

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 399 876**

51 Int. Cl.:

G06K 9/62	(2006.01) B64F 1/00	(2006.01)
G01S 17/02	(2006.01) G01B 11/24	(2006.01)
G01S 17/06	(2006.01) G06K 9/32	(2006.01)
G01S 17/08	(2006.01) G06T 7/00	(2006.01)
G01S 17/42	(2006.01) G06T 7/60	(2006.01)
G01S 17/66	(2006.01) G08G 5/06	(2006.01)
G01S 17/87	(2006.01)	
G01S 17/88	(2006.01)	
G01S 17/89	(2006.01)	
G01S 17/93	(2006.01)	

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.10.2000 E 00990177 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **21.11.2012 EP 1230620**

54 Título: **Sistemas de guiado de atraque y de identificación de aeronaves**

30 Prioridad:

29.10.1999 US 429609

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

04.04.2013

73 Titular/es:

**SAFEGATE INTERNATIONAL AB (100.0%)
Djurhagegatan 19
21376 Malmö, SE**

72 Inventor/es:

MILLGARD, LARS

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 399 876 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

Sistemas de guiado de atraque y de identificación de aeronaves

5 Referencia a solicitudes relacionadas

Esta es una continuación en parte de la solicitud de patente de EE.UU. n° 09/429609, presentada el 29 de octubre de 1999, actualmente en tramitación, que es una continuación en parte de la solicitud de patente de EE.UU. n° 08/817368, presentada el 17 de julio de 1997, ahora patente de EE.UU. n° 6.023.665, que es la fase nacional en EE.UU. de la solicitud internacional PCT n° PCT/SE94/00968, presentada el 14 de octubre de 1994, publicada el 25 de abril de 1996 como documento WO 96/12265 A1.

Antecedentes de la invención

15 Campo de la invención

Esta invención se refiere a sistemas para localizar, identificar y seguir objetos. Más particularmente, se refiere a sistemas de localización, identificación y guiado de atraque de aeronaves y a métodos de control de tráfico de tierra para localizar e identificar objetos en un campo de aviación o aeródromo y para atracar de forma segura y eficiente una aeronave en tal aeropuerto.

Descripción de técnica relacionada

En los últimos años ha habido una cantidad significativamente mayor de tráfico de aeronaves de pasajeros, de carga y otras incluyendo despegues, aterrizajes y otro tráfico terrestre de aeronaves. También, ha habido un marcado incremento en el número de vehículos de soporte terrestre que se requiere que descarguen cargamento, proporcionen servicios de catering y mantenimiento y soporte continuado de todas las aeronaves. Con este incremento sustancial en el tráfico de tierra ha llegado la necesidad de un mayor control y seguridad en el atraque y la identificación de las aeronaves en un aeródromo.

Ejemplos de sistemas de técnica anterior que se han propuesto para detectar la presencia de aeronaves y de otro tráfico en un aeródromo son los sistemas descritos en la patente de EE.UU. 4.995.102, la patente europea n° 188757 y las solicitudes PCT publicadas WO 93/13104 y WO 93/15416, y la WO 96/12265, en la que se basa el preámbulo de las reivindicaciones independientes 1 y 6.

Sin embargo, ninguno de estos sistemas se ha encontrado satisfactorio para la detección de la presencia de la aeronave en un aeródromo, particularmente en condiciones climáticas adversas que causan una visibilidad reducida, tales como las encontradas bajo condiciones de niebla, nieve o aguanieve. Además, ninguno de los sistemas descritos en las referencias anteriores es capaz de identificar y verificar el tipo específico de una aeronave que se aproxima. Aún más, ninguno de los sistemas anteriores proporciona técnicas adecuadas para el seguimiento y atraque de una aeronave en un punto de parada designado tal como una puerta de carga de aeropuerto. Además, ninguno de los sistemas anteriores ha proporcionado técnicas que permitan la calibración adecuada del instrumento en ellos.

El sistema divulgado en la solicitud principal citada anteriormente busca superar los problemas indicados anteriormente mediante coincidencia de perfil. Pulsos de luz desde un telémetro láser (LRF por sus siglas en inglés "Laser Range Finder") se proyectan en coordenadas angulares en el avión. Los pulsos de luz se reflejan desde el avión para detectar una forma del avión o de una porción del avión, por ejemplo, la nariz. La forma detectada se compara con un perfil que corresponde a la forma de un modelo conocido de avión para determinar si la forma detectada se corresponde con la forma del modelo conocido.

Sin embargo, este sistema tiene un inconveniente. A menudo, dos o más modelos de aviones tienen perfiles de nariz tan similares que un modelo es a menudo confundido con otro. En particular, en condiciones meteorológicas adversas, muchos ecos se pierden, de manera que la discriminación de perfil se vuelve cada vez menos fiable. Dado que los modelos son similares pero no idénticos en la configuración del cuerpo, una posición de atraque correcta para uno puede causar que un motor de otro choque contra un obstáculo físico.

De este modo, ha sido un problema continuo proporcionar sistemas que sean suficientemente seguros y fiables en un amplio rango de condiciones atmosféricas para permitir la detección de objetos tales como aeronaves y otro tráfico terrestre en un aeródromo.

Además, ha existido la necesidad desde hace mucho tiempo de sistemas que no sólo son capaces de detectar objetos tales como aeronaves, sino que también proporcionan la identificación efectiva del objeto detectado y la verificación de la identidad de tal objeto, por ejemplo una aeronave detectada, con el grado necesario de certeza independientemente de las condiciones climáticas imperantes y la magnitud del tráfico terrestre.

También ha existido la necesidad insatisfecha desde hace mucho tiempo de sistemas que son capaces de seguir y guiar de forma precisa y eficiente objetos tales como aeronaves entrantes hasta un punto de parada adecuado tal como una puerta de carga de aeropuerto. Además, el proporcionamiento de técnicas de calibración precisas y efectivas para tales sistemas ha sido un problema continuo que requiere resolución.

5 Sumario de la invención

Será fácilmente evidente a partir de lo anterior que existe en la técnica la necesidad de una identificación más precisa de las aeronaves.

10 Por tanto, es un objeto primario de la invención distinguir entre múltiples modelos de aviones con formas de nariz idénticas o casi idénticas.

15 Es un objeto adicional de la invención mejorar la detección de aeronaves con el fin de evitar accidentes durante el ataque de aeronaves.

20 Para conseguir los objetos anteriores y otros, la presente invención identifica aeronaves en un proceso de dos pasos. En primer lugar, la coincidencia de perfil se realiza como se conoce a partir de la solicitud principal anteriormente identificada. En segundo lugar, se lleva a cabo al menos una coincidencia de criterio de aeronave. En la coincidencia de criterio de aeronave, un componente de la aeronave, tal como el motor, se selecciona como base para distinguir entre aeronaves. El desplazamiento de ese componente desde otro componente fácilmente localizado, tal como la nariz, se determina de la siguiente manera. Se define un volumen interior en el que se espera que esté el motor, y se define también un volumen exterior que rodea el volumen interior. El LRF se dirige a los volúmenes interior y exterior para producir ecos de los dos volúmenes. Se coge una relación del número de ecos en los volúmenes interiores con respecto al número de ecos en ambos volúmenes. Si ese eco supera un umbral dado, se determina que el motor está presente en el volumen interior, y se considera que la aeronave se ha identificado. Si la identificación de la aeronave es todavía ambigua, otro criterio de aeronave, tal como la cola, puede ser detectado.

30 Los criterios de aeronave elegidos para la segunda fase de la identificación son diferencias físicas que pueden ser detectadas por un telémetro láser. Un ejemplo de tal criterio es la posición, lateral y longitudinalmente, de un motor en relación con la nariz de la aeronave. Para considerar una aeronave identificada, el patrón del eco no sólo debe reflejar un fuselaje de forma correcta. También debe reflejar que hay un motor en una posición, con relación a la nariz, donde la aeronave esperada sí tiene un motor. Otros ejemplos de criterios que se pueden utilizar son la posición del tren principal, la posición de las alas y la posición de la cola.

35 La coincidencia se realiza preferiblemente sólo contra los criterios específicos para el tipo de aeronave esperado. Sería muy laborioso hacer coincidir contra los criterios de todos los demás tipos posibles. Tal coincidencia tendría que ser contra de todo tipo de aeronave que pueden aterrizar en un aeropuerto concreto.

40 Para cada puerta hay definida una posición de parada para cada tipo de aeronave que se planea que va a atracar en esa puerta. Puede haber un riesgo de seguridad si cualquier otro tipo se acerca a la puerta. La posición de parada se define de manera que hay un margen de seguridad suficiente entre la puerta y la aeronave para evitar una colisión. La posición de parada para cada tipo de aeronave se define a menudo como la posición de tren delantero cuando la puerta está en la posición apropiada en relación a la puerta. Hay una base de datos en el sistema donde se almacena la distancia desde la nariz al tren delantero para cada tipo de aeronave. El sistema de ataque guía la aeronave con respecto a su posición de nariz y detiene la aeronave con su nariz en una posición en la que el tipo correcto tendrá su tren delantero en la posición de parada correcta. Si se atraca el tipo incorrecto y si tiene sus alas o motores más cerca de la nariz que el tipo correcto, existe un riesgo de colisión con la puerta.

50 Durante la fase de criterios de aeronave, todos los criterios de aeronave especificados para el tipo de aeronave esperado pueden ser comprobados. Si una aeronave tiene un perfil que puede ser utilizado para discriminarla de cualquier otro tipo, que es raramente el caso, el perfil será el único criterio de aeronave. De lo contrario, se comprueba otro criterio tal como la posición del motor, y si la identificación es todavía ambigua, todavía se comprueba otro criterio tal como la posición de la cola.

55 El LRF se dirige a obtener ecos de los volúmenes interior y exterior. Si la relación entre el número de ecos desde dentro del volumen interior con respecto al número de ecos desde dentro de los dos volúmenes es mayor que un valor de umbral, la aeronave se identifica como que tiene un motor en la posición correcta, y de este modo ese criterio específico se cumple. La relación de los números de ecos es, sin embargo, sólo un ejemplo de un ensayo utilizado para evaluar la presencia de un motor en la posición correcta o para determinar si los ecos proceden de alguna otra fuente, por ejemplo un ala. En los casos en los que esto sea el único criterio, se considera que la aeronave ha sido identificada. De lo contrario, los demás criterios especificados (por ejemplo, la altura de la nariz de la aeronave o la evaluación de otro criterio de aeronave) tienen que cumplirse.

65 Si es necesario, varias características, tales como la cola, los trenes, etc., se pueden utilizar para identificar un tipo específico. Los volúmenes interior y exterior se definen entonces para cada característica geométrica que se utiliza

para la identificación. La extensión exacta de los volúmenes depende del tipo específico de aeronave e igual le pasa al valor de umbral.

5 Un criterio adicional de identificación es la altura de la nariz. La altura de la nariz se mide con el fin de permitir que la exploración horizontal se coloque sobre la punta de la nariz. La altura de la nariz medida también se compara con la altura esperada de la aeronave. Si las dos difieren en más de un 0,5 m, la aeronave se considera que es de tipo incorrecto, y el atraque se detiene. El valor 0,5 m está dado por el hecho de que la altura desde el suelo a menudo varía a lo largo de la trayectoria de la aeronave, lo que la hace difícil de medir con mayor exactitud.

10 La invención se presta a la utilización de algoritmos "inteligentes" que minimizan la demanda en el procesamiento de la señal al mismo tiempo que minimizan el efecto del clima adverso y la mala reflectividad de la superficie de la aeronave. La ventaja es que se pueden utilizar microordenadores de bajo coste, y/o queda libre capacidad de ordenador para otras tareas, y que el atraque es posible en casi todas las condiciones climáticas.

15 Un algoritmo importante a este respecto es el algoritmo para el manejo de los perfiles de referencia. La información de perfil se almacena como un conjunto de perfiles. Cada perfil en el conjunto refleja el patrón de ecos esperado para la aeronave a una cierta distancia del sistema. La posición de una aeronave se calcula mediante el cálculo de la distancia entre el patrón de ecos logrado con el perfil de referencia más cercano. El intervalo de distancia entre los perfiles en el conjunto se elige tan corto que el último cálculo se puede hacer usando aproximaciones y todavía
20 mantiene la precisión necesaria. En lugar de usar un escalado con un cierto número de multiplicaciones, que es una operación exigente, se pueden utilizar una simple suma y resta.

Otro algoritmo importante es el algoritmo para la determinación de la desviación lateral de la aeronave desde su ruta adecuada. Este algoritmo utiliza principalmente sumas y restas y muy pocas multiplicaciones y divisiones. El cálculo
25 se basa en áreas entre el perfil de referencia y el patrón de ecos. Como esas áreas no están tan afectadas por la variación de posición o la ausencia de ecos individuales, el algoritmo se vuelve muy sensible a las perturbaciones debidas a condiciones climáticas adversas.

El procedimiento de calibración permite una comprobación de la calibración contra un objeto en el lado del sistema. La ventaja es que tal comprobación de calibración es posible también cuando ningún objeto fijo está disponible en
30 frente del sistema. En la mayoría de los casos, no hay objetos en frente del sistema que se puedan utilizar. Es muy importante hacer una comprobación de calibración con regularidad. Algo podría ocurrir en el sistema, por ejemplo tal como que la dirección de puntería del sistema se cambia. Esto puede ser debido a un error óptico o mecánico dentro del sistema o puede ser debido a una desalineación causada por una fuerza exterior, tal como desde un camión que
35 pasa. Si eso ocurre, el sistema puede guiar una aeronave a una colisión con objetos en el lado de su ruta adecuada.

Otro aspecto útil de la presente invención es que se puede adaptar fácilmente para tener en cuenta el ángulo de guiñada de la aeronave. Es útil saber el ángulo de guiñada por dos razones. En primer lugar, el conocimiento del ángulo de guiñada facilita un atraque preciso de la aeronave. En segundo lugar, una vez que se determina el ángulo
40 de guiñada, el perfil es girado en consecuencia, para una coincidencia más precisa.

En el proceso de verificación se determina si ciertas características geométricas, tales como un motor, están presentes en una determinada posición, por ejemplo con relación a la nariz. Si la aeronave se dirige en ángulo hacia el sistema de guiado de atraque (DGS), que es a menudo el caso, ese ángulo tiene que ser conocido, con el fin de
45 saber dónde buscar las características.

El procedimiento es como sigue:

1. Convertir las coordenadas polares (ángulo, distancia) de los ecos en coordenadas cartesianas (x, y).
2. Calcular el ángulo de guiñada.
3. Girar el perfil de ecos para que coincida con el ángulo de guiñada calculado para la aeronave.
4. Determinar la existencia de las características de identificación.

El ángulo de guiñada se calcula típicamente a través de una técnica que consiste en encontrar los ángulos de regresión en ambos lados de la nariz de la aeronave. En términos más generales, se utiliza la geometría de la parte de la aeronave justo detrás de la nariz. Previamente se considerada que hacer esto era imposible.

Todavía otro aspecto de la invención se refiere a las líneas centrales pintadas en el área de atraque. Unas líneas centrales curvas de atraque están pintadas como ruta correcta para que la rueda de nariz la siga, que no es la ruta para la nariz. Si un DGS no mide directamente la posición real de la rueda de nariz, se necesita el ángulo de guiñada para calcularla en base a datos medidos, tales como la posición de la nariz. Se puede calcular entonces la posición de la rueda de nariz con relación a la línea central curva.

