meteorológicos, y de los tiempos de llegada. Se puede realizar entonces un cruce de las coordenadas así determinadas con las coordenadas de pistas detectadas por el radar con el que está equipada la aeronave, y se puede realizar el tratamiento de seguimiento de las asociaciones de pistas en consecuencia. Hay que observar que la detección de los radares meteorológicos aerotransportados, que emiten unas señales de alta potencia, se hace con un alcance más largo que el del dispositivo de radar con el que está equipada la aeronave, y esto permite la implementación de la función de "Sense and Avoid". De este modo, una localización por desplazamiento y una caracterización de la evolución del ángulo de llegada permiten aligerar la tarea de tratamiento por los medios 52 de tratamiento de radar, diferenciando las informaciones que no se refieren directamente a la función "Sense and Avoid", por ejemplo eliminando las detecciones laterales que se desplazan hacia la parte posterior de la aeronave.

Igualmente, la detección de los radares meteorológicos puede permitir la detección de fallos de módulos de antenas. En efecto, se pueden comparar los valores teóricos de las señales recibidas por los diferentes módulos 510 de antenas de recepción, correspondientes a las aeronaves equipadas con radares meteorológicos aerotransportados detectados, con los valores realmente medidos, y diagnosticar un fallo de un módulo 510 de antena de recepción en el caso de que la diferencia entre los valores teóricos y medidos supere un umbral determinado.

De manera ventajosa, un dispositivo de radar de acuerdo con la presente invención puede comprender un canal de recepción específico para la detección de radares aerotransportados meteorológicos, y sintonizar en la frecuencia de emisión de los radares de este tipo. De esta forma, no es necesario liberar una ventana temporal para la detección de radares meteorológicos de la manera descrita más arriba, y la detección de los radares meteorológicos se puede hacer por tanto en paralelo.

De manera ventajosa, también se puede emitir una señal de eco de respuesta, al recibir una señal procedente de un radar meteorológico aerotransportado, con el fin de indicar a la aeronave que está equipada con este, de la presencia de la aeronave.

De manera ventajosa, se puede utilizar la función de evitación de obstáculos fijos, comúnmente designada por la terminología inglesa "ground avoidance", con el objetivo de consolidar las informaciones de tierra sintéticas descargadas en la aeronave. De este modo, se puede permitir un vuelo autónomo de la aeronave sin tener que recurrir a un dispositivo de geolocalización por satélite, ni a un enlace de datos.

De manera ventajosa, también se puede implementar una función de altimetría basada en el dispositivo de radar aerotransportado de acuerdo con la invención. Se puede, por ejemplo, realizar la formación de tres haces (o más) orientados por ejemplo a 30° los unos de los otros y sustancialmente hacia abajo de la aeronave, de tal modo que permitan tener en cuenta la medición del retorno de tierra. La medición de las distancias, una vez conocidos los ángulos de medición (mediante un conocimiento de la configuración de la implantación física de los diferentes elementos y mediante el conocimiento de la actitud de la aeronave), permite conocer la altura del avión con respecto a tierra.

De manera aun más ventajosa, una función de medición de la velocidad de la aeronave con respecto al suelo, a través de un análisis por el dispositivo de radar aerotransportado de acuerdo con la invención, de la velocidad media del suelo, puede permitir una hibridación de la función de navegación por medio de la medición de velocidad respecto al suelo. Dicha solución es mucho más eficaz que una solución de hibridación conocida que se basa en la velocidad con respecto al aire. De esta forma, también se puede reducir al mínimo el rendimiento requerido del sistema inercial primario o de reserva de la aeronave, y de este modo optimizar el peso global de la aeronave, lo que puede resultar especialmente ventajoso cuando la aeronave es un dron.

Se van a describir a continuación unos ejemplos típicos de funciones realizadas por un dispositivo de radar aerotransportado de acuerdo con la presente invención:

