

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 609 597**

51 Int. Cl.:

G01C 21/12 (2006.01)

G01S 1/02 (2010.01)

G01S 1/04 (2006.01)

G01S 1/16 (2006.01)

G01C 21/16 (2006.01)

G01S 3/02 (2006.01)

G01S 3/28 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **07.02.2014** **E 14154378 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **05.10.2016** **EP 2765389**

54 Título: **Métodos y aparatos para mitigar la interferencia por sobrevuelo en sistema de aterrizaje con instrumentos**

30 Prioridad:

11.02.2013 US 201313764422

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

21.04.2017

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

MURPHY, TIM

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 609 597 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

Métodos y aparatos para mitigar la interferencia por sobrevuelo en sistema de aterrizaje con instrumentos

5 ANTECEDENTES

Los sistemas de aterrizaje con instrumentos (ILSs) proporcionan guiado de navegación para el aterrizaje de aeronaves. Por lo general, un ILS incluye un localizador para proporcionar navegación lateral y un glidescopio para proporcionar guiado para el descenso hacia un umbral de pista. Tanto el localizador como el glidescopio emiten señales, que son recibidas por la aeronave entrante y transformadas en información de navegación.

10 Las señales de los ILS de la técnica anterior están sujetos a interferencia procedente de una variedad de fuentes, incluyendo el multicamino. El multicamino tiene lugar cuando las señales transmitidas viajan entre el transmisor basado en tierra y el receptor de abordaje a través de múltiples caminos debido a las reflexiones o las difracciones de la señal. Dicha interferencia multicamino puede producirse cuando una aeronave está despegando y vuela sobre el localizador, convirtiéndose por tanto en una fuente de reflexión o refracción de la señal del localizador recibida por otro avión que se esté aproximando. Cuando las señales del ILS son recibidas a través de múltiples caminos, las señales se suman de forma constructiva o destructiva en la antena del receptor, produciendo distorsión de la señal de guiado. De este modo, la interferencia multicamino en señales del ILS recibidas por receptores del ILS de la técnica anterior en una aeronave pueden producir la apariencia de que la aeronave se está desplazando lateralmente con respecto a la línea central de pista incluso aunque no se esté produciendo tal desplazamiento lateral. En consecuencia, es necesario mitigar la interferencia por sobrevuelo en ILS.

La Solicitud de Patente de EE.UU. US 2009/0069960 describe un sistema para detectar anomalías en un sistema de aterrizaje y la Patente de EE.UU. US 8.239.077 describe un método y un dispositivo para detectar ruido en una señal recibida por una aeronave.

COMPENDIO

Se describen métodos y aparato para mitigar la interferencia por sobrevuelo en sistema de aterrizaje con instrumentos. Un método ejemplar incluye realizar una primera medición de una posición de una aeronave relativa a una primera ubicación en base a un sistema de aterrizaje con instrumentos en un primer instante de medición;

35 realizar una segunda medición de la posición de la aeronave en base a mediciones inerciales realizadas durante un primer periodo de tiempo que empieza antes de la primera medición en un primer instante anterior y que termina en un instante de medición, estando además la segunda medición basada en una medición de la posición de la aeronave en el primer instante anterior en base al sistema de aterrizaje con instrumentos;

40 realizar una tercera medición de la posición de la aeronave en base a mediciones inerciales realizadas durante un segundo periodo de tiempo superior al primer periodo de tiempo y comenzando antes de la primera medición en un segundo instante anterior y finalizando en el instante de medición, estando además la tercera medición posterior basada en una medición de la posición de la aeronave en un segundo instante anterior en base al sistema de aterrizaje con instrumentos; y,

45 generar una información de guiado en base a una escogida de entre la primera, segunda y tercera mediciones de la posición de la aeronave.