Breve descripción de los dibujos

Las características y ventajas de la invención se pondrán de manifiesto a partir de la siguiente descripción detallada tomada en relación con los dibujos que se acompañan, en los que:

- 5 la figura 1 es una vista que ilustra el sistema como en uso en un aeropuerto;
- la figura 2 es una vista esquemática que ilustra la composición general de componentes de un sistema preferido de acuerdo con la presente invención;
- 10 la figura 3 es una vista en planta desde arriba que ilustra el área de detección delante de una puerta de atraque que se establece con fines de detección e identificación de aeronaves en aproximación;
- las figuras 4A y 4B muestran juntas un diagrama de flujo que ilustra la rutina principal y el modo de atraque del sistema;
- 15 la figura 5 es un diagrama de flujo que ilustra el modo de calibración del sistema;
- la figura 6 es una vista que ilustra los componentes del modo de calibración;
- 20 la figura 7 es un diagrama de flujo que ilustra el modo de captura del sistema;
- la figura 8 es un diagrama de flujo que ilustra la fase de seguimiento del sistema;
- 25 la figura 9 es un diagrama de flujo que ilustra la medición de la altura de la fase del sistema;
- la figura 10 es un diagrama de flujo que ilustra la fase de identificación del sistema;
- la figura 11 es un diagrama de flujo que ilustra la fase de criterio de aeronave del sistema;
- 30 la figura 12 es un diagrama que muestra los volúmenes interior y exterior alrededor de un motor de aeronave utilizados en la fase de criterio de aeronave;
- la figura 13 es un diagrama que muestra los límites de tolerancia de la distancia medida de nariz a motor para la aceptación de una aeronave en una puerta;
- 35 la figura 14 es un diagrama que muestra la dependencia del margen de seguridad con respecto a la distancia de nariz a motor en una situación en la que una aeronave del tipo incorrecto atraca en la puerta;
- 40 la figura 15 es un diagrama de flujo que muestra los pasos básicos usados en el reconocimiento de una aeronave que está a un ángulo de guiñada con respecto a la puerta;
- la figura 15A es un diagrama que muestra la geometría del ángulo de guiñada;
- 45 la figura 16 es un diagrama que muestra la geometría utilizada en la determinación de las líneas de regresión que se utilizan en el cálculo del ángulo de guiñada;
- la figura 17 es un diagrama de flujo que muestra los pasos utilizados en el cálculo del ángulo de guiñada;
- 50 la figura 18 es un diagrama que muestra la geometría utilizada en la rotación de un perfil de ecos;
- la figura 19 es un diagrama de flujo que muestra los pasos utilizados en la rotación del perfil de ecos;
- la figura 20 es un diagrama de flujo que muestra los pasos utilizados en el cálculo de un descentramiento de una rueda de nariz de una aeronave desde una línea central;
- 55 la figura 21 es un diagrama que muestra la geometría de la posición de la rueda de nariz con relación a la de la nariz; y
- 60 la figura 22 es un diagrama que muestra la geometría de la posición de la rueda de nariz con relación a la línea central.
- La tabla I es una realización preferida de una tabla de perfiles de referencia horizontal que se emplea para establecer la identidad de una aeronave en los sistemas de la presente invención;
- 65 la tabla II es una realización preferida de una tabla de comparación que se emplea en los sistemas de la presente

invención con fines de hacer atracar de manera eficaz y eficiente una aeronave.

Descripción detallada de la realización preferida

5 Se hace referencia ahora a las figuras 1-22 y tablas I-II, en las que números similares designan elementos similares en las diversas vistas. A lo largo de la siguiente descripción detallada, las etapas numeradas representadas en los diagramas de flujo ilustrados están generalmente indicadas por número de elemento en paréntesis después de tales referencias.

10 Haciendo referencia a la figura 1, los sistemas de guiado de atraque de la presente invención designados generalmente con el 10 en los dibujos estipulan la localización informatizada de un objeto, la verificación de la identidad del objeto y el seguimiento del objeto, siendo el objeto preferiblemente una aeronave 12. En funcionamiento, una vez que la torre de control 14 hace aterrizar una aeronave 12, informa al sistema de que se está acercando a un avión a la puerta 16 y el tipo de aeronave (es decir, 747, L-1011, etc.) esperado. El sistema 10 a
15 continuación explora el área delante de la puerta 16 hasta que localiza un objeto que identifica como un aeroplano 12. El sistema 10 compara entonces el perfil medido de la aeronave 12 con un perfil de referencia para el tipo de aeronave esperado y evalúa otros criterios geométricos característicos del tipo de aeronave esperado. Si la aeronave localizada no coincide con el perfil esperado y los otros criterios, el sistema informa o señala a la torre 14 y se cierra.

20 Si el objeto es la aeronave esperada 12, el sistema 10 lo sigue a la puerta 16 mostrando en tiempo real al piloto la distancia restante hasta el punto de parada adecuado 29 y la posición lateral 31 del avión 12. La posición lateral 31 del avión 12 se proporciona en un visualizador 18 que permite al piloto corregir la posición del avión para acercarse a la puerta 16 desde el ángulo correcto. Una vez que el aeroplano 12 se encuentra en su punto de parada 53, este
25 hecho se muestra en el visualizador 18 y el piloto detiene el avión.

Haciendo referencia a la figura 2, el sistema 10 incluye un telémetro láser (LRF) 20, dos espejos 21, 22, una unidad de visualizador 18, dos motores progresivos 24, 25, y un microprocesador 26. Productos LRF adecuados para su
30 uso aquí son vendidos por LASER ATLANTA CORPORATION y son capaces de emitir pulsos de láser y recibir las reflexiones de estos pulsos reflejados desde objetos distantes y calcular la distancia a esos objetos.

El sistema 10 está dispuesto de tal manera que hay una conexión 28 entre el puerto en serie del LRF 20 y el microprocesador 26. A través de esa conexión, el LRF 20 envía datos de medición aproximadamente cada 1/400 de segundo al microprocesador 26. Los componentes de hardware generalmente designados con el 23 del sistema 20
35 son controlados por el microprocesador programado 26. Además, el microprocesador 26 alimenta datos al visualizador 18. Como interfaz con el piloto, la unidad de visualizador 18 se coloca encima de la puerta 16 para mostrar al piloto lo lejos que está el avión de su punto de parada 29, el tipo de aeronave 30 que el sistema cree que se está acercando y la posición lateral del avión 31. Usando ese visualizador, el piloto puede ajustar la aproximación del avión 12 a la puerta 16 para asegurar que el avión está en el ángulo correcto para alcanzar la puerta. Si el
40 visualizador 18 muestra el tipo de avión equivocado 30, el piloto puede abortar la aproximación antes de que se produzca cualquier daño. Esa doble comprobación garantiza la seguridad de los pasajeros, el avión y las instalaciones del aeropuerto porque si el sistema intenta atracar un 747 más grande en una puerta donde se espera un 737, probablemente causará grandes daños.

45 Además del visualizador 18, el microprocesador 26 procesa los datos del LRF 20 y controla la dirección del láser 20 a través de su conexión 32 a los motores progresivos 24, 25. Los motores progresivos 24, 25 están conectados a los espejos 21, 22 y los mueven en respuesta a instrucciones del microprocesador 26. Así, mediante el control de los motores progresivos 24, 25, el microprocesador 26 puede cambiar el ángulo de los espejos 21, 22 y dirigir los pulsos de láser desde el LRF 20.

50 Los espejos 21, 22 apuntan el láser al reflejar los pulsos de láser hacia el exterior a través de la pista de aterrizaje del aeropuerto. En la realización preferida, el LRF 20 no se mueve. La exploración por el láser se realiza con espejos. Un espejo 22 controla el ángulo horizontal del láser mientras que el otro espejo 21 controla el ángulo vertical. Mediante la activación de los motores progresivos 24, 25, el microprocesador 26 controla el ángulo de los
55 espejos y así la dirección del pulso de láser.

El sistema 10 controla el espejo horizontal 22 para conseguir una exploración horizontal continua dentro de un ángulo de ± 10 grados en pasos angulares de aproximadamente 0,1 grado que son equivalentes a 16 micropasos por paso con el motor gradual Escap EDM-453. Se coge un paso angular para cada respuesta de la unidad de lectura, es decir, aproximadamente cada 2,5 ms. El espejo vertical 21 puede ser controlado para conseguir una exploración
60 vertical entre +20 y -30 grados en pasos angulares de aproximadamente 0,1 grado con un paso cada 2,5 ms. El espejo vertical es usado para explorar verticalmente cuando la altura de la nariz está siendo determinada y cuando la aeronave 12 está siendo identificada. Durante el modo de seguimiento, el espejo vertical 21 es ajustado continuamente para mantener la exploración horizontal siguiendo la punta de la nariz de la aeronave 12.

65 Haciendo referencia a la figura 3, el sistema 10 divide el campo delante del mismo por distancia en tres partes. La

sección más alejada, desde aproximadamente 50 metros de distancia, es la zona de captura 50. En dicha zona 50, el sistema 10 detecta la nariz del avión y hace una estimación aproximada de la posición lateral y longitudinal de la aeronave 12. Dentro de la zona de captura 50 está el área de identificación 51. En este área, el sistema 10 comprueba el perfil de la aeronave 12 contra un perfil almacenado 51. En este área, el sistema 10 comprueba el perfil de la aeronave 12 en esta región, en relación con una línea predeterminada, en el visualizador 18. Por último, la más cercana al LRF 20 es el área de visualización o de seguimiento 52. En el área de visualización 52, el sistema 10 muestra la posición lateral y longitudinal de la aeronave 12 con relación a la posición correcta de parada con su máximo grado de precisión. Al final del área de visualización 52 está el punto de parada 53. En el punto de parada 53, la aeronave estará en la posición correcta en la puerta 16.

Además del hardware y software, el sistema 10 mantiene una base de datos que contiene perfiles de referencia para cualquier tipo de aeronave que se pueda encontrar. Dentro de esa base de datos, el sistema almacena el perfil de cada tipo de aeronave como un perfil horizontal y vertical que refleja el patrón de ecos esperado para ese tipo de aeronave.

Haciendo referencia a la tabla I, el sistema mantiene el perfil horizontal en forma de una tabla I cuyas filas 40 están indexadas por paso angular y cuyas columnas 41 están indexadas por distancia desde la posición de parada para ese tipo de aeronave. Además de las filas indexadas, la tabla contiene una fila 42 que proporciona el ángulo vertical a la nariz del avión para cada distancia desde el LRF, una fila 44 que proporciona el factor de forma, k, para el perfil y una fila 45 que proporciona el número de valores de perfil para cada distancia de perfil. El cuerpo 43 de la tabla I contiene distancias esperadas para ese tipo de aeronave a diversos ángulos y distancias de exploración desde el punto de parada 53.

Teóricamente, los 50 pasos angulares y las 50 distancias al punto de parada 53 requerirían una tabla I que contiene 50 x 50, o 2500, entradas. Sin embargo, la tabla I contendrá en realidad muchas menos entradas porque el perfil no espera un retorno desde todos los ángulos en todas las distancias. Se espera que una tabla típica contenga realmente entre 500 y 1000 valores. Técnicas de programación bien conocidas proporcionan métodos para mantener una tabla parcialmente llena sin utilizar la memoria requerida por una tabla completa.

Además del perfil horizontal, el sistema 10 mantiene un perfil vertical de cada tipo de aeronave. Este perfil se almacena de la misma manera que el perfil horizontal, excepto que sus filas están indexadas por pasos angulares en la dirección vertical y su índice de columna contiene menos distancias desde la posición de parada que el perfil horizontal. El perfil vertical requiere un menor número de columnas debido a que se utiliza solamente para identificar la aeronave 12 y para determinar su altura de nariz, lo que tiene lugar en un intervalo definido de distancias desde el LRF 20 en el área de identificación 51. En consecuencia, el perfil vertical almacena solamente los ecos esperados en ese intervalo sin desperdiciar espacio de almacenamiento de datos en valores que no sean necesarios.

El sistema 10 utiliza el hardware y la base de datos descritos anteriormente para localizar, identificar y seguir aeronaves utilizando los siguientes procedimientos:

Haciendo referencia a las figuras 4A y 4B, el software que se ejecuta en el microprocesador realiza una rutina principal que contiene subrutinas para el modo de calibración 60, el modo de captura 62 y el modo de atraque 400. El microprocesador primero realiza el modo de calibración 60, a continuación el modo de captura 62 y luego el modo de atraque 400. Una vez que la aeronave 12 atraca, el programa termina. Esos modos se describen en mayor detalle como sigue:

Modo de calibración

Para asegurar la precisión del sistema, el microprocesador 26 está programado para calibrarse de acuerdo con el procedimiento ilustrado en la figura 5 antes de capturar una aeronave 12 y en varios intervalos durante el seguimiento. Calibrar el sistema 10 asegura que la relación entre los motores progresivos 24, 25 y la dirección de puntería se conoce. La capacidad de medición de longitud del LRF 20 también se comprueba.

Haciendo referencia a la figura 6, para la calibración, el sistema 10 utiliza una placa cuadrada 66 con una posición conocida. La placa 66 está montada a 6 metros del LRF 20 y a la misma altura que el LRF 20.

Para calibrar, el sistema fija (α, β) a $(0, 0)$, haciendo que el láser se dirija directamente hacia adelante. El espejo vertical 22 se inclina entonces de tal manera que el haz láser se dirige hacia atrás a un espejo retrovisor o adicional 68 que redirige el haz a la placa de calibración 66. (100) El microprocesador 26 utiliza entonces los motores graduales 24, 25, para mover los espejos 21, 22 hasta que encuentra el centro de la placa de calibración 66. Una vez que encuentra el centro de la placa de calibración 66, el microprocesador 26 almacena los ángulos $(\alpha_{cp}, \beta_{cp})$ de ese punto y los compara con los ángulos esperados almacenados. (102) El sistema 10 también compara la distancia notificada a la placa 66 con un centro de valor almacenado esperado. (102) Si los valores comunicados no coinciden con los valores almacenados, el microprocesador 26 cambia las constantes de calibración, que determinan los valores esperados, hasta que lo hagan. (104, 106) Sin embargo, si cualquiera de estos valores se desvía demasiado de los valores almacenados en la instalación, se da una alarma. (108)

Modo de captura

- 5 Inicialmente, la torre 14 del aeropuerto notifica al sistema 10 que espere un avión entrante 12 y el tipo de avión a esperar. Esa señal pone el software en un modo de captura 62 como se indica en la figura 7. En el modo de captura 62, el microprocesador 26 utiliza los motores graduales 24, 25 para dirigir el láser para explorar la zona de captura 50 horizontalmente en busca del avión 12. Esa exploración horizontal se realiza con un ángulo vertical que corresponde a la altura de la nariz del tipo esperado de aeronave en el punto medio de la zona de captura 50.
- 10 Para determinar la altura correcta para explorar, el microprocesador 26 calcula el ángulo vertical para el pulso de láser como:

$$\beta_f = \arctan [(H-h)/l_f]$$

- 15 donde H = altura del LRF 20 por encima del suelo, h = altura de la nariz de la aeronave esperada, y l_f = la distancia desde el LRF 20 a la mitad de la zona de captura 50. Esa ecuación da como resultado un ángulo vertical para el espejo 21 que permitirá que la búsqueda sea a la altura correcta en la mitad de la zona de captura 50 para el aeroplano 12 esperado.
- 20 Alternativamente, el sistema 10 puede almacenar en la base de datos valores de β_f para diferentes tipos de aeronaves a una cierta distancia. Sin embargo, almacenar β_f limita la flexibilidad del sistema 10 debido a que puede capturar una aeronave 12 solamente a una sola distancia desde el LRF 20

25 En la zona de captura 50 y utilizando este ángulo vertical, el microprocesador 26 dirige el láser para explorar horizontalmente en pulsos de aproximadamente 0,1 grado de separación. El microprocesador 26 explora horizontalmente variando α , partiendo el ángulo horizontal desde una línea central del LRF 20, entre $\pm\alpha_{max}$ un valor definido en la instalación. Por lo general, α_{max} se fija en 50, lo que, utilizando pulsos de 0,1 grados, es equivalente a 5 grados y produce una exploración de 10 grados.