- El dispositivo de radar aerotransportado puede realizar un seguimiento de la aeronave portadora y este seguimiento determina la trayectoria que hay que seguir para una evitación, teniendo en cuenta la trayectoria inicial de la aeronave.
- Se puede elaborar una situación táctica ordenada de los potenciales conflictos, lo que permite controlar en caso de urgencia un dispositivo de evitación instalado a bordo para los blancos prioritarios, y enviar todos los datos que no necesitan una reacción de urgencia hacia los dispositivos de T2CAS.
- De manera ventajosa, la detección Doppler del dispositivo de radar aerotransportado puede controlar un dispositivo basado en unos sensores ópticos, con el fin de que dicho dispositivo de tratamiento óptico confirme las detecciones e invalide las eventuales detecciones falsas. El dispositivo de tratamiento óptico puede comprender por ejemplo un conjunto de cámaras electro-ópticas y/o de infrarrojos, o incluso la bola oprónica de la aeronave si esta está equipada con ella.
- De manera aun más ventajosa, el dispositivo de radar aerotransportado también puede controlar un dispositivo de detección acústica, con el fin de formar unos haces directivos hacia los blancos detectados. El dispositivo de detección acústica puede, por ejemplo, basarse en una pluralidad de micrófonos omnidireccionales. Dicho dispositivo de detección acústica conocido del estado de la técnica se describe por ejemplo en el artículo titulado "A simple procedure for tracking fast maneuvering aircraft using spatially distributed acoustic sensors" (Dommermuth F. M., The Journal of the Acoustical Society of America, 1987, vol. 82, n°. 4, págs. 1.418-1.424). Se puede aplicar entonces un tratamiento amplitud/fase en paralelo, una formación de haces mediante cálculo y/o un tratamiento goniométrico permite entonces determinar la dirección de los blancos. Se puede realizar una localización de los blancos mediante su desplazamiento y una fusión de las pistas detectadas por los diferentes dispositivos. El azimut de los bloques "sonoros" y de los bloques de radar debe ser idéntico en el espacio de imprecisión.
- Todos los datos sobre los blancos restituidos por los medios 52 de tratamiento radar se pueden utilizar para alimentar un dispositivo de tipo TCAS o T2CAS, de la misma forma que se si se tratara de datos procedentes de los transpondedores de dichos blancos. De este modo, la función de evitación, o "Avoid", del dispositivo de tipo TCAS o T2CAS se puede reutilizar sin tener que recurrir a material adicional, y con unos complementos de certificación menores. Esta función se puede extender a la evitación de los bloques no cooperativos integrando

las nuevas pistas con la forma normalizada de las pistas cooperativas. Se puede considerar una modificación de los sistemas existentes para permitir esta integración.

- Se puede emitir un mensaje previamente registrado o generado por unos medios de síntesis vocal a través del dispositivo de radio de la aeronave, en caso de maniobra de evitación. El mensaje puede contener por ejemplo las informaciones relativas a la posición relativa de la aeronave con respecto al blanco concernido, el tipo de blanco detectado, así como a la cualidad de la aeronave (por ejemplo: un dron). El mensaje también puede contener las informaciones relativas a la maniobra realizada, por ejemplo: "evitación por la derecha", "cambio de altitud", etc. Igualmente, se puede avisar a la torre de control o la ATC mediante los medios habituales, es decir mediante el transpondedor secundario, a los cuales se puede añadir una información en cuanto a la posición calculada del blanco detectado. Una confirmación de la posición del blanco detectado permite enriquecer la situación táctica, comúnmente designada por el acrónimo SITAC, de la estación situada en tierra, si esta última está conectada a la red ATC.
- De manera ventajosa, las informaciones que proporciona un transpondedor de tipo ADS-B se pueden utilizar para completar la SITAC. Las pistas detectadas por el dispositivo de radar aerotransportado pueden en efecto asociarse a las pistas publicadas por el sistema ADS-B. Igualmente, la base de datos del sistema ADS-B puede enriquecerse con los datos de posición de los blancos detectados en potenciales trayectorias de colisión, transmitidas por el dispositivo de radar aerotransportado de acuerdo con la presente invención.

De manera ventajosa, se puede utilizar un dispositivo de radar aerotransportado de acuerdo con la presente invención, para la implementación de una función de asistencia al aterrizaje o de aterrizaje automático de la aeronave.

El dispositivo de radar puede en efecto configurarse para comportarse durante unas ventanas temporales determinadas como una baliza aerotransportada existente utilizada en un sistema de aterrizaje automático. El dispositivo de radar aerotransportado puede, por ejemplo, emitir durante dichas ventanas temporales, unas señales específicas adaptadas para que las exploten unas balizas y/o radares terrestres y/o configurarse para recibir unas señales específicas emitidas por las balizas y/o radares terrestres.

Un primer ejemplo de aplicación de un dispositivo de radar de acuerdo con la invención con una función de asistencia al aterrizaje o de aterrizaje automático puede consistir en emplear el dispositivo de radar aerotransportado como una solución de sustitución, o incluso de redundancia, de una baliza radioeléctrica aerotransportada prevista específicamente para el guiado de aeronaves. Existen unas balizas aerotransportadas de este tipo conocidas en sí mismas del estado de la técnica, que funcionan conjuntamente con un radar terrestre. Al menos una baliza en tierra con una posición predeterminada con respecto al radar permite afinar la medición de la distancia de la aeronave al radar, y el ángulo de elevación de la aeronave con respecto al radar. Un sistema de asistencia al aterrizaje basado en esta arquitectura se describe por ejemplo en la solicitud de patente publicada con la referencia PCT/EP 2005055975. El radar terrestre puede permitir la detección y el seguimiento de blancos en un cono situado cerca de una pista de aterrizaje, tradicionalmente definido por unos ángulos de $\pm 20^\circ$ en elevación y de $\pm 10^\circ$ en azimut. Los datos resultantes del seguimiento de los blancos se pueden comunicar entonces mediante unos medios radioeléctricos, directamente mediante el radar terrestre o mediante una baliza específica, hasta el dispositivo de radar aerotransportado, y también se pueden explotar, por ejemplo mediante los medios 52 de tratamiento de radar, para afinar el seguimiento realizado por el dispositivo de radar aerotransportado, o incluso para aligerar los tratamientos de discriminación del eco parásito terrestre en la zona de aproximación de la pista.