Un ejemplo de aparato incluye un sistema de aterrizaje con instrumentos para realizar una primera medición de una posición de una aeronave relativa a una primera ubicación en un instante de medición;

50 una unidad de referencia inercial para realizar mediciones inerciales de un cambio en la ubicación de la aeronave; y un selector de posición para seleccionar entre: la primera medición; una segunda medición de la posición de la aeronave en base a las mediciones inerciales durante un primer periodo de tiempo que empieza antes de la primera medición en un primer instante anterior y que termina en el instante de medición, estando además la segunda medición basada en una medición de la posición de la aeronave en el primer instante anterior en base al sistema de aterrizaje con instrumentos, y una tercera medición de la posición de la aeronave en base a las mediciones inerciales realizadas durante un segundo periodo de tiempo superior al primer periodo de tiempo y comenzando antes de la primera medición en un segundo instante anterior y finalizando en el instante de medición, estando además la tercera medición basada en una medición de la posición de la aeronave en el segundo instante anterior en base al sistema de aterrizaje con instrumentos; y estando además el selector de posición dispuesto para generar información de guiado basada en una escogida de entre la primera, segunda o tercera mediciones de la posición de la aeronave.

Adicionalmente, la descripción comprende realizaciones de acuerdo con las siguientes cláusulas:

65 Cláusula 1. Un método, que comprende:

realizar una primera medición de una posición de una aeronave relativa a una primera ubicación en base a un

- sistema de aterrizaje con instrumentos;
 realizar una segunda medición de la posición de la aeronave en base a mediciones inerciales realizadas durante un primer periodo de tiempo que empieza antes de la primera medición;
 realizar una tercera medición de la posición de la aeronave en base a mediciones inerciales realizadas durante un segundo periodo de tiempo superior al primer periodo de tiempo y comenzando antes de la primera medición; y,
 generar información de guiado basada en una escogida de entre la primera, segunda o tercera mediciones de la posición de la aeronave.
- Cláusula 2. Un método, según se ha definido en la cláusula 1, que comprende adicionalmente convertir la primera medición de la posición a un sistema de coordenadas rectilíneas.
- Cláusula 3. Un método según se ha definido en la Cláusula 2, en el que realizar la primera medición de la posición de la aeronave comprende convertir un cambio de la posición de la aeronave al sistema de coordenadas rectilíneas.
- Cláusula 4. Un método según se ha definido en la Cláusula 1, en el que realizar la segunda medición de la posición de la aeronave comprende convertir las mediciones inerciales realizadas durante el primer periodo de tiempo en un cambio de posición.
- Cláusula 5. Un método según se ha definido en la cláusula 4, en el que convertir las mediciones inerciales comprende realizar una integración de las mediciones inerciales.
- Cláusula 6. Un método según se ha definido en la cláusula 1, en el que realizar la tercera medición de la posición de la aeronave comprende convertir las mediciones inerciales realizadas durante el segundo periodo de tiempo en un cambio de posición.
- Cláusula 7. Un método según se ha definido en la cláusula 1, en el que el primer periodo de tiempo comprende una cantidad mínima de tiempo para detectar una interferencia por sobrevuelo del sistema de aterrizaje con instrumentos.
- Cláusula 8. Un método según se ha definido en la cláusula 1, en el que determinar una primera posición de la aeronave comprende:
- convertir mediciones de desviación lateral angular procedentes del sistema de aterrizaje con instrumentos en coordenadas rectilíneas; y,
 determinar la primera posición relativa a una intersección de un umbral de pista y una línea central de la pista.
- Cláusula 9. Un método según se ha definido en la cláusula 1, que comprende además realizar unas mediciones inerciales utilizando una unidad de referencia inercial y corregir las mediciones inerciales eliminando errores de sesgo, estando la segunda y la tercera mediciones basadas en mediciones inerciales corregidas que tienen lugar antes de la primera medición.
- Cláusula 10. Un método según se ha definido en la cláusula 9, que comprende además convertir la segunda y la tercera mediciones en un sistema de coordenadas rectilíneas.
- Cláusula 11. Un método según se ha definido en la cláusula 1, que comprende además analizar las mediciones de la desviación lateral en base al sistema de aterrizaje con instrumentos para el primer periodo de tiempo para detectar interferencia con señales recibidas desde el sistema de aterrizaje con instrumentos.
- Cláusula 12. Un aparato que comprende:
- un sistema de aterrizaje con instrumentos para realizar una primera medición de una posición de una aeronave relativa a una primera ubicación;
 una unidad de referencia inercial para realizar mediciones inerciales de un cambio en la ubicación de la aeronave; y,
 un selector de posición para seleccionar entre la primera medición, una segunda medición de la posición de la aeronave en base a las mediciones inerciales durante un primer periodo de tiempo que tiene lugar antes de la primera medición, y una tercera medición de la posición de la aeronave en base a las mediciones inerciales realizadas durante un segundo periodo de tiempo mayor que el primer periodo de tiempo y que tiene lugar antes de la primera medición, y para generar información de guiado en base a una escogida de entre la primera, segunda o tercera mediciones de la posición de la aeronave.
- Cláusula 13. Un aparato según se ha definido en la cláusula 12, que comprende además un estimador de sesgo para estimar un sesgo de medición de las mediciones inerciales.
- Cláusula 14. Un aparato según se ha definido en la cláusula 13, en el que el estimador de sesgo es para estimar el sesgo de medición en base al guiado por satélite.
- Cláusula 15. Un aparato según se ha definido en la cláusula 12, que comprende además un generador de marco de referencia de pista para generar un marco de referencia con respecto a una pista, para ser la primera, la segunda y la tercera mediciones expresadas en base al marco de referencia.
- Cláusula 16. Un aparato según se ha definido en la cláusula 12, que comprende además una memoria intermedia para almacenar una pluralidad de mediciones inerciales.