- 30 La liberación de los pulsos de láser resulta en ecos o reflexiones desde objetos en la zona de captura 50. El dispositivo de detección del LRF 20 captura los pulsos reflejados, calcula la distancia al objeto a partir del tiempo entre la transmisión de pulsos y la recepción del eco, y envía el valor de distancia calculado de cada eco al microprocesador 26. El microprocesador 26 almacena, en registros separados en un dispositivo de almacenamiento de datos, el número total de ecos o aciertos en cada sector de 1 grado de la zona de captura 50. (70) Debido a que
- 35 los pulsos son generados en intervalos de 0,1 grados, se pueden producir hasta diez ecos en cada sector. El microprocesador 26 almacena esos aciertos en variables tituladas s_{α} , donde α varía de 1 a 10 para reflejar cada rebanada de un grado de la zona de captura 50 de diez grados.

40 Además de almacenar el número de aciertos por sector, el microprocesador 26 almacena, de nuevo en un dispositivo de almacenamiento de datos, la distancia desde el LRF 20 al objeto para cada acierto o eco. Almacenar la distancia a cada reflexión requiere un medio de almacenamiento lo suficientemente grande para almacenar hasta diez aciertos en cada grado 1 de la zona de captura 50 o hasta 100 valores posibles. Debido a que, en muchos casos, la mayor parte de las entradas estarán vacías, las técnicas de programación bien conocidas reducen los requisitos de almacenamiento por debajo de 100 registros que tienen siempre asignados para esos valores.

45 Una vez que los datos están disponibles para una exploración, el microprocesador 26 calcula el número total de ecos, S_T , en la exploración sumando las s_{α} 's. El microprocesador 26 calcula entonces S_M , la mayor suma de ecos en tres sectores adyacentes. (72) En otras palabras, S_M es la mayor suma de ($s_{\alpha-1}$, s_{α} , $s_{\alpha+1}$).

- 50 Una vez que calcula S_M y S_T , el microprocesador 26 determina si los ecos son de un aeroplano 12 entrante. Si S_M no es mayor que 24, no se ha encontrado ningún avión 12, y el microprocesador 26 vuelve al inicio del modo de captura 62. Si la suma mayor de ecos, S_M , es mayor que 24 (74), un "posible" aeroplano 12 ha sido localizado. Si un "posible" aeroplano 12 ha sido localizado, el microprocesador comprueba si S_M/S_T es mayor que 0,5 (76), o los tres sectores adyacentes con la suma mayor contienen al menos la mitad de todos los ecos recibidos durante la
- 55 exploración.

Si S_M/S_T es mayor que 0,5, el microprocesador 26 calcula la ubicación del centro del eco. (78, 82) La ubicación angular del centro del eco se calcula como:

$$60 \quad \alpha_1 = \alpha_v + (S_{\alpha+1} - S_{\alpha-1}) / (S_{\alpha-2} + S_{\alpha} + S_{\alpha+1})$$

donde S_{α} es la S_{α} que dio S_M y α_v es el sector angular que corresponde a esa S_{α} .

La posición longitudinal del centro del eco se calcula como:

$$l_t = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{10} l_{avi}$$

5 donde el l_{avi} son los valores medidos, o distancias al objeto, para los pulsos que devuelven un eco desde el sector α_v y donde n es el número total de valores medidos en ese sector. (78, 82) Debido a que el mayor número posible de valores medidos es diez, n debe ser menor o igual a diez.

10 Sin embargo, si $S_M / S_T < 0,5$, los ecos pueden haber sido causados por nieve o por otras aeronaves en la gama cercana. Si la causa es una aeronave a corta distancia, esa aeronave estará posicionada probablemente bastante cerca de la línea central por lo que se supone que α_1 debe ser cero en lugar del valor calculado anteriormente y que l debe ser la distancia media dada por los tres sectores medios. (80) Si la distribución de distancia es demasiado grande, el microprocesador 26 no ha encontrado un aeroplano 12 y vuelve al inicio del modo de captura 62. (81).

15 Después de calcular la posición de la aeronave 12, el sistema 10 cambia al modo de ataque 400.

Modo de ataque

20 El modo de ataque 400 ilustrado en las figuras 4A y 4B incluye cuatro fases: la fase de seguimiento 84, la fase de medición de altura 86, la fase 404 de reconocimiento de perfil, y la fase 408 de criterios de aeronave. En la fase de seguimiento 84, el sistema 10 vigila la posición de la aeronave 12 entrante y proporciona al piloto información sobre la ubicación axial 31 y la distancia desde el punto de parada 53 del avión a través del visualizador 18. El sistema 10 inicia el seguimiento de la aeronave 12 mediante la exploración horizontal.

25 Haciendo referencia a la figura 8, durante la primera exploración en la fase de seguimiento, el microprocesador 26 dirige el LRF 20 para enviar pulsos de láser en pasos angulares individuales, α o, preferiblemente, a intervalos de 0,1 grados entre $(\alpha_t - \alpha_p - 10)$ y $(\alpha_t + \alpha_p + 10)$, donde α_t se determina durante el modo de captura 62 como la posición angular del centro del eco y α_p es la posición angular mayor en la columna de perfil actual que contiene valores de distancia.

30 Después de la primera exploración, α se mueve de delante hacia atrás con un paso por cada valor recibido de LRF entre $(\alpha_s - \alpha_p - 10)$ y $(\alpha_s + \alpha_p + 10)$, en donde α_s es la posición angular del acimut determinado durante la exploración anterior.

35 Durante la fase de seguimiento 84, el ángulo vertical β se fija en el nivel requerido para la nave identificada 12 a su distancia actual desde el LRF 20 que se obtiene de la tabla I de perfiles de referencia. La columna de perfiles actual es la columna que representa una posición inferior pero más cercana a l_t .

40 El microprocesador 26 utiliza la distancia desde el punto de parada 53 para encontrar el ángulo vertical para la distancia actual del aeroplano en la tabla I de perfiles. Durante la primera exploración, la distancia, l_t , calculada durante el modo de captura 62, determina la columna apropiada de la tabla I de perfiles y por lo tanto el ángulo de la aeronave 12. Para cada exploración subsiguiente, el microprocesador 26 utiliza la P en la columna de la tabla I de perfiles que refleja la distancia actual desde el punto de parada 53. (112)

45 Utilizando los datos de las exploraciones y los datos en la tabla I de perfiles horizontales, el microprocesador 26 crea una tabla II de comparación. La tabla II de comparación es una tabla de dos dimensiones con el número del pulso, o el número de paso angular, como índice 91, i , para las filas. Usando este índice, se puede acceder a la siguiente información, representada como columnas de la tabla, para cada fila: l_i 92, la distancia medida al objeto en ese paso angular; l_k 93, el valor medido compensado por el sesgo causado por el desplazamiento (igual a l_i menos la calidad s_m , el desplazamiento total durante la última exploración, menos la calidad i multiplicada por s_p , el desplazamiento promedio durante cada paso en la última exploración, es decir, $l_i - (s_m - i s_p)$); d_i 94, la distancia entre el perfil generado y el perfil de referencia (igual a r_{ij} , el valor de perfil para el correspondiente ángulo a la distancia de perfil j menos l_{ki}); a_i 95, la distancia de la nariz de la aeronave y el equipo de medición (igual a r_{j50} , el valor de perfil de referencia a cero grados, menos d_i); a_c 96, la distancia de nariz estimada después de cada paso (igual a a_m , la distancia de nariz al final de la última exploración, menos la cantidad i multiplicada por s_p); a_d , la diferencia entre la distancia de nariz estimada y medida (igual al valor absoluto de a_i menos a_c); y Nota 97 que indica los ecos que probablemente están causados por una aeronave.

60 Durante la primera exploración en la fase de seguimiento 84, el sistema 10 utiliza la columna de perfiles horizontales que representa una posición de la aeronave, j , inferior pero más cercana al valor de l_t . Para cada nueva exploración, se elige la columna de perfiles cuyo valor es inferior pero más cercano a $(a_m - s_m)$ donde a_m es la última distancia medida a la aeronave 12 y s_m es el desplazamiento de la aeronave durante la última exploración. Además, los

valores del perfil se desplazan lateralmente α_s para compensar la posición lateral de la aeronave. (112)

5 Durante cada exploración, el microprocesador 26 también genera una Tabla de Distribución de Distancias (DDT). Esa tabla contiene la distribución de valores a_i como aparecen en la tabla II de comparación. Por lo tanto, la DDT tiene una entrada que representa el número de apariciones de cada valor de a_i en la tabla II de comparación en incrementos de 1 metro entre 10 y 100 metros.

10 Después de cada exploración, el sistema 10 utiliza la DDT para calcular la distancia promedio, a_m , al punto de parada 53 correcto. El microprocesador 26 explora los datos en la DDT para encontrar las dos entradas adyacentes en la DDT para las cuales la suma de sus valores es la más grande. El microprocesador 26 entonces marca la columna de la Nota 97 en la tabla II de comparación para cada fila que contiene una entrada para a_i correspondiente a cualquiera de las dos filas de la DDT que tienen la suma más grande. (114)

15 El 10 sistema determina entonces la desviación lateral de descentramiento. (116) El microprocesador 26 primero establece:

$$2d = \alpha_{\max} - \alpha_{\min}$$

20 donde α_{\max} y α_{\min} son los valores de α más alto y más bajo para un bloque continuo marcado de valores de d_j en la tabla II de comparación. Además, el microprocesador 26 calcula:

$$Y_1 = \sum d_i$$

25 para la mitad superior de los d_j marcados en el bloque y:

$$Y_2 = \sum d_i$$

para la mitad inferior del bloque. Usando Y_1 e Y_2 , "a" 116 se calcula como:

$$30 \quad a - k \times (Y_1 - Y_2)/d^2$$

35 donde k está dado en el perfil de referencia. Si "a" supera un valor dado, preferiblemente fijado en 1, se supone que existe una desviación lateral aproximadamente igual a "a". La columna l_i de la tabla II de comparación se desplaza entonces "a" pasos y la tabla II de comparación se vuelve a calcular. El proceso continúa hasta que "a" es menor que un valor establecido empíricamente, preferiblemente 1. El desplazamiento total, α_s , de la columna l_i se considera igual a la desviación lateral o descentramiento. (116) Si el descentramiento lateral es mayor que un valor predeterminado, preferiblemente fijado en 1, el perfil se ajusta lateralmente antes de la siguiente exploración. (118, 120)

40 Después de que se compruebe el descentramiento lateral, el microprocesador 26 proporciona el ajuste total lateral del perfil, que corresponde a la posición lateral 31 de la aeronave 12, en el visualizador 18. (122)

El microprocesador 26 seguidamente calcula la distancia a la nariz de la aeronave, a_m

$$45 \quad a_m = \sum(a_i \text{ marcado})/N$$

50 donde N es el número total de a_i marcados. A partir de a_m , el microprocesador 26 puede calcular la distancia desde el avión 12 al punto de parada 53 restando la distancia desde el LRF 20 al punto de parada 53 de la distancia de la nariz de la aeronave. (124)

Una vez calcula la distancia al punto de parada 53, el microprocesador 26 calcula el desplazamiento promedio durante la última exploración, s_m . El desplazamiento durante la última exploración se calcula como:

$$55 \quad S_m = a_{m-1} - a_m$$

donde a_{m-1} y a_m pertenecen a las dos últimas exploraciones. Para la primera exploración en la fase de seguimiento 84, S_m se fija en 0.

60 El desplazamiento promedio durante cada paso se calcula como:

$$S_p = S_m/P$$

donde P es el número total de pasos para el último ciclo de exploración.

5 El microprocesador 26 informará al piloto de la distancia a la posición de parada 53 mostrándola en la unidad de visualizador 18, 29. Al mostrar la distancia a la posición de parada 29, 53 después de cada exploración, el piloto recibe información constantemente actualizada en tiempo real acerca de lo lejos que está el avión 12 de la parada.

10 Si la aeronave 12 es en el área de visualización 52, tanto en el lateral 31 y la posición longitudinal 29 se proporcionan en el visualizador 18. (126, 128) Una vez que el microprocesador 26 muestra la posición de la aeronave 12, termina la fase de seguimiento.

15 Una vez que completa la fase de seguimiento, el microprocesador 26 verifica que no se ha perdido el seguimiento mediante la comprobación de que el número total de filas marcadas dividido por el número total de valores medidos, o ecos, en la última exploración es mayor que 0,5. (83) En otras palabras, si más del 50% de los ecos no corresponden al perfil de referencia, el seguimiento se ha perdido. Si el seguimiento se ha perdido y la aeronave 12 está a más de 12 metros del punto de parada, el sistema 10 vuelve al modo de captura 62. (85) Si el seguimiento se ha perdido y la aeronave 12 está a menos de o a 12 metros del punto de parada 53, el sistema 10 enciende la señal de parada para informar al piloto de que ha perdido el seguimiento. (85, 87)

20 Si el seguimiento no se ha perdido, el microprocesador 26 determina si la altura de nariz se ha determinado. (13) Si la altura todavía no se ha determinado, el microprocesador 26 entra en la fase de medición de altura 86. Si la altura ya ha sido determinada, el microprocesador 26 comprueba para ver si el perfil se ha determinado (402).

25 En la fase de medición de altura, ilustrada en la figura 9, el microprocesador 26 determina la altura de nariz dirigiendo el LRF 20 para que explore verticalmente. La altura de nariz es utilizada por el sistema para asegurar que las exploraciones horizontales se realizan a través de la punta de la nariz.

30 Para comprobar la altura de nariz, el microprocesador 26 fija β en un valor predeterminado β_{max} y entonces lo baja a intervalos de 0,1 grados una vez por pulso recibido/reflejado hasta que alcanza β_{min} , otro valor predeterminado. β_{min} y β_{max} se fijan durante la instalación y por lo general son de -20 y 30 grados respectivamente. Después de que β alcance β_{min} , el microprocesador 26 dirige los motores graduales 24, 25 hasta que alcanza β_{max} . Esa exploración vertical se realiza con α fijado en α_s , la posición en azimut de la exploración anterior.

35 Utilizando la distancia de aeronave medida, el microprocesador 26 selecciona la columna en la tabla de perfiles verticales más cercana a la distancia medida. (140) Utilizando los datos de la exploración y los datos en la tabla de perfiles verticales, el microprocesador 26 crea una tabla de comparación mostrada en la presente memoria como tabla II. La tabla II es una tabla de dos dimensiones con el número del pulso, o número de paso angular, como índice 91, i , para las filas. Usando este índice, se puede acceder a la siguiente información, representada como columnas de la tabla, para cada fila: l_i 92, la distancia medida al objeto en ese paso angular; l_k 93, el valor medido compensado por el sesgo causado por el desplazamiento (igual a l_i menos la cantidad s_m , el desplazamiento total durante la última exploración, menos la cantidad i multiplicada por s_p , el desplazamiento promedio durante cada paso en la última exploración); d_i 94, la distancia entre el perfil generado y el perfil de referencia (igual a r_{ij} , el valor de perfil para el correspondiente ángulo a la distancia de perfil j , menos l_{ki}); a_i 95, la distancia de la nariz de la aeronave y el equipo de medición (igual a r_{j50} , el valor de perfil de referencia a cero grados, menos d_i); a_c 96, la distancia de nariz estimada después de cada paso (igual a a_m , la distancia de nariz al final de la última exploración, menos la cantidad i multiplicada por s_p); a_d , la diferencia entre la distancia de nariz estimada y medida (igual al valor absoluto de a_i menos a_c); y Nota 97 que indica los ecos que probablemente están causados por una aeronave 12.