Un segundo ejemplo de aplicación de un dispositivo de radar de acuerdo con la invención con una función de asistencia al aterrizaje puede consistir en emplear el dispositivo de radar aerotransportado conjuntamente con una pluralidad de balizas terrestres que proporcionan una respuesta a las señales específicas emitidas por el dispositivo de radar, recogiendo entonces de vuelta el dispositivo de radar las señales. Un sistema de asistencia al aterrizaje basado en esta arquitectura se describe por ejemplo en la solicitud de patente europea publicada con la referencia EP 1963942. Se puede disponer, por ejemplo, al menos una primera baliza terrestre que materializa el inicio de la pista o el punto de contacto de las ruedas, y al menos una segunda baliza que materializa el final de la pista o el punto de detención. Para cada una de dichas balizas, se pueden utilizar dos balizas situadas a ambos lados de la pista, a la altura de los puntos correspondientes. Las balizas pueden responder en Doppler, y su eco con respecto al radar aerotransportado presenta una posición fija. Al conocerse la posición relativa de estos bloques con respecto a la pista de aterrizaje, se puede medir la pendiente de la trayectoria descendente de la aeronave, y la distancia de la aeronave a las balizas. Esta medición se puede confirmar mediante triangulación, con el fin de garantizar el nivel de redundancia requerido para un procedimiento de aterrizaje automático.

La figura 7 presenta, en un cuadro sinóptico, un dispositivo de asistencia al aterrizaje o de aterrizaje automático que funciona conjuntamente con un dispositivo de radar multifunción aerotransportado, en un ejemplo de realización de la invención que corresponde al segundo ejemplo de aplicación que se ha descrito más arriba.

En referencia a la figura 7, se pueden disponer cuatro balizas 71, 72, 73, 74 radioeléctricas en unos puntos determinados con respecto a una pista 70 de aeropuerto con una longitud D y una anchura L. Para una configuración dada de despegue/aterrizaje en la pista 70 de aeropuerto que depende en particular de las condiciones de viento, las dos primeras balizas 71, 72 en el ejemplo de la figura, permiten materializar el punto de detección. De la misma forma, la tercera y la cuarta balizas 73, 74 permiten la materialización del punto de contacto

T de las ruedas. Los dos pares de balizas así formados están sustancialmente separadas por la longitud D. La primera y la segunda balizas 71, 72 están separadas por la anchura L, así como la tercera y la cuarta balizas 73, 74.

5 En proyección en el plano principal de la aeronave 1, los ángulos entre el eje principal de la aeronave 1 y los segmentos de rectas que unen la aeronave 1 con respectivamente la primera, la segunda, la tercera y la cuarta balizas 71, 72, 73, 74 llevan las referencias θ_{az1} , θ_{az2} , θ_{az3} , θ_{az4} . El ángulo comprendido entre el eje principal de la aeronave 1 y el segmento de recta que une la aeronave 1 con el punto de contacto T lleva la referencia θ_{az} . De la misma manera, en proyección en un plano vertical, los ángulos entre el eje principal de la aeronave 1, y los segmentos de rectas que unen a la aeronave 1 con respectivamente la primera, la segunda, la tercera y la cuarta balizas 71, 72, 73, 74 llevan las referencias θ_{el1} , θ_{el2} , θ_{el3} , θ_{el4} .

10 La medición mediante el dispositivo de radar de los ángulos θ_{az1} y θ_{az2} (y/o respectivamente de los ángulos θ_{az3} y θ_{az4}), asociada a un pesaje múltiple realizado por unos medios de tratamiento de radar con el fin de promediar los resultados de estas mediciones, permite situar la aeronave 1 con respecto a la pista 70 de aeropuerto, en proyección en el plano principal de la aeronave. De una manera similar, la medición de los ángulos θ_{el1} u θ_{el3} (y/o
15 respectivamente de los ángulos θ_{el2} y θ_{el4}) permite medir la pendiente de descenso de la aeronave, conociendo también la actitud de la aeronave tal como la conoce el sistema inercial.

La medición de la evolución de dichos ángulos, unida a un conocimiento de las distancias de las balizas 71, 72, 73, 74 las unas con respecto a las otras, permite determinar la distancia de la aeronave 1 a la pista 70 de aeropuerto, así como la altura de la aeronave 1 con respecto a la pista 70 de aeropuerto (o de manera más precisa al plano que
20 contiene las balizas 71, 72, 73, 74), con una precisión que aumenta como el cuadrado de la inversa de esta distancia. Los valores de distancia y de altura así determinados se pueden trazar y comparar, conociendo la velocidad de evolución de la aeronave 1, con los valores resultantes de los dispositivos de navegación instalados a bordo, con el fin de proceder al reajuste de estos últimos para el aterrizaje.