Cláusula 17. Un aparato según se ha definido en la cláusula 16, que comprende además un convertidor de posición para convertir al menos una parte de las mediciones inerciales almacenadas en la memoria intermedia en un cambio calculado en la posición de la aeronave durante el primer periodo de tiempo.

5 Cláusula 18. Un aparato según se ha definido en la cláusula 17, que comprende además un sumador para generar la segunda medición de la posición de la aeronave en base al cambio calculado de la posición de la aeronave durante el primer periodo de tiempo y una posición medida de la aeronave al principio del primer periodo de tiempo.

10 Cláusula 19. Un medio de almacenamiento legible por un ordenador que comprende unas instrucciones legibles por una máquina las cuales, cuando son ejecutadas, hacen que un procesador:

realice una primera medición de una posición de la aeronave relativa a una primera ubicación en base a un sistema de aterrizaje con instrumentos;
 15 realice una segunda medición de la posición de la aeronave en base a mediciones inerciales realizadas durante un primer periodo de tiempo que se produce antes de la primera medición;
 realice una tercera medición de la posición de la aeronave en base a mediciones inerciales realizadas durante un segundo periodo de tiempo mayor que el primer periodo de tiempo y que ocurren antes que la primera medición; y,
 20 genere información de guiado en base a una escogida de entre la primera, segunda o tercera mediciones de la posición de la aeronave.

Cláusula 20. Un medio de almacenamiento legible según se ha definido en la cláusula 19, en el que las instrucciones llevan a un procesador a realizar la segunda medición de la posición de la aeronave mediante la conversión de las mediciones inerciales realizadas durante el primer periodo de tiempo en un cambio en la posición.

25 Las características, funciones y ventajas explicadas se pueden conseguir de forma independiente en realizaciones o pueden ser combinadas además en otras realizaciones, cuyos detalles adicionales pueden ser apreciados en referencia a la descripción y dibujos que vienen a continuación.

30 **BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS**

La Figura 1 muestra una situación ejemplar en la cual una aeronave puede experimentar interferencias procedentes de un sobrevuelo de una disposición localizadora de sistema de aterrizaje con instrumentos.
 La Figura 2 es un diagrama de bloques de un aparato ejemplar para mitigar la interferencia por sobrevuelo de un sistema de aterrizaje con instrumentos.
 35 La Figura 3 es un diagrama de bloques de otro aparato ejemplar para mitigar la interferencia por sobrevuelo de un sistema de aterrizaje con instrumentos.
 La Figura 4 muestra un ejemplo de marco de referencia de pista que puede ser utilizado para determinar la posición de una aeronave durante el aterrizaje.
 La Figura 5 es un diagrama de flujo representativo de un método ejemplar para generar información de guiado de aeronave.
 40 Las Figuras 6A y 6B muestran un diagrama de flujo representativo de un método ejemplar para mitigar y/o detectar interferencia por sobrevuelo en ILS.
 La Figura 7 es diagrama de flujo representativo de un método ejemplar para seleccionar una señal de posición para el guiado de aeronaves.
 45 La Figura 8 es un diagrama de flujo de la metodología de la producción y servicio de plataformas.
 La Figura 9 es un diagrama de bloques de una plataforma.
 La Figura 10 es un diagrama de bloques de una plataforma de procesador ejemplar que puede ser utilizada para implementar los métodos y los aparatos descritos en la presente memoria.