50 Durante cada exploración el microprocesador 26 también genera una Tabla de Distribución de Distancias (DDT). Esa tabla contiene la distribución de valores a_i como aparecen en la tabla II. De este modo, la DDT tiene una entrada que representa el número de apariciones de cada valor de a_i en la tabla II en incrementos de 1 metro entre 10 y 100 metros.

55 Después de cada exploración, el sistema 10 utiliza la DDT para calcular la distancia promedio, a_m , al punto de parada 53 correcto. El microprocesador 26 explora los datos en la DDT para encontrar las dos entradas adyacentes en la DDT para las cuales la suma de sus valores es la más grande. El microprocesador 26 entonces marca la columna de la Nota 97 en la tabla II de comparación para cada fila que contiene una entrada para a_i correspondiente a cualquiera de las dos filas de la DDT que tienen la suma más grande. (142)

60 Una vez que se completa el cálculo de la distancia promedio al punto de parada 53 correcto, el microprocesador 26 calcula el desplazamiento promedio durante la última exploración, s_m . El desplazamiento durante la última exploración se calcula como:

$$s_m = a_{m-1} - a_m$$

donde a_{m-1} y a_m pertenecen a las dos últimas exploraciones. Para la primera exploración en la fase de seguimiento 84, s_m se fija en 0. El desplazamiento promedio s_p durante cada paso se calcula como:

5

$$s_p = s_m/P$$

donde P es el número total de pasos para el último ciclo de exploración.

10 El cálculo de la altura real de nariz se realiza añadiendo la altura nominal de nariz, altura predeterminada de la aeronave esperada cuando está vacía, a la desviación vertical o de altura. Por consiguiente, para determinar la altura de nariz, el sistema 10 primero determina la desviación vertical o de altura. (144) La desviación vertical se calcula estableciendo:

$$15 \quad 2d = \beta_{max} - \beta_{min}$$

donde β_{max} y β_{min} son los valores de β más alto y más bajo para un bloque continuo marcado de valores de d_j en la tabla II de comparación. Además, el microprocesador 26 calcula:

$$20 \quad Y_1 = \sum d_i$$

para la mitad superior de los d_j marcados en el bloque y:

$$25 \quad Y_2 = \sum d_i$$

para la mitad inferior del bloque. Usando Y_1 e Y_2 , "a" 116 se calcula como:

$$a - k \times (Y_1 - Y_2)/d^2$$

30 donde k está dado en el perfil de referencia. Si "a" supera un valor dado, preferiblemente 1, se supone que existe una desviación vertical aproximadamente igual a "a". La columna l_i de la tabla II de comparación se desplaza entonces "a" pasos, la tabla II de comparación se vuelve a cribar, y "a" se recalcula. Ese proceso continúa hasta que "a" es menor que un valor dado, preferiblemente 1. El desplazamiento total, β_s de la columna l_i se considera igual a la desviación de altura. (144) Los valores de β_i en la tabla II de comparación vertical se ajustan entonces como $\beta_j + \Delta\beta_j$ donde la desviación de altura $\Delta\beta_j$ es:

35

$$\Delta\beta_j = \beta_s \times (a_{m\beta} + a_s) / (a_j + a_s)$$

y donde $a_{m\beta}$ es el valor válido de a_m cuando β_s se calculó.

40

Una vez que se determina la desviación de altura, el microprocesador 26 comprueba si es mayor que un valor predeterminado, preferiblemente 1. (146) Si la desviación es mayor que ese valor, el microprocesador 26 ajusta el perfil verticalmente correspondiendo a esa desviación. (148) El microprocesador 26 almacena el ajuste vertical como la desviación con respecto a la altura nominal de nariz. (150) La altura real de la aeronave es la altura nominal de nariz más la desviación.

45

Si se determina la altura de nariz, o una vez que la fase de medición de altura 86 se ejecuta, el microprocesador 26 entra en la fase de identificación ilustrada en la figura 10 (133, 88). En la fase de identificación 88, el microprocesador 26 crea una tabla II de comparación para reflejar los resultados de otra exploración vertical y el contenido de la tabla de perfiles. (152, 154). Otra exploración vertical se lleva a cabo en la fase de identificación 88 debido a que la exploración previa puede haber proporcionado suficientes datos para la determinación de la altura pero no suficientes para la identificación. De hecho, puede ser necesario hacer varias exploraciones antes de que se pueda hacer una identificación positiva. Después de calcular el descentramiento vertical 156, comprobar que no es demasiado grande (158) y ajustar el perfil verticalmente correspondiendo al descentramiento (160) hasta que el descentramiento cae por debajo de una cantidad dada, preferiblemente 1, el microprocesador 26 calcula la distancia promedio entre ecos marcados y el perfil y la distancia media entre los ecos marcados y que la distancia promedio. (162)

55

La distancia promedio d_m entre el perfil medido y corregido y la desviación T con respecto a esa distancia promedio se calcula después de las exploraciones vertical y horizontal como sigue:

60

$$d_m = \sum d_i / N$$

$$T = \sum |d_i - d_m| / N$$

5 Si T es menor que un valor dado, preferiblemente 5, para ambos perfiles, se juzga que el avión 12 es del tipo correcto siempre que se reciban un número suficiente de ecos. (164) Si se recibe un número suficiente de ecos se basa en:

$$N/\text{tamaño} > 0,75$$

10 donde N es el número de ecos "aceptados" y "tamaño" es el número máximo de valores posibles. Si la aeronave 12 no es del tipo correcto, el microprocesador enciende la señal de parada 136 y suspende el modo de atraque 400.

15 Si se determina el perfil (402), o una vez que la fase de determinación del perfil se ejecuta (404), el microprocesador 26 determina si se determina el criterio de aeronaves (406). Si no, se ejecuta la fase criterio de aeronave 408, que se ilustra en las figuras 11 y 12.

20 Con el fin de que el criterio se cumpla, los ecos deben ser devueltos desde la ubicación donde hay un motor en el avión esperado. Como hay cierta incertidumbre en la medición, puede haber ecos que en realidad provienen del motor, pero parece que vienen de fuera del motor. Por lo tanto, se debe definir un espacio Vi, llamado volumen interior o volumen activo, alrededor del motor, de tal manera que se considera que los ecos desde Vi provienen del motor. La figura 12 expone un Vi de muestra alrededor de un motor 13 de un aeroplano 12.

25 Un motor está caracterizado porque para una exploración horizontal hay una superficie reflectante rodeada por espacio libre. Con el fin de ser capaz de discriminar entre un motor y, por ejemplo, un ala, debe definirse otro espacio Vo alrededor del motor donde debe haber muy pocos ecos o ninguno. El espacio Vo se denomina volumen exterior o volumen pasivo. La figura 12 expone también un Vo de muestra alrededor de Vi.

30 El motor está definido por sus coordenadas (dx, dy, dz) para el centro de la parte delantera del motor con respecto a la nariz y por su diámetro D. Los parámetros se almacenan en una base de datos para todos los tipos de aeronaves.

Vi y Vo están definidos por la extensión lateralmente (dirección x) y longitudinalmente (dirección z) desde ese centro de motor. La posición vertical de la máquina puede ser dada como (altura de nariz + dy).

35 Para un motor en el ala, Vi y Vo se definen por los siguientes rangos de coordenadas:

Vi:

dirección x: $\pm(D / 2 + 1 \text{ m})$

40 dirección z: +3 m, -1 m

Vo:

45 dirección x: $\pm 2 \text{ m}$ desde Vi

dirección z: $\pm 1,5 \text{ m}$ desde Vi

50 Para motores de cola la definición es la misma excepto por Vo en la dirección x, que está dado por + 2 m desde Vi. De lo contrario ecos del fuselaje podrían caer dentro de Vo y el criterio no se cumpliría.

Por último, el criterio es:

$$Vi / (Vi + Vo) > 0,7$$

55 El valor de umbral 0,7 en el criterio se determina empíricamente. Igual pasa con los límites dados anteriormente para Vi y Vo. En el momento en que dichos valores se eligen de manera que se evitan fallos innecesarios de identificación y son diferentes dependiendo sólo de si el motor está en el ala o en la cola. Como se acumulan datos de atraque, se ajustarán, probablemente diferentes para diferentes tipos de aeronave, para lograr una discriminación cada vez mejor.

La fase de criterio de aeronave 408 aplica los principios anteriores como se muestra en el diagrama de flujo de la figura 11. Cuando comienza la fase de criterio de aeronave, el LRF está dirigido hacia el motor u otro criterio seleccionado de aeronave en el paso 1102. En el paso 1104 se halla el número de ecos en V_i , y en el paso 1106 se halla el número de ecos en V_o . En el paso 1108, se determina si $V_i / (V_i + V_o)$ supera el valor de umbral. Si es así, el criterio de aeronave se indica como cumplido (OK) en el paso 1110. De lo contrario, el criterio de aeronave se indica como no cumplido (no OK) en el paso 1112.

Si se ha determinado el criterio de aeronave (406), o una vez que la fase de criterio de aeronave está completa (408), el microprocesador 26 determina si la aeronave 12 ha sido identificada. (410). Si la aeronave 12 ha sido identificada, el microprocesador 26 comprueba si la aeronave 12 ha alcanzado la posición de parada. (412). Si se alcanza la posición de parada, el microprocesador 26 enciende la señal de parada, con lo cual el sistema 10 ha completado el modo de atraque 400. (414) Si la aeronave 12 no ha alcanzado la posición de parada, el microprocesador 26 vuelve a la fase de seguimiento 84.

Si no se identifica la aeronave 12, el microprocesador 26 comprueba si la aeronave 12 está a menos de o a 12 metros de la posición de parada 53. (416) Si la aeronave 12 no está a más de 12 metros de la posición de parada 53, el sistema 10 enciende la señal de parada para informar al piloto de que la identificación ha fallado. (418) Después de mostrar la señal de parada, el sistema 10 se apaga.

Si la aeronave 12 está a más de 12 metros del punto de parada 53, el microprocesador 26 vuelve a la fase de seguimiento 84.

En una posible implementación, la distancia nominal (longitudinal y lateral) desde la nariz hasta el motor se usa como criterio de aeronave. En esa implementación, el atraque se detiene si la distancia de nariz a motor, según lo medido en el paso 408, es más de 2 metros más corta que la de la aeronave esperada. Si la diferencia es menos de 2 metros, todavía puede ser posible aceptar una aeronave del tipo equivocado de forma segura. En este último caso, si el margen de seguridad entre el motor y una estructura de la puerta de aeropuerto es de tres metros para el tipo correcto de aeronave, el margen de seguridad para el otro tipo de avión es todavía por lo menos de un metro. Ensayos han demostrado que la posición del motor puede ser situada dentro de aproximadamente ± 1 metro y que la altura de nariz puede determinarse dentro de $\pm 0,5$ metros.

La figura 13 muestra la distancia nominal de nariz a motor de una aeronave 12. La distancia desde la nariz de la aeronave hasta su motor 13 es de particular interés, ya que el motor 13 está en una posición tal que la identificación errónea puede dar lugar a una colisión entre el motor 13 y un componente de la puerta. También se muestran límites de tolerancia hacia adelante y hacia atrás para la posición del motor 13 que definen las extensiones hacia adelante y hacia atrás de V_i .

La figura 14 muestra una aplicación del procedimiento de identificación descrito anteriormente y, en particular, muestra lo que puede ocurrir si el sistema está configurado para un avión seleccionado 12A, pero otro avión 12B intenta atracar en esa puerta. Si un tipo de aeronave 12B diferente a la aeronave seleccionada 12A es aceptado en la puerta, la aeronave 12B será detenida con la nariz en la misma posición en la que sería detenida la nariz de la aeronave seleccionada 12A. Como resultado de ello, el margen de seguridad, que es la distancia desde el motor hasta el componente más cercano de la puerta, tal como el puente 15, es diferente entre la aeronave 12A y 12B, si las distancias de nariz a motor de esas aeronaves son diferentes. Como se puede ver en la figura 14, el margen de seguridad para la aeronave 12B es igual al margen de seguridad para la aeronave 12A menos la diferencia en distancias de nariz a motor. Si, por ejemplo, el margen de seguridad para la aeronave 12A es 3 m, y la distancia de nariz a motor para el avión 12B es 3,5 m más corto que el de la aeronave 12A, el motor 13B de la aeronave 12B chocará con el puente 15. Por lo tanto, si se detienen a todos los tipos de aeronaves para los que la distancia de nariz a motor es demasiado pequeña en comparación con la de la aeronave seleccionada 12A, es decir, no son aceptados en la puerta, el margen de seguridad siempre se puede mantener a un nivel aceptable.

Ahora se considerará una situación en la cual la aeronave está a un ángulo con relación al DGS 10. Como se muestra en la figura 15A, una primera aeronave 12D puede ser alineada correctamente en relación con el DGS 10, mientras que una segunda aeronave 12D puede desviarse de la alineación correcta un ángulo de guiñada γ . Una descripción de muy alto nivel de la técnica utilizada en tal situación es que se determina el ángulo de guiñada de la aeronave, y el perfil se hace girar para que coincida con ese ángulo de guiñada.

La figura 15 muestra un diagrama de flujo de la técnica. En el paso 1502, las coordenadas polares de los ecos devueltos por la aeronave se convierten en coordenadas cartesianas. En el paso 1504, se calcula el ángulo de guiñada. En el paso 1506, se hace girar el perfil de ecos. En el paso 1508, se detectan las características de identificación de la manera ya descrita.

El paso 1502 se lleva a cabo de la siguiente manera. Las coordenadas de eco recibidas de la aeronave se convierten de coordenadas polares (α_j , r_j) en coordenadas cartesianas (x_j , y_j) con el origen en la punta de la nariz

(α_{nose} , r_{nose}) y con el eje y a lo largo de la línea desde la unidad de láser a través de la punta de la nariz de la siguiente manera:

$$x_j = r_j \sin \alpha_j$$

5

$$y_j = r_j \cos \alpha_j - r_{nose}$$

10

El paso 1504 se lleva a cabo de una manera que se explicará con referencia a las figuras 16 y 17. La figura 16 es un diagrama que muestra la geometría de las líneas de regresión en cada lado de la punta de la nariz. La figura 17 es un diagrama de flujo que muestra pasos del algoritmo.

15

El algoritmo se basa en las líneas de regresión, calculadas para ecos en una región definida detrás de la punta de la nariz. Si hay un número suficiente de ecos en ambos lados de la nariz, entonces el ángulo de guiñada se calcula a partir de la diferencia en el ángulo entre las líneas de regresión. Si sólo se puede calcular la línea de regresión para un lado de la nariz, por ejemplo debido al ángulo de guiñada, entonces el ángulo de guiñada se calcula a partir de la diferencia en el ángulo entre la línea de regresión y la correspondiente parte del perfil de referencia.

20

En el paso 1702, las coordenadas de eco se convierten en coordenadas cartesianas (x_j , y_j) de la manera descrita anteriormente. En el paso 1704, se calculan las coordenadas aproximadas de la punta de la nariz.