De manera ventajosa, se pueden añadir a las balizas 71, 72, 73, 74, en el segundo ejemplo de aplicación descrito, un radar, con el fin de procurar al sistema de aterrizaje automático un nivel superior de redundancia.

25 Hay que observar que es la posibilidad de reconfigurar dinámicamente los parámetros de emisión y de recepción, y en particular la posibilidad de reconfigurar las bandas de frecuencias y las formas de ondas, lo que permite la utilización del dispositivo de radar de acuerdo con las formas de realización de la invención que se han descrito más arriba, para la realización de una pluralidad de funciones.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Dispositivo de radar aerotransportado que permite la detección de blancos para la implementación de una función (50) de detección y de evitación de obstáculos, que comprende una pluralidad de módulos (41) de antenas, al menos un módulo (41) de antena que comprende un módulo (411, 520) de emisión, y al menos un módulo (41) de antena que comprende un módulo (412, 510) de recepción, estando los módulos (41) de antenas fijos con respecto a la aeronave (1) dispuestos en la superficie de la aeronave (1), **caracterizado porque** el dispositivo (50) de radar funciona en modos activo y pasivo, formando los módulos (41) de antenas unos haces de emisión y de recepción con una anchura y unas características adaptadas a la dirección considerada.
- 10 2. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** los módulos (41, 510, 520) de antenas son conformes con la superficie de la aeronave (1).
3. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** los módulos (41) de antenas son planos.
- 15 4. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** los módulos (41) de antenas están dispuestos sobre el revestimiento de la aeronave (1).
5. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** los módulos (41) de antenas están dispuestos bajo el revestimiento de la aeronave (1).
6. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** funciona en banda X, en modo secuencial o en modo continuo.
- 20 7. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** los módulos (41) de antenas están dispuestos en un bloque unitario adaptado para ser fijado en el morro (20) de la aeronave (1).
8. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 5, **caracterizado porque** los módulos (41) de antenas están dispuestos de manera distribuida en las diferentes partes de la superficie de la aeronave (1).
- 25 9. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende, además, unos medios (52) de tratamiento que reciben unos módulos (412, 510) de recepción y que envían los datos tratados a los módulos (411, 520) de emisión, y que producen unos datos de seguimiento de los blancos detectados en los modos activo y pasivo.
- 30 10. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con la reivindicación 9, **caracterizado porque** los medios (52) de tratamiento envían unos datos a los módulos (411, 520) de emisión adaptados para formar haces que se diferencian de acuerdo con las diferentes zonas angulares de detección definidas cerca de la aeronave (1).
11. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** está adaptado para emplearse como un radar meteorológico durante unas ventanas temporales determinadas.
- 35 12. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 11, **caracterizado porque** los medios (52) de tratamiento reciben, además, unos datos (54) relativos a la aeronave (1) que comprenden informaciones relativas a su altitud, su velocidad y/o su actitud, explotadas dinámicamente por los medios (52) de tratamiento.
- 40 13. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con la reivindicación 12, **caracterizado porque** se define una primera zona (31) angular de detección delante de la aeronave (1), mediante una abertura angular a ambos lados del eje principal de la aeronave (1) en el plano principal de la aeronave (1), definiéndose una segunda zona (32) angular de detección mediante una representación en el plano principal de la aeronave (1) que se extiende desde el límite de dicha primera zona de detección hasta la perpendicular al eje principal de la aeronave (1), extendiéndose una tercera zona (33) angular de detección sustancialmente por detrás de la aeronave (1) desde el límite de dicha segunda zona (32) angular de detección.
- 45 14. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 13, **caracterizado porque** los medios (52) de tratamiento hacen que varíen dinámicamente la forma de la onda de emisión, los tiempos de integración y/o los módulos (510, 520) de antenas utilizados en función de los datos (54) relativos a la aeronave (1).
- 50 15. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 14, **caracterizado porque** los medios (52) de tratamiento producen una ventana temporal durante la cual el dispositivo (50) de radar aerotransportado se sintoniza con la frecuencia de los radares meteorológicos aerotransportados, lo que permite su detección.

16. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 15, **caracterizado porque** los medios (52) de tratamiento están adaptados para detectar el fallo de un módulo (41) de antena y para modificar llegado el caso los haces formados por los módulos (41) de antenas adyacentes de tal modo que se compense la pérdida de detección ocasionada.
- 5 17. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 16, **caracterizado porque** los medios (52) de tratamiento comprenden una caja (521) de herramientas que generan los datos relativos a la función de detección y evitación, que comprenden las pistas filtradas, los blancos pasivos detectados, las detecciones de radares meteorológicos aerotransportados, las asociaciones de blancos, los tiempos de reacción requeridos, los puntos y ángulos de colisión predichos, las detecciones de nubes frontales, la altitud calculada de la aeronave (1) y/o las detecciones frontales de pájaros.
- 10 18. Dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 16 y 17, **caracterizado porque** está adaptado para controlar un dispositivo de evitación instalado a bordo de la aeronave (1).
- 15 19. Sistema (1) de aterrizaje automático para aeronave, que comprende un dispositivo (50) de radar aerotransportado de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, y al menos una baliza (71) radioeléctrica en tierra cerca de una pista (70) de aeropuerto, **caracterizado porque** el dispositivo de radar aerotransportado está configurado, durante unas ventanas temporales determinadas, para emitir y/o recibir unas señales específicas respectivamente con destino a y/o procedentes de las balizas (71) radioeléctricas en tierra.