50 **DESCRIPCIÓN DETALLADA**

La Figura 1 muestra una situación ejemplar en la cual una aeronave puede experimentar interferencias procedentes de un sobrevuelo de una disposición de localizador del sistema de aterrizaje con instrumentos. La interferencia por sobrevuelo en ILS (también referido en la presente memoria como interferencia por sobrevuelo) tiene lugar cuando una primera aeronave 102 despegue, vuela por encima del localizador 104 del ILS, y perturba a las señales de guiado 106 (por ejemplo, señales de haz directo) emitidas por el localizador 104, mientras que una segunda aeronave 108 se está acercando. La perturbación de las señales de guiado resulta de las señales reflejadas 110 y/o de señales refractadas 112 inducidas por la primera aeronave 102 que actúa como un reflector y/o refractor de las señales recibidas por la segunda aeronave 108. Las múltiples señales 106, 110, 112 recibidas por la segunda aeronave 108 se sumarán, dando lugar a la distorsión de la señal en relación a lo que debería haber recibido la segunda aeronave 108. La interferencia por sobrevuelo puede ser particularmente problemática si la segunda aeronave 108 está en las etapas finales de la aproximación acercándose a la pista, ya que la interferencia por sobrevuelo puede producir excursiones indeseadas en el balanceo de la aeronave.

65 Los métodos y los aparatos ejemplares explicados en la presente memoria utilizan una combinación de mediciones del sistema de navegación y guiado con ILS (por ejemplo, sistema de posicionamiento global (GPS) u otros guiado por satélite, mediciones inerciales, etc.) para detectar y mitigar los efectos de la interferencia por sobrevuelo en ILS.

Algunos métodos y aparatos ejemplares explicados en la presente memoria traducen las desviaciones laterales obtenidas a través de un sistema ILS en un marco 400 de referencia de pista rectilíneo. En algunos métodos y aparatos ejemplares, el marco 400 de referencia de pista rectilíneo es obtenido en base a mediciones con GPS de la posición de la aeronave con respecto a la posición del umbral de pista. Los métodos y aparatos ejemplares obtienen además mediciones de aceleración y/o velocidad procedentes de una unidad de referencia inercial (IRU) de la aeronave.

En métodos y aparatos ejemplares, las mediciones procedentes de la IRU son almacenadas en una o más memorias intermedias primero-en-entrar primero-en-salir (FIFO). La(s) memoria(s) intermedias ejemplar(es) almacena(n) mediciones durante un primer periodo de tiempo y un segundo periodo de tiempo. El primer periodo de tiempo puede ser escogido para ser la duración esperada más larga de una perturbación de señal causada por interferencia por sobrevuelo. El segundo periodo de tiempo puede ser escogido para ser un periodo de tiempo suficientemente largo para detectar fiablemente la presencia de una perturbación de señal por sobrevuelo. Algunos ejemplos pueden incluir más mediciones de la posición de la aeronave mediante el establecimiento de intervalos de tiempo adicionales de guiado con ILS propagados hacia adelante en el tiempo y combinados con mediciones inerciales integradas.

Los métodos y aparatos ejemplares propagan hacia adelante (o deslizan) las estimaciones de la posición derivadas de ILS realizadas sobre algunos instantes relativos en el pasado (por ejemplo, X segundos antes del instante presente, que avanza a medida que el tiempo presente avanza) hacia el instante presente a través de la integración de unas mediciones de aceleración y/o velocidad realizadas sobre los correspondientes intervalos de tiempo (por ejemplo, a partir del instante de la medición hasta el instante presente). En algunos ejemplos, una posición derivada de ILS a partir de un primer instante en el pasado es propagado hacia adelante mediante la integración de mediciones inerciales durante un primer periodo de tiempo (por ejemplo, a partir del primer instante en el pasado hasta el instante presente) para calcular una estimación de la primera posición (por ejemplo, de acuerdo con el marco 400 de referencia de pista). Una posición derivada de ILS a partir de un segundo instante en el pasado es propagada hacia adelante mediante la integración de mediciones inerciales durante un segundo periodo de tiempo correspondiente (por ejemplo, desde el segundo instante en el pasado hasta el instante presente) para calcular una segunda posición (por ejemplo, de acuerdo con el marco 400 de referencia de pista). Los métodos y aparatos ejemplares explicados en la presente memoria pueden ser escogidos por tanto de entre la posición determinada a partir del ILS, la primera posición basada en la propagación de las mediciones del ILS pasadas, hacia adelante durante un primer periodo de tiempo y la segunda posición basada en la propagación de las mediciones de ILS pasadas, hacia adelante durante un segundo periodo de tiempo, para mitigar los efectos de la interferencia por sobrevuelo en ILS. Los métodos y aparatos ejemplares explicados en la presente memoria detectan y/o mitigan errores de sesgo presentes en las mediciones de la IRU.