25

En el paso 1706, los ecos son examinados de la siguiente manera. Ecos no representativos para la forma general de la imagen de eco se quitan antes de que se calcule el ángulo de la imagen de eco. El cribado de ecos comienza desde el origen (la señalada punta de la nariz) y elimina ambos ecos si un eco en el siguiente paso angular superior está a una distancia igual o más corta.

En el paso 1708, por cada eco, la distancia R_{nj} a la punta de la nariz se calcula como:

$$R_{nj} = \sqrt{x_j^2 + y_j^2}$$

30

En el paso 1710, para cada lado de la punta de la nariz, los ecos se seleccionan para el que R_{nj} son más grandes que R_{min} que es una constante (del orden de 1-2 m) definida específicamente para cada tipo de aeronave. En el paso 1712, se calculan los siguientes valores medios:

$$x_{leftmean} = 1/n_{left} \times \sum x_{jleft}$$

$$x_{rightmean} = 1/n_{right} \times \sum x_{jright}$$

$$y_{leftmean} = 1/n_{left} \times \sum y_{jleft}$$

$$y_{rightmean} = 1/n_{right} \times \sum y_{jright}$$

$$x^2_{leftmean} = 1/n_{left} \times \sum x^2_{jleft}$$

$$x^2_{rightmean} = 1/n_{right} \times \sum x^2_{jright}$$

$$xy_{leftmean} = 1/n_{left} \times \sum (x_{jleft} \times y_{jleft})$$

$$xy_{rightmean} = 1/n_{right} \times \sum (x_{jright} \times y_{jright})$$

35

en donde n = el número de ecos $\geq R_{min}$ en un respectivo lado, y el subíndice *right* o *left* identifica respectivamente el lado derecho o izquierdo al que se aplica una cantidad particular.

40

En el paso 1712, cada de ángulo v_{reg} de la línea de regresión para el eje y se calcula como:

$$v_{reg} = \operatorname{arccot} \left\{ \frac{xy_{mean} - x_{mean}y_{mean}}{x^2_{mean} - (x_{mean})^2} \right\}$$

El subíndice *mean* (media) debe ser leído como *leftmean* o *rightmean* de acuerdo con si el ángulo se calcula en el

lado izquierdo o derecho de la nariz.

El ángulo de guiñada γ se calcula de la siguiente manera. En el paso 1714, se determina si el número N de ecos en ambos lados de la nariz es mayor que un valor predeterminado N, por ejemplo 5. Si es así, entonces en el paso 1718, γ se calcula como:

$$\gamma = (v_{regleft} + v_{regright})/2$$

donde $v_{regleft}$ y $v_{regright}$ son los ángulos calculados para los lados izquierdo y derecho de la nariz utilizando el procedimiento del paso 1712. Por otro lado, si $n < N$ en un lado de la nariz, el perfil de referencia se utiliza para el cálculo. En el paso 1720, se identifican el lado y el segmento del perfil que corresponden a la parte en la que $n > N$. En el paso 1722, se calcula el ángulo v_{refreg} para ese segmento usando el procedimiento del paso 1712. A continuación se calcula γ en el paso 1718 como $\gamma = (v_{refreg} - v_{reg})$.

Una vez que se calcula el ángulo de guiñada, entonces, en el paso 1506, el perfil de ecos se hace girar en consecuencia. Más específicamente, el perfil de ecos se convierte de un sistema de coordenadas cartesianas (x, y) a otro (u, v) que tiene el mismo origen pero se hace girar en un ángulo igual al ángulo de guiñada γ , como se muestra en la figura 18. La rotación del perfil de ecos se describirá ahora con referencia a las figuras 18 y 19.

En el paso 1902, se calculan las coordenadas aproximadas de la punta de la nariz. En el paso 1904, las coordenadas de eco se convierten de coordenadas polares a cartesianas (x_i, y_i) con la punta de la nariz como origen del sistema de coordenadas. La técnica para hacerlo se ha descrito anteriormente. En el paso 1906, las coordenadas de eco son convertidas del sistema de coordenadas (x, y) al sistema de coordenadas (u, v), como se muestra en la figura 18, por medio de las siguientes fórmulas:

$$u_i = x_i \cos \gamma + y_i \sin \gamma;$$

$$v_i = -x_i \sin \gamma + y_i \cos \gamma.$$

Las coordenadas de eco así rotadas se utilizan para identificar la aeronave en la forma descrita anteriormente.

Ahora se describirá cómo fijar los parámetros que definen las líneas centrales (CL), curvas así como rectas, con referencia a las figuras 20-22. Un sistema de atraque puede manejar varias líneas centrales con la técnica que se describirá.

La CL se especifica como una curva lineal a tramos, donde α, l son coordenadas (α -lateralmente, l-longitudinalmente) para los puntos de ruptura, y se utilizan como parámetros de definición. El número de coordenadas utilizadas se elige con respecto a la precisión de posicionamiento requerido. Una CL recta es definida por las coordenadas de dos puntos (por ejemplo, a la distancia de enganche y en una posición de parada). El número de coordenadas necesarias para una CL curva depende de su radio.

El microprocesador 26 se utiliza en el modo de ajuste de CL del paso 2002, en el que las CL se mapean en el microprocesador. Una CL que se va a definir se selecciona de un menú. Uno o más postes de calibración con altura conocida y una parte superior que se reconoce fácilmente en la imagen de calibración se colocan en diferentes posiciones en esa CL. Para cada poste, se escribe la altura del poste, y se engancha la parte superior del poste como aparece en la imagen de calibración. Las coordenadas α y l para el poste se introducen automáticamente en la tabla para esa CL. El procedimiento se repite para cada poste. Las coordenadas de los distintos postes se ordenan en la tabla por sus valores de l. El número de postes necesarios depende del tipo de CL, necesiándose solamente dos con una CL recta y necesitando más una CL curva.

El cálculo del descentramiento de la nariz desde la rueda de nariz se discutirá ahora. La CL se da normalmente como el rastro ideal de la rueda de nariz, pero la orientación dada a la aeronave se basa normalmente en la posición de la nariz. Eso significa que, en caso de una CL curva, o bien las coordenadas de CL deben ser convertidas en coordenadas de nariz, o bien la posición de la nariz se debe convertir en la posición de la rueda de nariz. Se elige esto último, lo que significa que el ángulo de guiñada (v_{rot}) de la aeronave se determina en el paso 2004 de la manera descrita anteriormente.

La posición de la rueda de nariz (α_w, l_w) se calcula en el paso 2006 como sigue:

$$\alpha_w = \alpha_n + l_{nw} \times \sin v_{rot} / (l_n + l_{nw} \times \cos v_{rot}) \quad (\text{in rad.})$$

$$l_w \approx l_n + l_{nw} \times \cos v_{rot}$$

donde:

5 α_w l_n : posición medida de la nariz;

l_{nw} : distancia de rueda de nariz; y

v_{rot} : ángulo de guiñada estimado de la aeronave.

10

El descentramiento de la rueda de nariz de la CL se calcula en el paso 2008 como sigue:

$$\text{Descentramiento} = \alpha_i - \alpha_w + (l_w - l_i)(\alpha_{i+1} - \alpha_i)/(l_{i+1} - l_i)$$

15 donde:

α_i , l_i es el par de coordenadas de CL con valor de l_i justo por debajo de l_w ; y

α_{i+1} , l_{i+1} es el par de coordenadas de CL con valor l_i justo por encima de l_w .

20

Los cálculos del paso 2006 se explicarán ahora con referencia a la figura 21, en los que:

l_{nw} : distancia de la rueda de nariz

25

v : ángulo de guiñada estimado de aeronave

x : posición lateral estimada de la rueda de nariz

$$\alpha_w \approx \alpha_n + x/(l_n + l_{nw} \times \cos v) \quad (\text{in rad.})$$

30

$$l_w \approx l_n + l_{nw} \times \cos v$$

$$x = l_{nw} \times \sin v$$

35

Los cálculos del paso 2008 se explicarán ahora con referencia a la figura 22, en los que x_0 / y_0 representa la posición estimada de la rueda de nariz y x_j / y_j representa los puntos de ruptura en el modelo lineal a tramos de una CL curva. El descentramiento "real" de la CL es la distancia medida en ángulo recto con la CL. Una aproximación de esa distancia es la distancia medida en ángulo recto con el haz de láser desde el sistema de atraque. Esa distancia corresponde al valor de $(x_m - x_0)$ en la figura 22. Como el valor absoluto del descentramiento no es importante, se utiliza esa aproximación. De la figura 22, se deduce que:

40

$$\text{Descentramiento} = (x_m - x_0) = x_i - x_0 + (y_0 - y_i)(x_{i+1} - x_i)/(y_{i+1} - y_i)$$

45

Aunque se ha expuesto en detalle anteriormente una realización preferida de la presente invención, los expertos en la técnica apreciarán fácilmente que se pueden materializar otras realizaciones dentro del alcance de la invención. Por ejemplo, mientras que la fase de criterio de aeronave 408 se da a conocer como que usa la relación $V_i / (V_i + V_0)$, se podría utilizar en su lugar la diferencia $V_i - V_0$. Además, los rangos numéricos específicos descritos anteriormente deben ser considerados como ilustrativos más que limitativos. Los expertos en la técnica serán capaces de derivar otros rangos numéricos como sea necesario para adaptar la invención a otros modelos de aeronave o a las necesidades específicas de diferentes aeropuertos. Además, aunque las líneas de regresión son una técnica útil para la determinación del ángulo de guiñada, se puede utilizar cualquier otra técnica. Por lo tanto, la presente invención debería interpretarse como limitada solamente por las reivindicaciones adjuntas.








50

Tabla I

	42	78.25	41 78	77.5	...	23
	44	5	5	5.6	...	10
	45	1	2	3	...	50
	0	xx	xx	xx	...	xx
	1	xx	xx	xx	...	xx
	2	xx	xx	xx	...	xx
	3	xx	xx	xx	...	xx
	4	xx	xx	xx	...	xx
10	5	xx	xx	xx	...	xx
	6	xx	xx	xx	...	xx
	7	xx	xx	xx	...	xx
	8	xx	xx	xx	...	xx
	9	xx	xx	xx	...	xx
	.					
	.					
	.					
	50	xx	xx	xx	...	xx

A 43

Tabla II

91	92	93	94	95	96	97
						
i	l_i	l_{ki}	d_i	a_i	a_e	Nota
1	xx	xx	xx	xx	xx	xx
2	xx	xx	xx	xx	xx	xx
3	xx	xx	xx	xx	xx	xx
4	xx	xx	xx	xx	xx	xx
5	xx	xx	xx	xx	xx	xx
6	xx	xx	xx	xx	xx	xx
.						
.						
..						
50	xx	xx	xx	xx	xx	xx
.						
.						
.						
100	xx	xx	xx	xx	xx	xx

REIVINDICACIONES

1. Un sistema para determinar si una aeronave detectada es una aeronave conocida, teniendo la aeronave conocida un perfil conocido y teniendo también características conocidas primera y segunda en localizaciones conocidas, comprendiendo el sistema:
- 5 medios de proyección (21.22) para proyectar pulsos de luz sobre la aeronave detectada,
- 10 medios de recogida (20) para recoger pulsos de luz reflejados desde la aeronave detectada y para detectar una forma de la aeronave detectada de acuerdo con los pulsos de luz,
- medios de comparación (26) para comparar la forma detectada con un perfil que corresponde a la forma conocida y para determinar si la forma detectada corresponde a la forma conocida, y
- 15 medios de identificación (26) para identificar si la aeronave detectada es la aeronave conocida determinando si la aeronave detectada tiene las características conocidas primera y segunda en las localizaciones conocidas;
- 20 en el que, para la aeronave conocida, está definido un volumen interior para cada una de las características conocidas primera y segunda para contener la respectiva característica conocida, y está definido un volumen exterior para cada una de las características conocidas primera y segunda para no contener la respectiva característica conocida;
- 25 en el que los medios de identificación están configurados para realizar un paso de coincidencia de perfil para determinar si la aeronave detectada tiene las características conocidas primera y segunda en las localizaciones conocidas de acuerdo con la determinación de un cociente de un número de pulsos de luz reflejados desde dentro del volumen interior con respecto a un número de pulsos de luz reflejados desde dentro del volumen exterior e interior;
- 30 caracterizado el sistema porque:
- los medios de identificación están configurados para realizar por lo menos un proceso de coincidencia de perfil de dos pasos, en el que un primer paso de coincidencia de perfil se realiza sobre dicha primera característica conocida para la aeronave detectada, tal como una forma como la nariz de la aeronave detectada, y en el que un segundo paso de coincidencia de perfil se realiza sobre dicha segunda característica conocida para la aeronave detectada, tal como un componente adicional de la aeronave detectada que es diferente de la primera característica conocida.
- 35
2. El sistema de la reivindicación 1, en el que se define que el volumen exterior rodea el volumen interior.
3. El sistema de la reivindicación 1, en el que los medios de identificación determinan si la aeronave detectada tiene las características conocidas primera y segunda en las localizaciones conocidas del acuerdo con si $V_i/(V_i+V_0)>T$, donde:
- 40 V_i = el número de pulsos de luz reflejado desde el volumen interior;
- 45 V_0 = el número de pulsos de luz reflejado desde el volumen exterior; y
- T = un valor de umbral predeterminado.
4. El sistema de la reivindicación 3, en el que T = 0,7.
- 50
5. El sistema de la reivindicación 1, en el que los medios de identificación controlan los medios de proyección para proyectar pulsos de luz en el volumen interior y el volumen exterior.
6. Métodos para determinar si una aeronave detectada es una aeronave conocida, teniendo la aeronave conocida un perfil conocido y teniendo también características conocidas primera y segunda en localizaciones conocidas, comprendiendo el método:
- 55
- a. proyectar pulsos de luz sobre la aeronave detectada,
- 60 b. recoger pulsos de luz reflejados desde la aeronave detectada y detectar una forma de la aeronave detectada de acuerdo con los pulsos de luz,
- c. comparar la forma detectada con un perfil que corresponde a la forma conocida y determinar si la forma detectada corresponde a la forma conocida, y
- 65 d. identificar si la aeronave detectada es la aeronave conocida determinando si la aeronave detectada tiene las

características conocidas primera y segunda en las localizaciones conocidas;

5 en el que, para la aeronave conocida, se define un volumen interior para cada una de las características conocidas primera y segunda para contener la respectiva característica conocida, y se define un volumen exterior para cada una de las características conocidas primera y segunda para no contener la respectiva característica conocida;

10 en el que dicho paso de identificación comprende determinar si la aeronave detectada tiene las características conocidas primera y segunda en las localizaciones conocidas de acuerdo con la determinación de un cociente de un número de pulsos de luz reflejados desde dentro del volumen interior con respecto a un número de pulsos de luz reflejados desde dentro del volumen exterior e interior;

caracterizado el sistema porque:

15 la identificación de la aeronave detectada es por lo menos un proceso de coincidencia de perfil de dos pasos, en el que un primer paso de coincidencia de perfil se realiza sobre dicha primera característica conocida para la aeronave detectada, tal como una forma como la nariz de la aeronave detectada, y en el que un segundo paso de coincidencia de perfil se realiza sobre dicha segunda característica conocida para la aeronave detectada, tal como un componente adicional de la aeronave detectada que es diferente de la primera característica conocida.

20 7. El método de la reivindicación 6, en el que se define que el volumen exterior rodea el volumen interior.