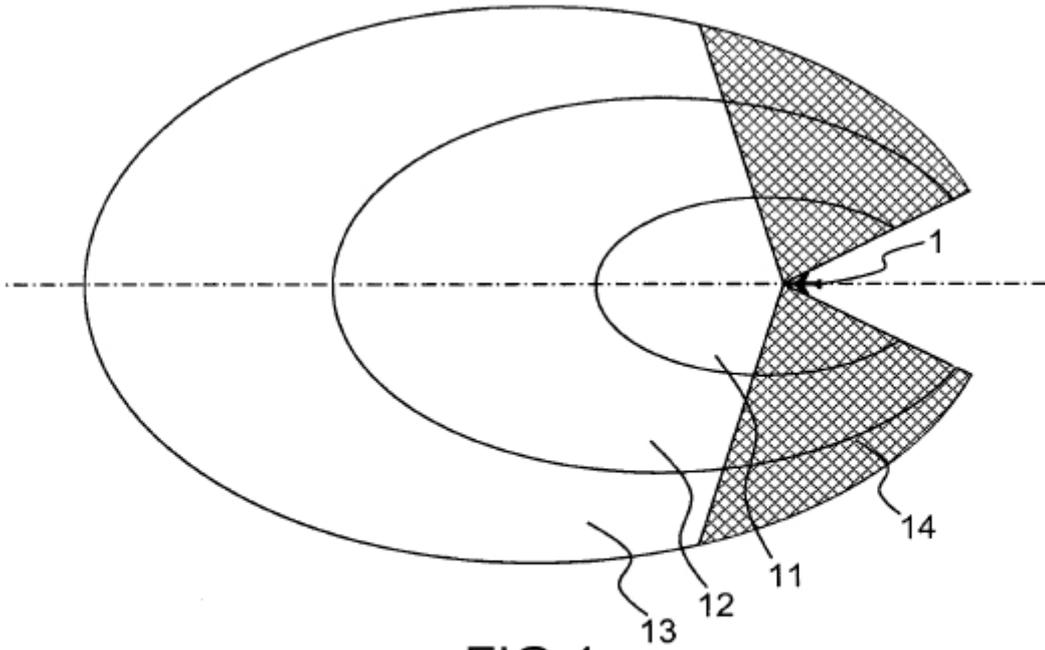


FIG. 1

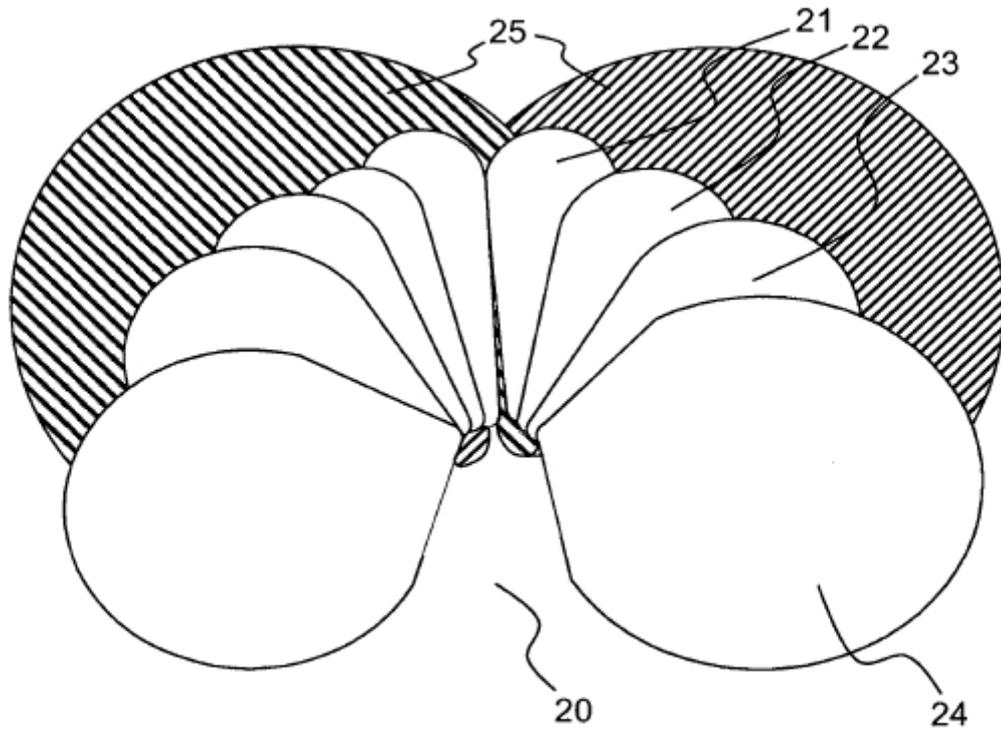


FIG. 2A