La Figura 2 es un diagrama de bloques de un aparato 200 ejemplar para mitigar la interferencia por sobrevuelo de un ILS. El aparato 200 ejemplar de la Figura 2 puede estar implementado en una aeronave tal como la aeronave 102 y/o segunda aeronave 108 de la Figura 1.

El aparato 200 ejemplar de la Figura 2 incluye un receptor 202 del ILS para realizar mediciones mediante ILS que incluyen mediciones de desviación lateral. El receptor 202 del ILS ejemplar es una primera fuente de mediciones de guiado en el aparato 200 ejemplar. Las desviaciones laterales del ILS medidas por el receptor 202 del ILS son utilizadas para dirigir la aeronave durante el aterrizaje y pueden estar corruptas por el multicamino debido a la interferencia por sobrevuelo y/u otras fuentes de perturbación.

El aparato ejemplar 200 de la Figura 2 incluye además un transceptor 204 de sistema de posicionamiento global (GPS). El transceptor 204 de GPS puede ser aumentado o reemplazado por otro sistema adecuado de posicionamiento basado en satélite. El transceptor 204 de GPS proporciona una posición de la aeronave (por ejemplo, latitud, longitud y altitud de la aeronave) a un traductor 208 de referencia de cuerpo de la aeronave a pista, una distancia a un calculador de umbral 210, y una diferencia en la profundidad de modulación (DDM) a un convertidor de distancia lateral 212.

El aparato 200 incluye además una base 214 de datos de navegación. La base 214 de datos de navegación ejemplar almacena datos de navegación, incluyendo la información de posición (por ejemplo, latitudes, longitudes y/o altitudes) para varias ubicaciones para su uso en el pilotaje de la aeronave. En algunos ejemplos, la base 214 de datos de navegación es parte de un sistema de gestión de vuelo de la aeronave. En el ejemplo de la Figura 2, la base 214 de datos de navegación incluye la información de posición (por ejemplo, latitudes, longitudes y/o altitudes) de un umbral de pista (por ejemplo, el principio o la parte frontal de la superficie de pista, cuando la aeronave está aterrizando, en la línea central de la pista) para la pista (una "pista objetivo") hacia la cual se está desplazando la aeronave, una pista sobre la cual la aeronave va a aterrizar, y/o una pista correspondiente a las señales del ILS recibidas por el receptor 202 del ILS. La base 214 de datos de navegación puede incluir además información que indique una cabeza de pista (por ejemplo, una dirección de la línea central de la pista relativa al norte verdadero). Adicional o alternativamente, la información de posición de la pista puede ser recibida a través del transceptor 204 de GPS como parte del bloque de datos estándar del "Segmento Final de Aproximación" (FAS) que es utilizado tanto por el Sistema de Aumento Basado en Satélite (SBAS), como por el Sistema de Aumento Basado en Tierra (GBAS).

5 La distancia ejemplar hasta el calculador de umbral 210 de la Figura 2 estima la distancia entre la posición actual de la aeronave y el umbral de la pista objetivo. En el ejemplo de la Figura 2, la distancia hasta el calculador de umbral 210 estima la distancia al umbral en un sistema de coordenadas rectilíneas que tiene su origen en el umbral de pista y tiene el eje-x alineado con la línea central. La distancia ejemplar hasta el calculador de umbral 210 puede obtener el sistema de coordenadas, la ubicación del origen, y/o la ubicación y/o la dirección de la línea central (por ejemplo, dos o más puntos definiendo la línea central) a partir de la base 214 de datos de navegación de la Figura 2. La estimación de la distancia al umbral es la magnitud de la componente del eje-x del vector entre la posición de la aeronave y el umbral de pista en el marco de coordenadas asociado a la pista.