8. El método de la reivindicación 6, en el que dicho paso de identificación comprende determinar si la aeronave detectada tiene las características conocidas primera y segunda en las localizaciones conocidas del acuerdo con si $V_i/(V_i+V_o)>T$, donde:

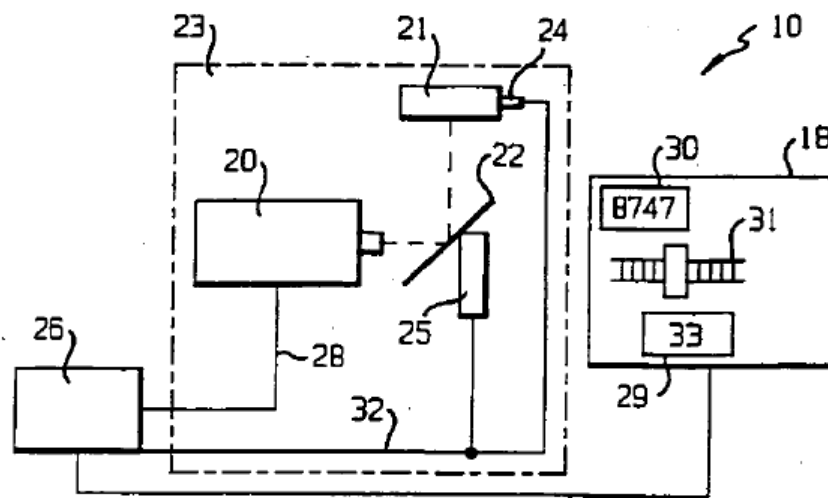
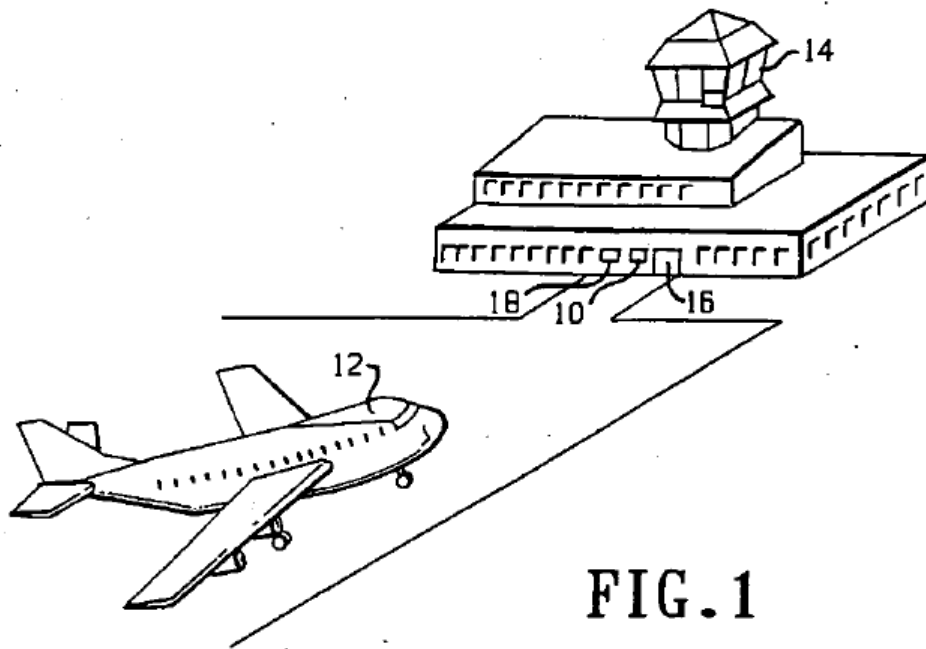
25 V_i = el número de pulsos de luz reflejado desde el volumen interior;

V_o = el número de pulsos de luz reflejado desde el volumen exterior; y

30 T = un valor de umbral predeterminado.

9. El método de la reivindicación 8, en el que $T = 0,7$.

35 10. El método de la reivindicación 6, en el que dicho paso de identificación comprende controlar dicho paso de proyección para proyectar pulsos de luz en el volumen interior y el volumen exterior.