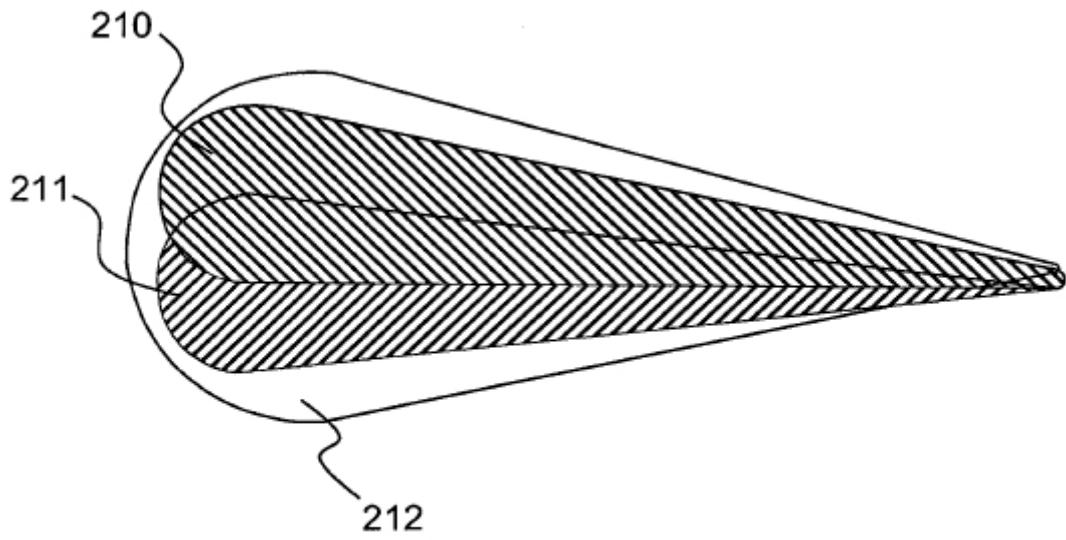


FIG.2B

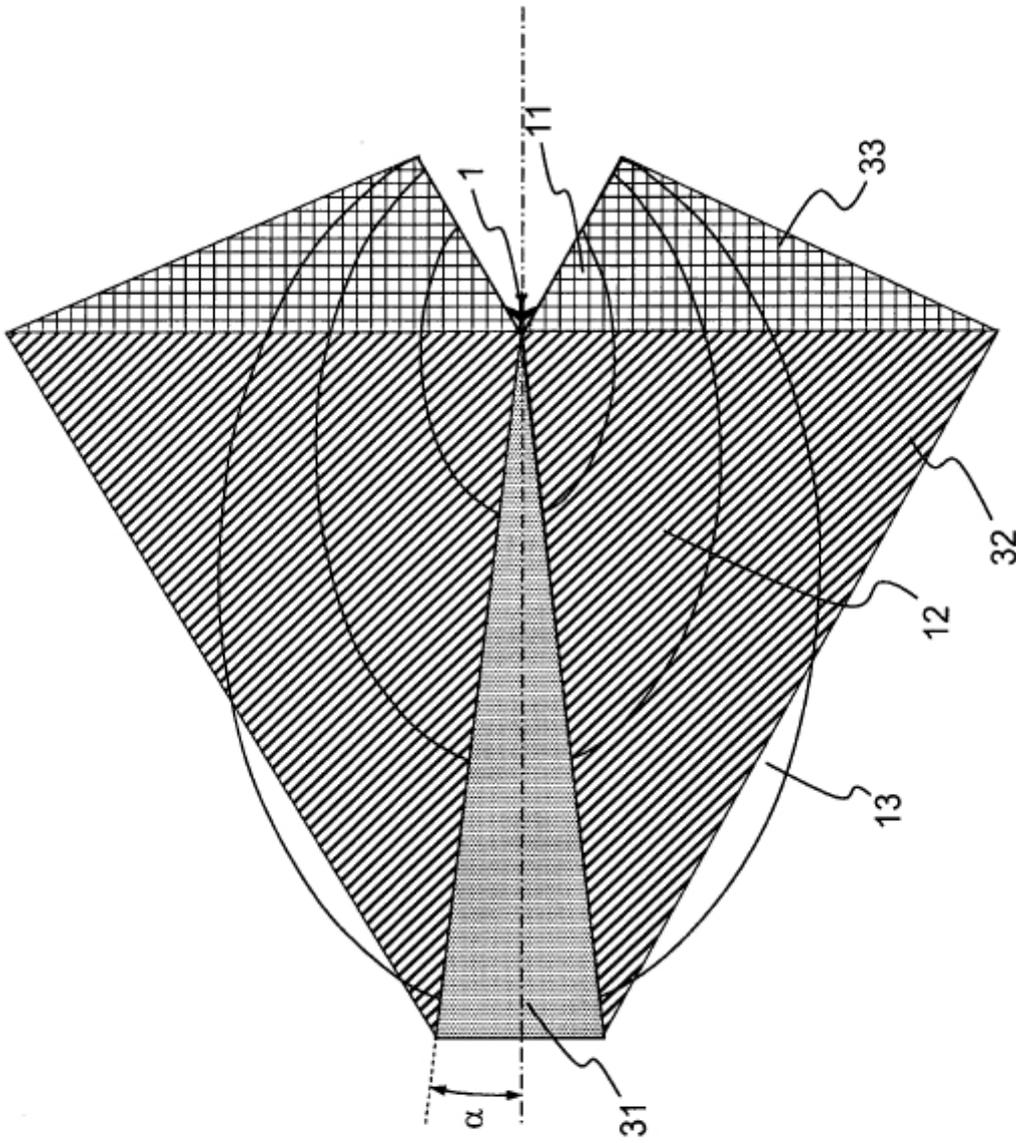


FIG.3

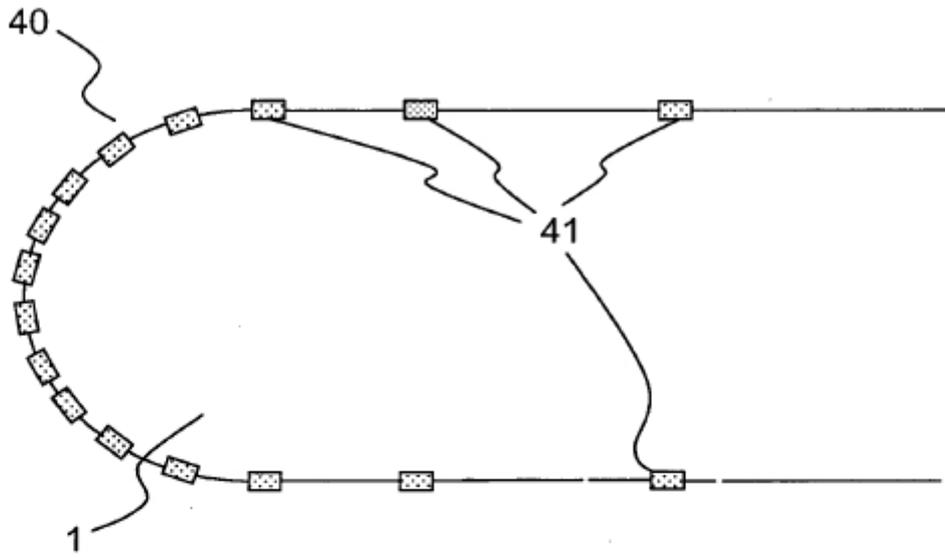