10 El convertidor ejemplar 212 de DDM en distancia lateral de la Figura 2 obtiene la estimación de la distancia al umbral a partir de la distancia al calculador 210 de umbral, y las mediciones de desviación lateral del ILS a partir del receptor 202 del ILS. En el ejemplo de la Figura 2, la distancia al calculador 210 de umbral proporciona información de posición de la aeronave con referencia al marco de referencia de pista. El convertidor ejemplar 212 de DDM en distancia lateral convierte las mediciones de desviación lateral del sistema de coordenadas angular utilizado por el receptor 202 del ILS en un sistema de coordenadas rectilíneas fijado a la pista (por ejemplo, distancia lateral respecto a la línea central de la pista).

15 El cálculo de las desviaciones laterales expresadas en el marco de referencia de coordenadas rectilíneas de la Figura 2 puede ser susceptible de imprecisiones debidas a errores en la posición medida por el transceptor 204 del GPS. Sin embargo, las desviaciones laterales pueden ser traducidas al marco angular utilizando la misma información utilizada para convertir al marco 400 de referencia de pista rectilíneo, substancialmente cancelando la contribución de los errores debidos al transceptor 204 del GPS. El aparato 200 ejemplar de la Figura 2 incluye una IRU 216 (o una unidad de medición inercial (IMU)). La IRU 216 ejemplar de la Figura 2 mide la aceleración y/o la velocidad del cuerpo de la aeronave. Se puede obtener una estimación del cambio de la posición de la aeronave durante cierto periodo de tiempo mediante la integración simple de las mediciones de velocidad y/o mediante la doble integración de las mediciones de aceleración durante los periodos de tiempo correspondientes. La IRU 216 ejemplar referencia las mediciones de aeronave y/o de velocidad al marco del cuerpo de la aeronave y/o a un marco de referencia fijado a tierra (por ejemplo, marco Norte Este Abajo (NED), Este Norte Arriba (ENU), etc.) como el definido en la posición de la aeronave. En el ejemplo de la Figura 2, la IRU 216 genera y/o traduce las mediciones con referencia al marco del cuerpo de la aeronave para permitir que se apliquen correcciones sobre el error de sesgo de la aceleración y/o la velocidad.

20 El traductor ejemplar 208 de cuerpo de la aeronave a pista obtiene la verdadera cabeza de pista (por ejemplo, a partir de la base 214 de datos de navegación), la ubicación de la pista (por ejemplo, a partir de la base 214 de datos de navegación), y la posición de la aeronave (por ejemplo, a partir del transceptor 204 del GPS), y genera una matriz de traducción que traduce vectores 3-dimensionales a partir de una referencia con respecto al cuerpo de la aeronave en un marco de referencia fijado a la pista. El traductor 208 ejemplar de la Figura 2 produce una matriz de transformación que puede ser utilizada para transformar las mediciones inerciales desde una referencia centrada en el cuerpo de la aeronave (por ejemplo, coordenadas x, y, z con respecto al cuerpo de la aeronave) en un marco de referencia fijado a la pista (por ejemplo, coordenadas x, y, z con respecto al marco de coordenadas con el origen en la intersección del umbral de pista y la línea central, y el eje-x alineado con la línea central de la pista y el eje-z alineado con la vertical local).

25 Una vez traducidas a la forma rectilínea en el marco de referencia de pista, las mediciones de posición generadas por el receptor 202 del ILS son almacenadas en una memoria intermedia 220. De forma similar, después de la traducción al marco de referencia de pista, las mediciones procedentes de la IRU 216 de la Figura 2 son almacenadas en una memoria intermedia 222. Las memorias intermedias ejemplares 220, 222 de la Figura 2 son memorias intermedias de memoria Primero-en-Entrar, Primero-En-Salir (FIFO) que son suficientemente grandes como para albergar suficientes muestras para corresponder a una primera cantidad (por ejemplo, N1 segundos) de tiempo. De ese modo, el aparato 200 ejemplar almacena los N1 segundos más recientes de los datos de medición de desviación lateral. Las expresiones "desviación lateral" y "posición lateral" son utilizados en la presente memoria de forma intercambiable. Las memorias intermedias 200, 222 pueden almacenar $N1/\Delta T$ muestras, donde ΔT es el intervalo de muestreo de los datos. Después de N1 segundos, una muestra de datos de medición de desviación lateral sale de las memorias intermedias FIFO 220, 222 y no son más tiempo retenidos en la memoria. Las memorias intermedias FIFO 220, 222 ejemplares pueden ser también referidos en la presente memoria como Memorias Intermedias de Historial de Desviación Lateral y/o simplemente memorias intermedias.