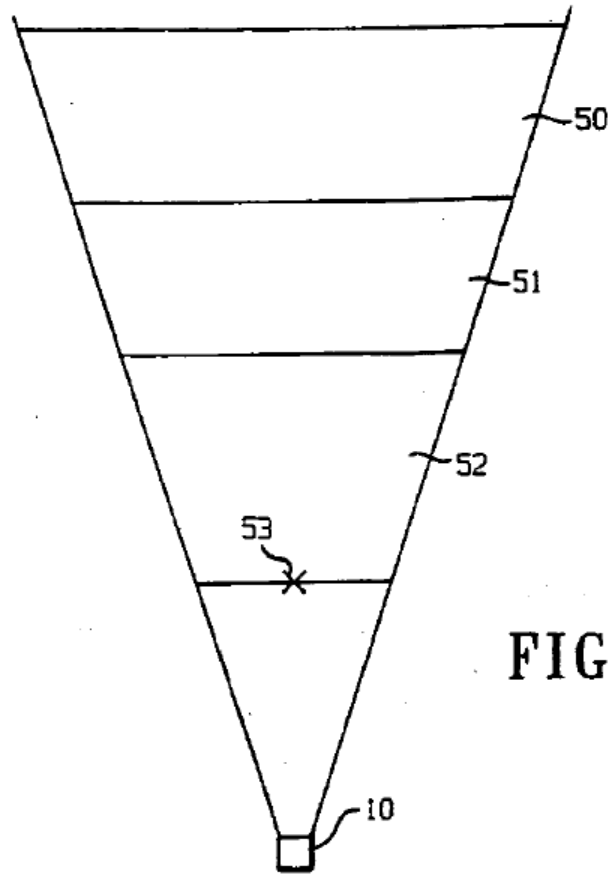


FIG. 3

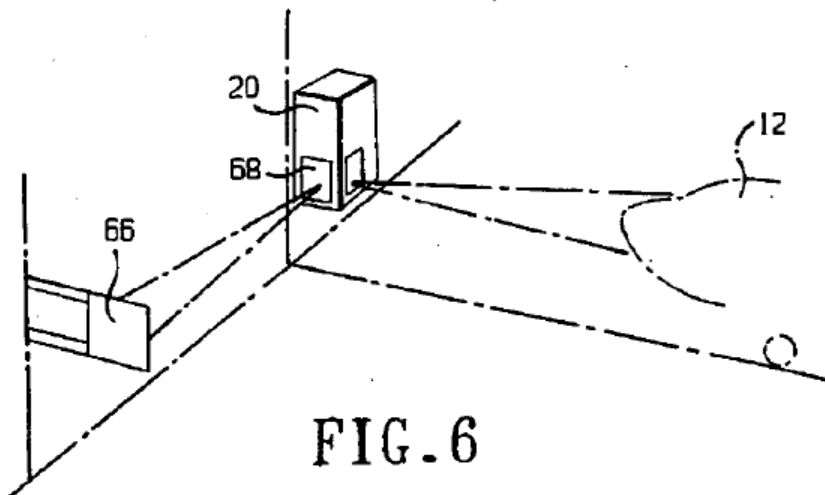


FIG. 6

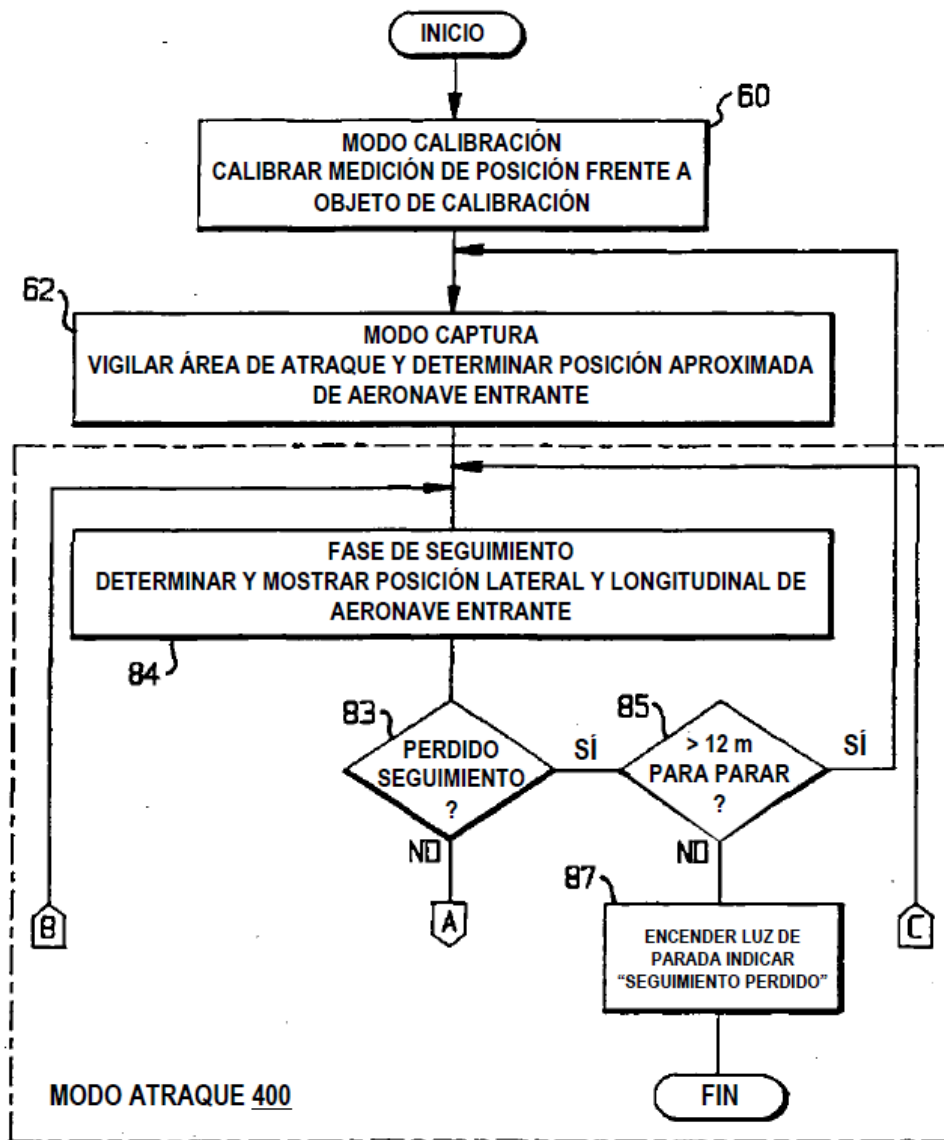


FIG. 4A

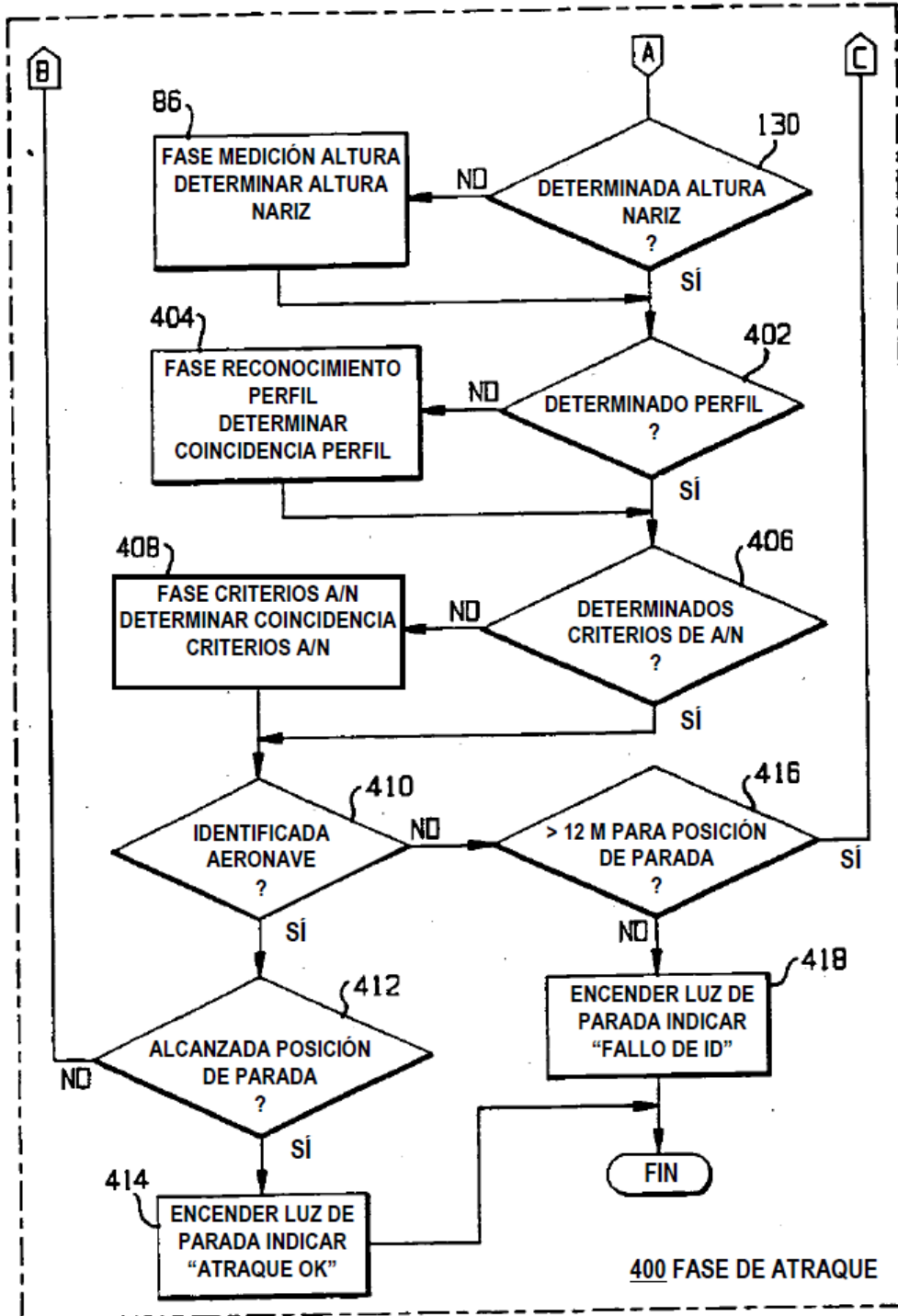


FIG. 4B

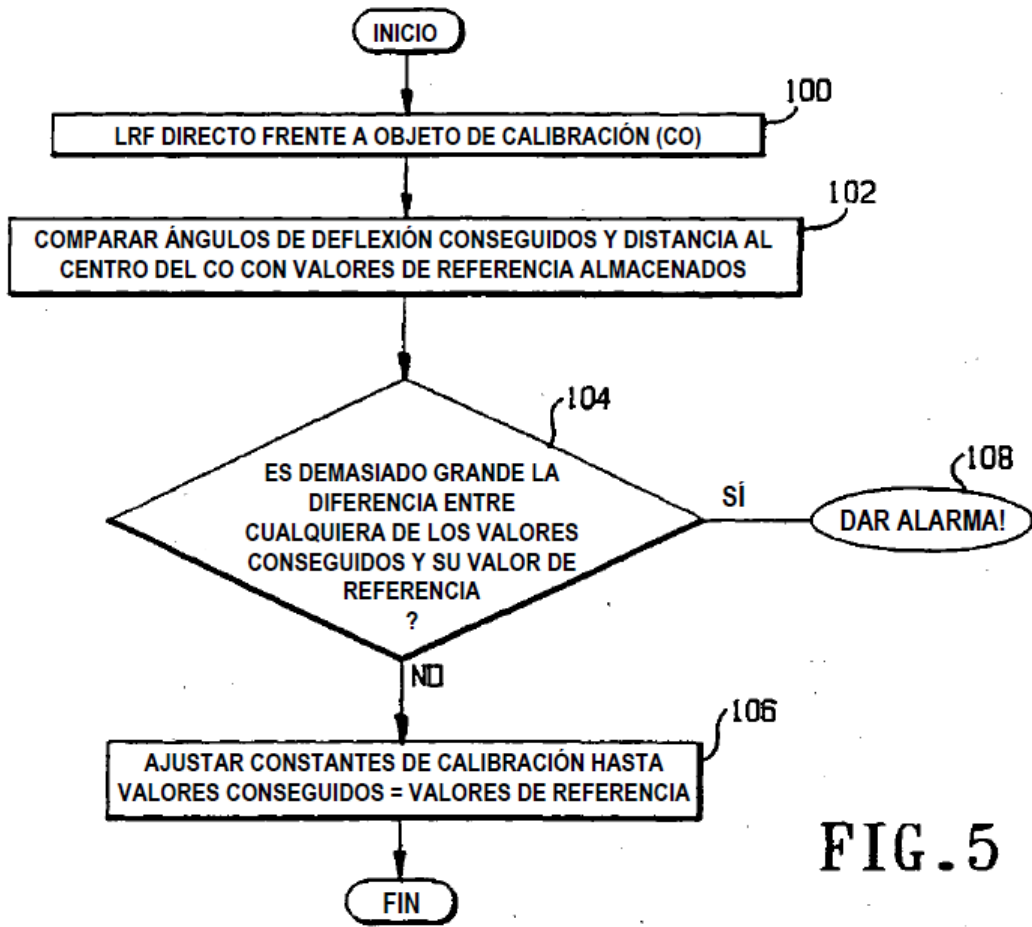


FIG. 5

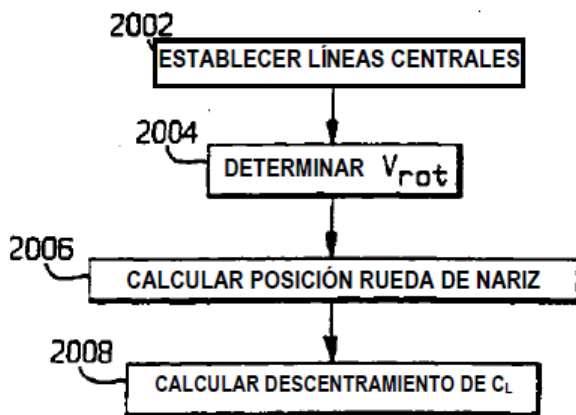
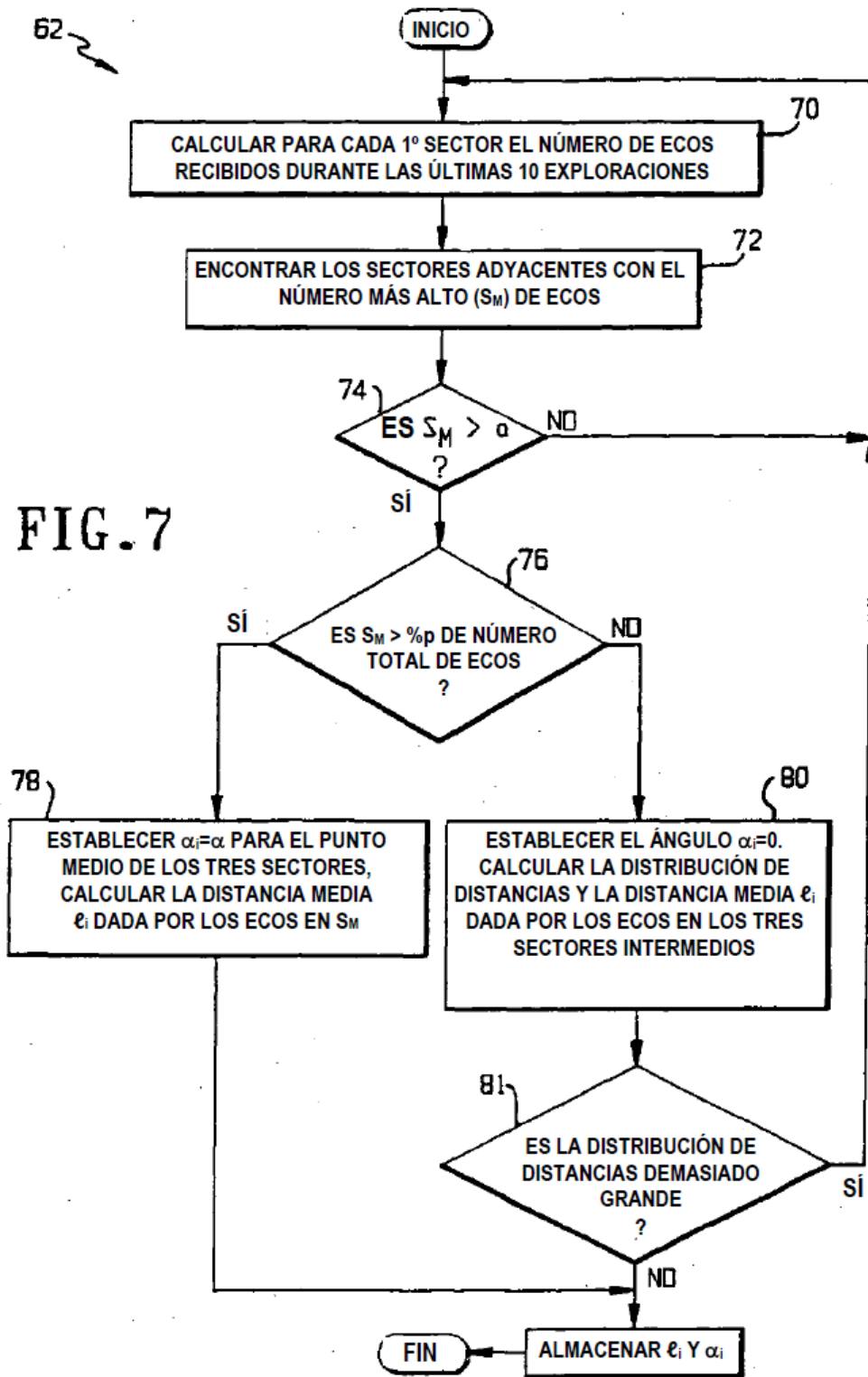