FIG. 4A

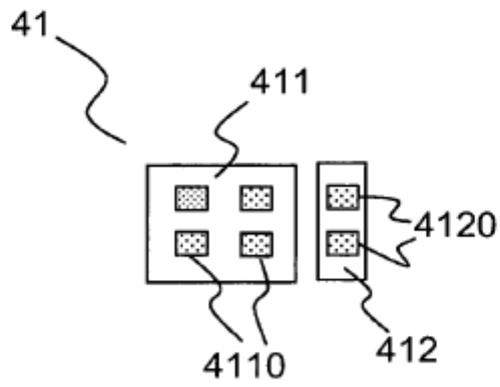


FIG. 4B

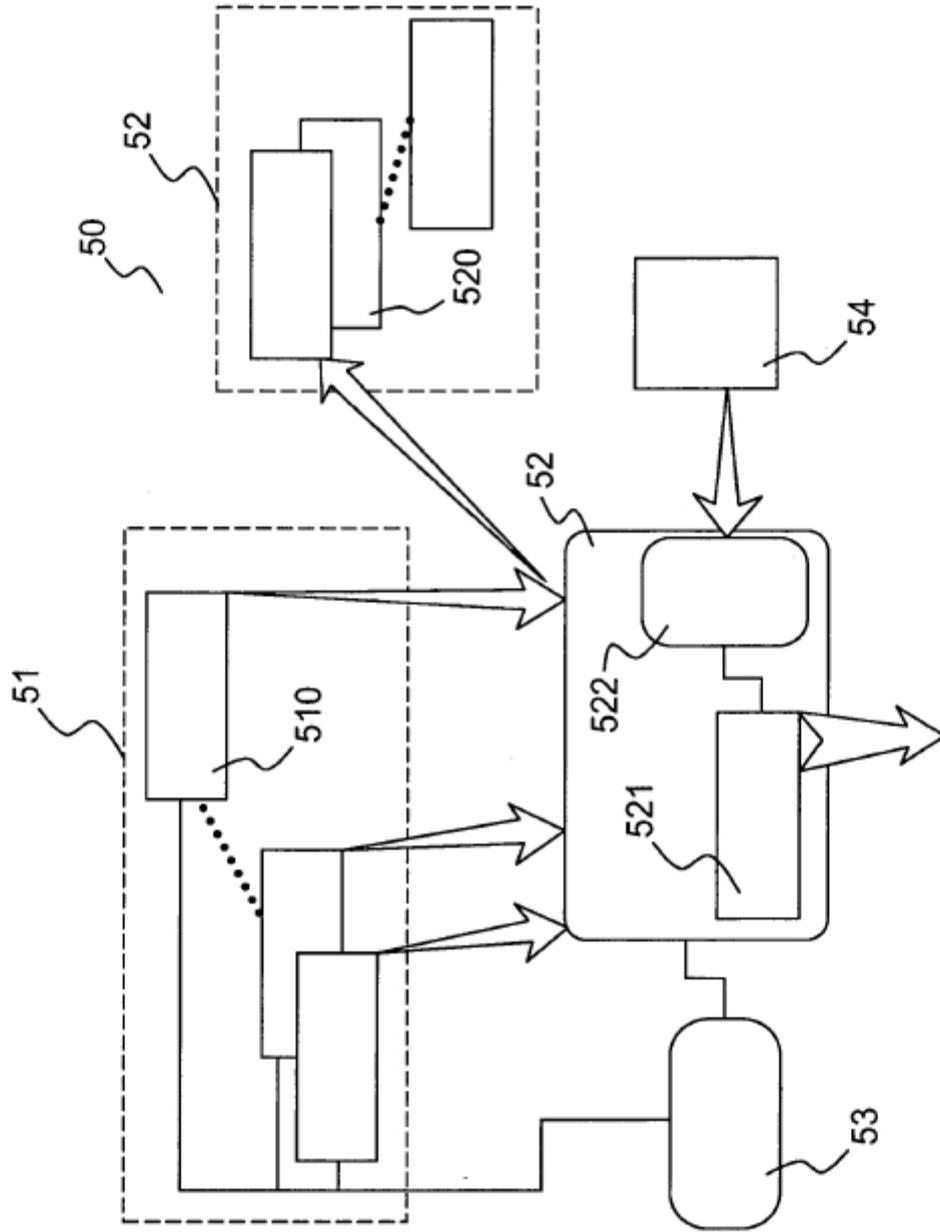