30 La memoria intermedia 220 ejemplar de la Figura 2 recibe y almacena las mediciones de desviación lateral obtenidas de la DDM en el convertidor de distancia lateral 212. De ese modo, la memoria intermedia 220 ejemplar de la Figura 2 almacena las mediciones de desviación lateral derivadas del receptor 202 del ILS. Por el contrario, la memoria intermedia 222 ejemplar de la Figura 2 almacena mediciones de aceleración o velocidad procedentes de la IRU 216. Antes de ser almacenadas en la memoria intermedia 222, se estiman y se eliminan los sesgos de la IRU 216 de las mediciones de aceleración obtenidas a partir de la IRU 216 ejemplar a través de un sumador 224 (o substractor). Después de eliminar los sesgos, las mediciones de aceleración ejemplares son traducidas a la referencia de pista multiplicando el vector de aceleraciones por una matriz de transformación obtenida a partir del

traductor 208. El proceso de traducción o transformación es mostrado mediante el multiplicador 226 en la Figura 2. En consecuencia, la memoria intermedia 222 ejemplar de la Figura 2 almacena N1 segundos de mediciones de aceleración derivadas de la IRU 216 después de la traducción al marco de referencia de pista.

5 El aparato 200 ejemplar de la Figura 2 incluye un primer convertidor de posición 228 y un segundo convertidor de posición 230. Los convertidores de posición 228, 230 convierten diferentes números 232, 234 de las mediciones de aceleración almacenadas en el registro intermedio 222 en sus respectivas distancias. Por ejemplo, el primer convertidor de posición 228 de la Figura 2 convierte N1 segundos de mediciones de aceleración (por ejemplo, los N1 segundos más recientes de las mediciones de aceleración) en una distancia mediante la doble integración de las mediciones, obteniendo así una distancia representativa de un cambio de posición de la aeronave durante los N1 segundos. Similarmente, el segundo convertidor de posición 230 ejemplar de la Figura 2 convierte N2 segundos de mediciones de aceleración (por ejemplo, los N2 más recientes de las mediciones de aceleración) en una distancia mediante la doble integración de las mediciones para obtener un cambio de posición de la aeronave durante los N2 segundos. Debido a que la información de aceleración en la memoria intermedia está referida al marco de referencia de pista, los cambios de posición generados por los convertidores de posición 228, 230 están referidos también al marco de referencia de pista.

En el ejemplo de la Figura 2, se escoge el periodo de tiempo N1 como la duración esperada más larga de una perturbación de señal causada por interferencia por sobrevuelo en ILS. El periodo de tiempo N2 de la Figura 2 está escogido como suficientemente largo como para detectar fiablemente la presencia de una interferencia por sobrevuelo en ILS. En consecuencia, el periodo de tiempo N2 ejemplar es más corto que el periodo de tiempo N1 ejemplar. En algunos ejemplos, N1 y N2 están especificados adicionalmente de modo tal que la diferencia entre N1 y N2 es suficientemente grande como para que una imprecisión inaceptable en la estimación del sesgo en la aceleración produzca una diferencia suficiente en los valores deslizados para la imprecisión que se va a detectar.

25 El cambio de posición ejemplar (o la componente lateral del cambio de posición) calculado por el primer convertidor de posición 228 se combina, a través de un sumador 236, con una posición lateral de la aeronave desde N1 segundos antes, la cual es obtenida de la memoria intermedia 220. El sumador 236 ejemplar entrega por tanto una estimación de la posición lateral actual de la aeronave basada en la posición de la aeronave en base a las observaciones del ILS desde N1 segundos antes del instante presente, y el cambio de posición durante los N1 segundos previos en base a la integración de las mediciones inerciales. De forma similar, el cambio de posición ejemplar calculado por el segundo convertidor de posición 230 se combina, a través del sumador 238 con una posición lateral de la aeronave desde N2 segundos antes, la cual es obtenida de la memoria intermedia 220. La señal resultante emitida por el sumador 238 es una estimación de la posición lateral actual de la aeronave basada en las observaciones del ILS desde N2 segundos antes del instante presente y en el cambio de posición durante los N2 segundos previos basado en la integración de las mediciones inerciales. Las señales de medición que salen de los sumadores ejemplares 236, 238 son referidas también en la presente memoria como señales "deslizadas", ya que las mediciones previas son deslizadas o propagadas hacia adelante hasta el instante presente.