FIG. 20



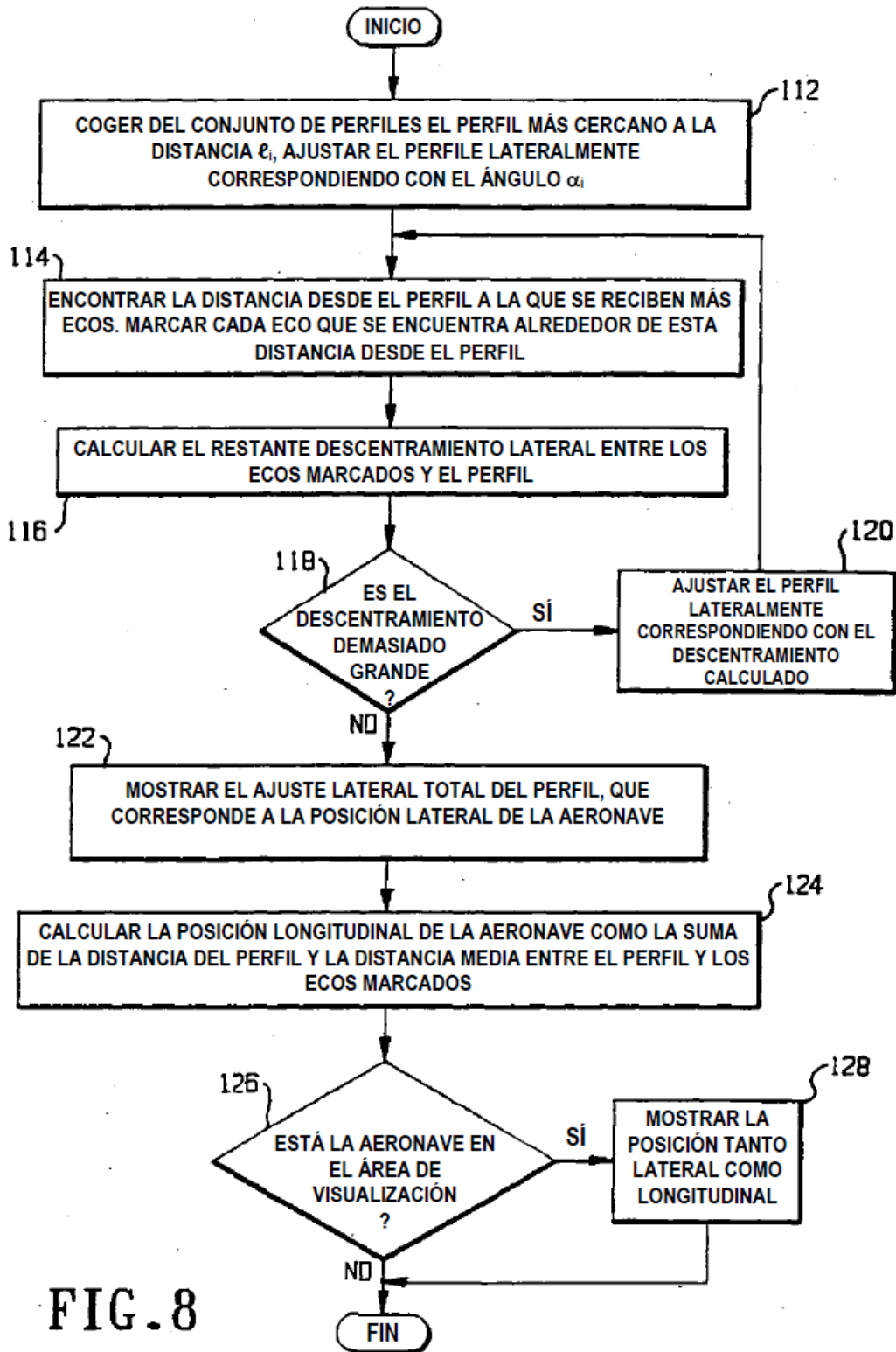


FIG. 8

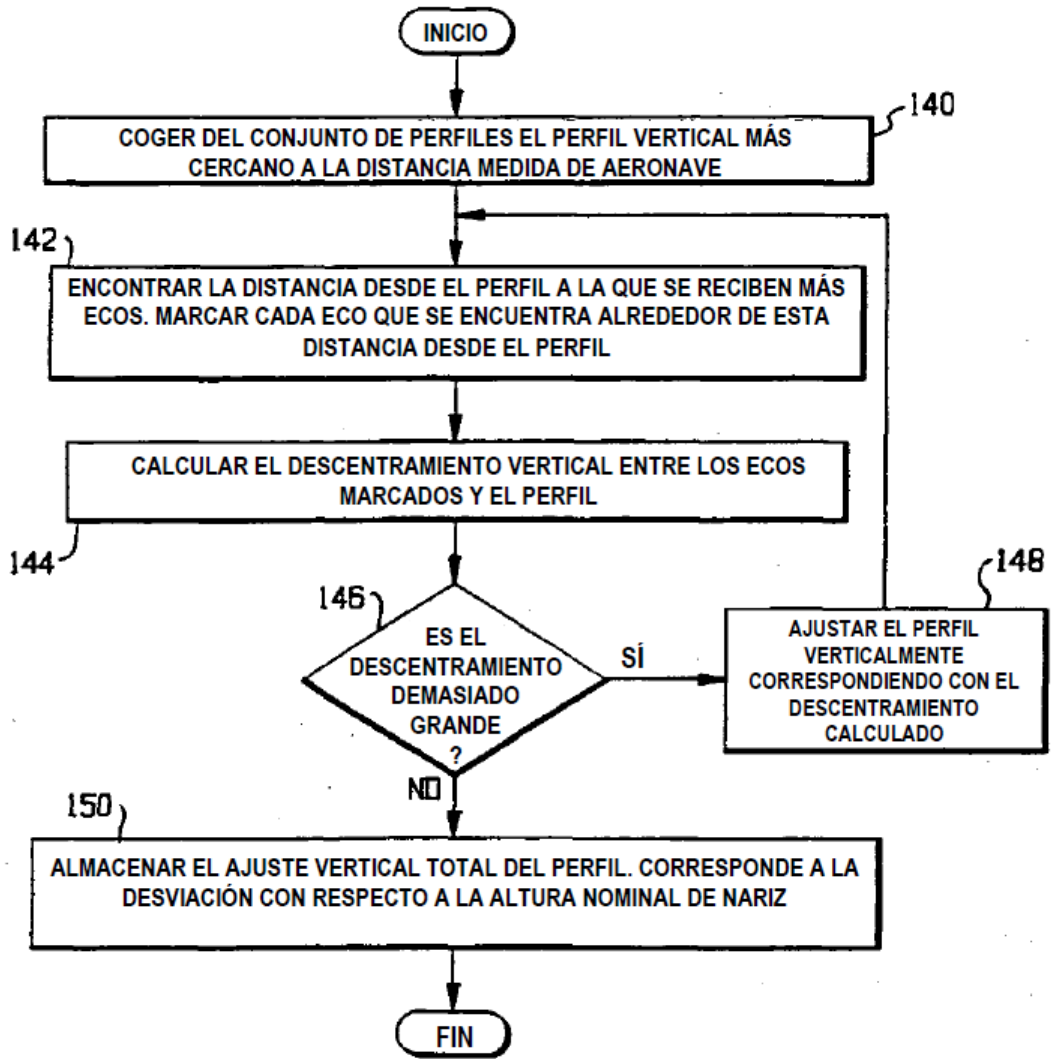


FIG.9

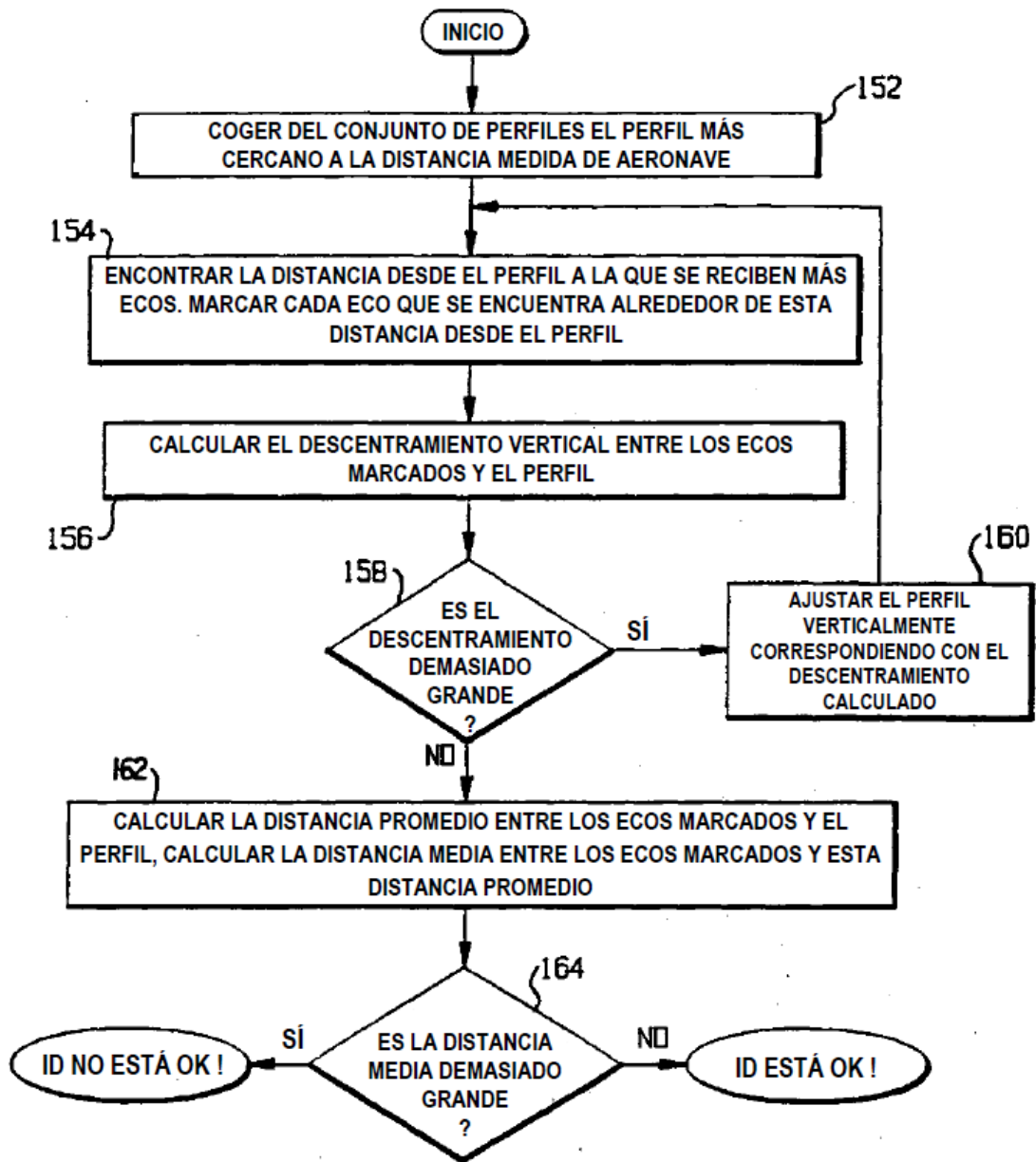


FIG. 10

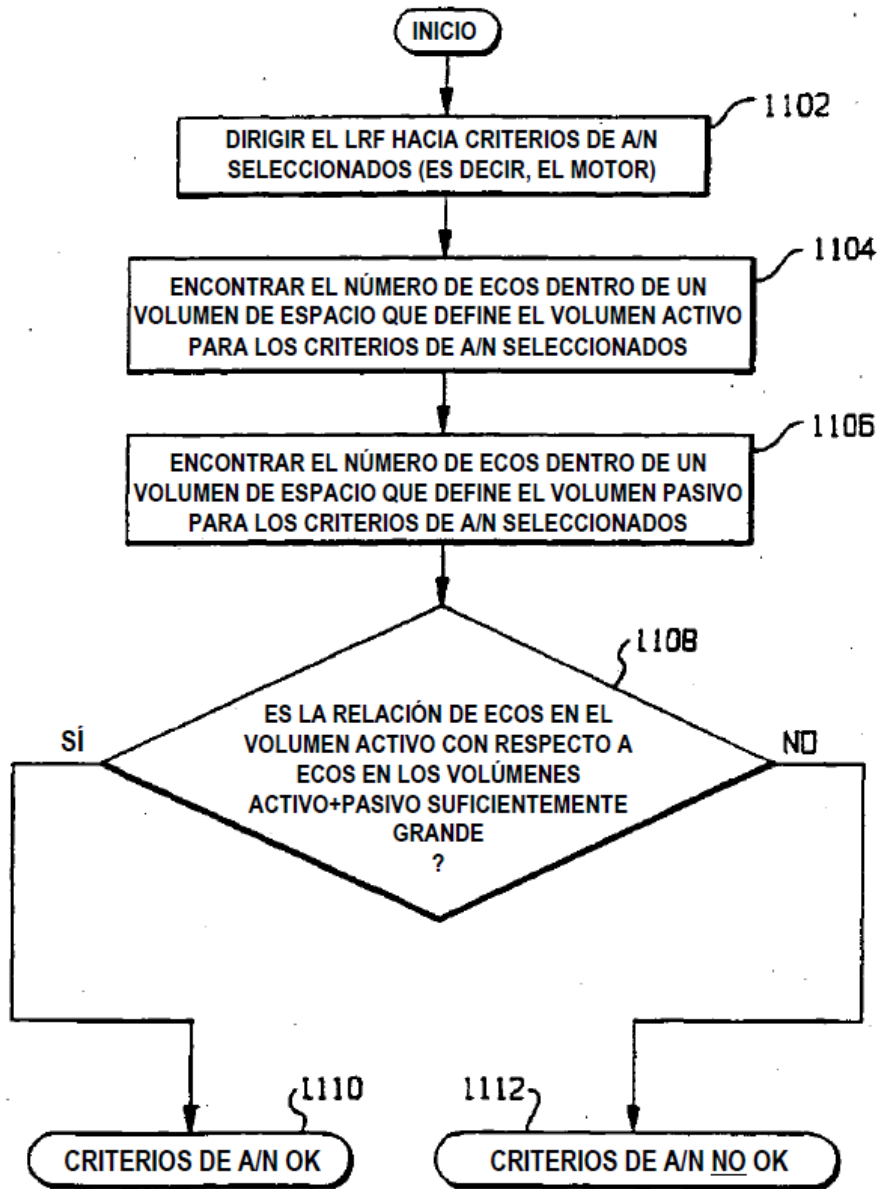


FIG. 11

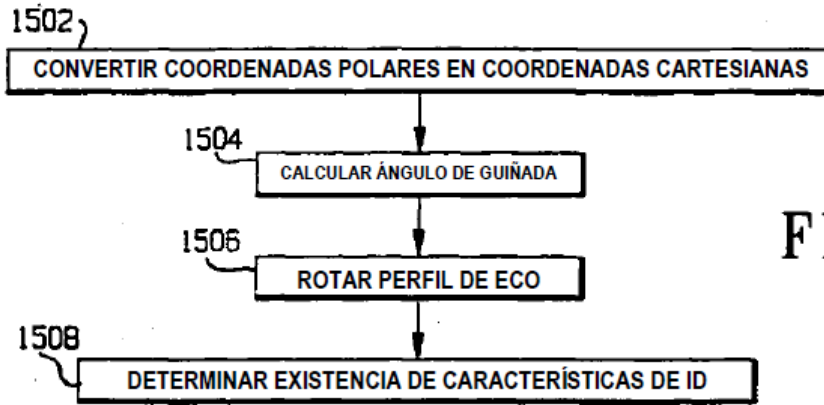


FIG. 15

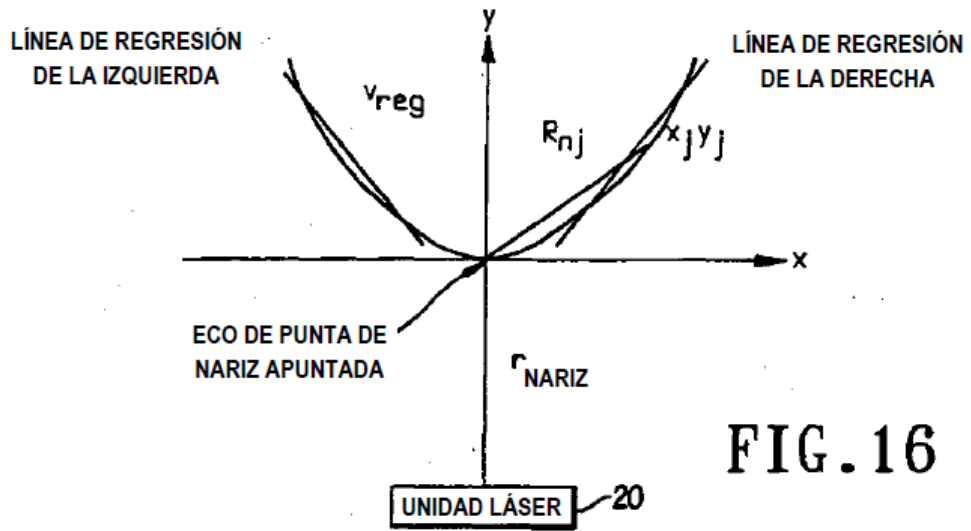


FIG. 16

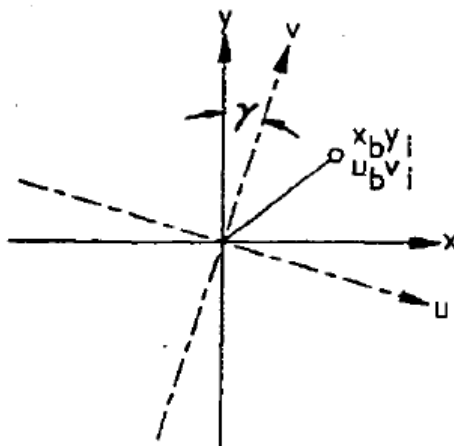
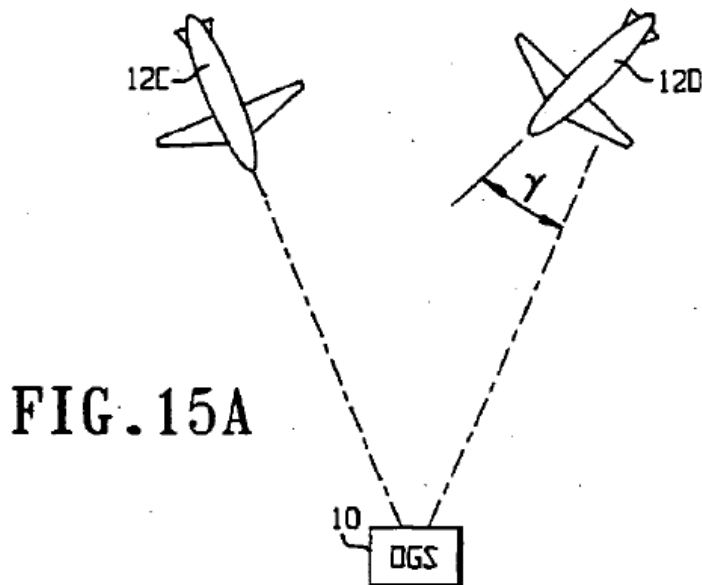
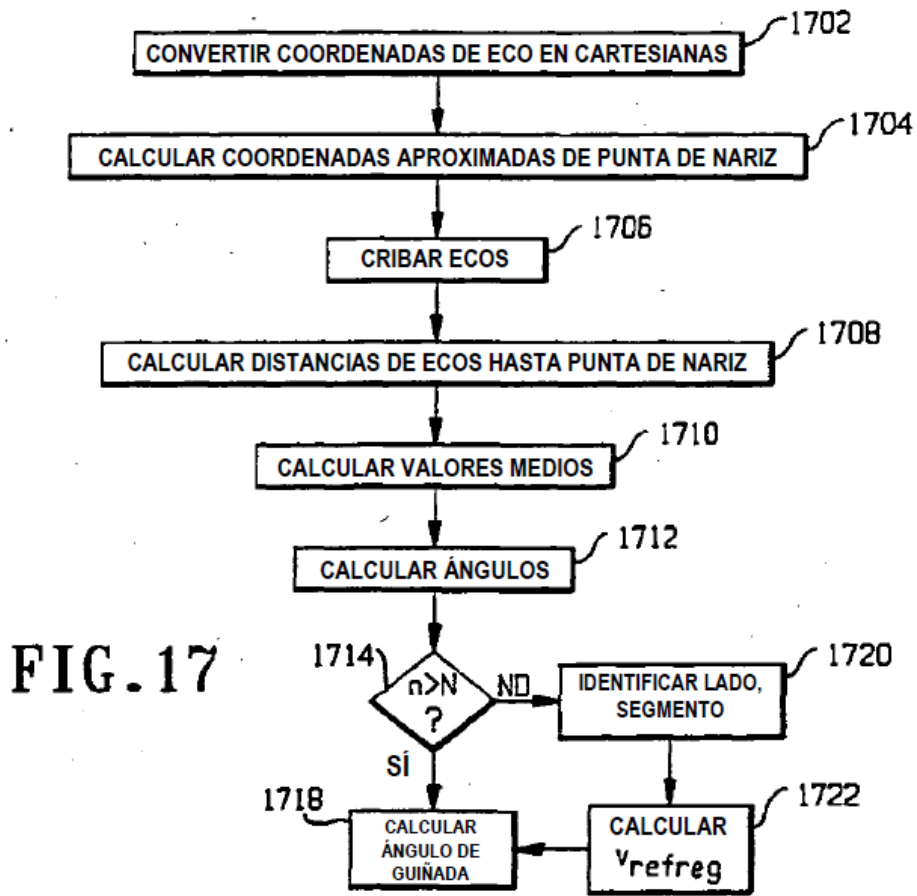


FIG. 18



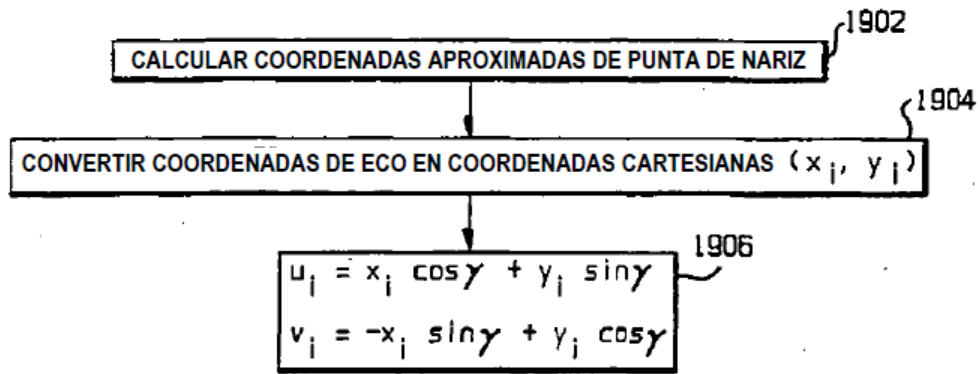


FIG. 19

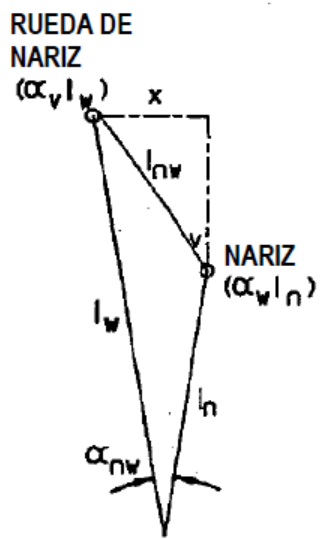


FIG. 21

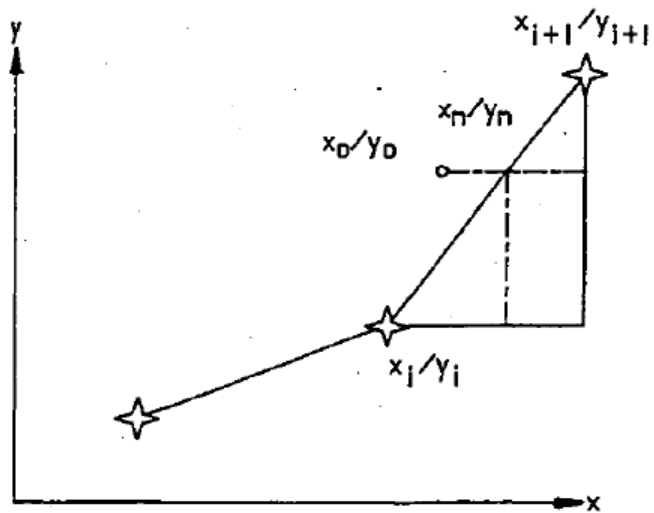


FIG. 22