FIG.5

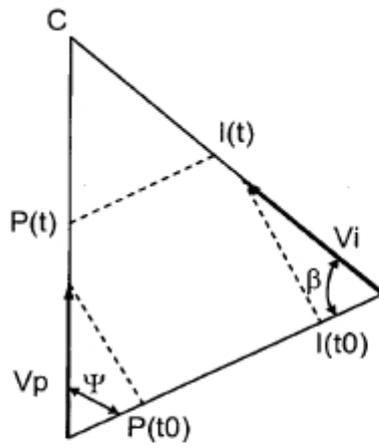


FIG.6

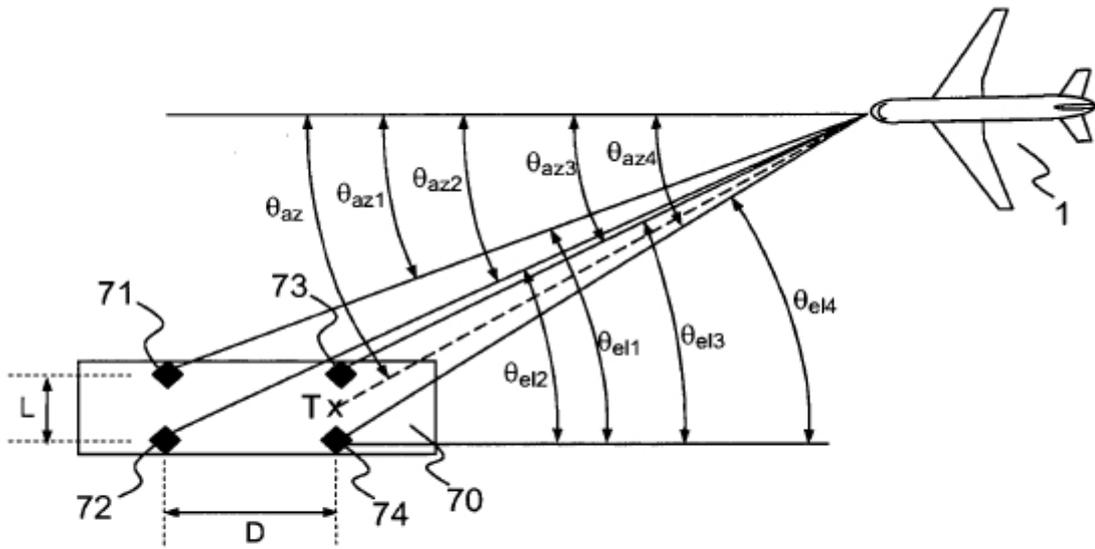


FIG.7