40 El aparato 200 ejemplar de la Figura 2 incluye además un selector de posición 240 para recibir y seleccionar entre tres señales de medición de la posición lateral de la aeronave para el guiado. El aparato 200 ejemplar incluye además un detector 242 de sobrevuelo del ILS para detectar la aparición de interferencia por sobrevuelo en el ILS. El selector de posición 240 ejemplar recibe una primera señal de medición procedente del sumador 236 en base a los N1 segundos previos de los datos de medición inercial, una segunda señal de medición procedente del sumador 238 en base a los N2 segundos previos de datos de medición inercial, y una señal de medición de desviación lateral del ILS más reciente procedente del convertidor 212. Las tres mediciones ejemplares recibidas por el selector de posición 240 están expresadas en un marco de referencia idéntico (por ejemplo, el marco de referencia de pista). El selector de posición 240 ejemplar selecciona una de las tres señales para su uso para el guiado. En el ejemplo de la Figura 2, el selector de posición 240 selecciona un valor intermedio (por ejemplo, el promedio) de las tres señales de medición.

Adicional o alternativamente, el selector de posición 240 compara las tres señales de guiado para permitir la detección de una interferencia por sobrevuelo antes de que las tres señales de guiado puedan ser corrompidas por la interferencia por sobrevuelo. De ese modo, el selector de posición 240 ejemplar de la Figura 2 es capaz de proporcionar un guiado libre de perturbaciones en todo momento.

El selector de posición 240 ejemplar puede emitir la señal de medición seleccionada hacia un sistema de control de vuelo para ser usada en el guiado de la aeronave. En el ejemplo de la Figura 2, la emisión del selector de posición 240 ejemplar (por ejemplo, una señal de medición rectilínea referenciada a la pista) es reconvertida de nuevo en desviaciones angulares utilizando el inverso del proceso utilizado para convertir las desviaciones angulares (por ejemplo, las mediciones del ILS) en posiciones rectilíneas (por ejemplo, el proceso utilizado por el DDM hacia el convertidor de distancia lateral 212). La señal de guiado resultante mitiga y/o elimina los efectos de la interferencia por sobrevuelo en ILS.

65 El detector ejemplar 242 de sobrevuelo del ILS detecta la interferencia por sobrevuelo en ILS mediante el análisis de las N2 mediciones de desviación lateral del ILS más recientes. Por ejemplo, el detector 242 de sobrevuelo del ILS

5 puede detectar la interferencia por sobrevuelo en ILS mediante la realización repetida de observaciones matemáticas (por ejemplo, algoritmos de reconocimiento de patrones) sobre los N2 segundos previos de datos almacenados. Adicional o alternativamente, el detector 242 de sobrevuelo del ILS puede comparar las mediciones inerciales con las mediciones de desviación lateral del ILS durante el mismo periodo para determinar si el movimiento aparente del haz localizador del ILS es diferente del movimiento de la aeronave tal como ha sido medido por el IMU en más de cierta magnitud umbral. Como parte del proceso de detección, el detector ejemplar 242 de sobrevuelo del ILS puede determinar el instante del establecimiento de una perturbación por sobrevuelo.

10 En la ausencia de una interferencia o perturbación por sobrevuelo en ILS, las tres mediciones recibidas por el selector de posición 240 de la Figura 2 están dentro de una tolerancia relativamente pequeña la una de la otra. En el ejemplo de la Figura 2, la tolerancia corresponde a la precisión de la estimación del error de sesgo de la aceleración multiplicado por $(N1^2)/2$.

15 Al principio del establecimiento de la interferencia por sobrevuelo en ILS, la señal obtenida por el selector de posición 240 procedente de la memoria intermedia 220 se desvía hacia un valor sustancialmente diferente de las señales deslizadas. En consecuencia, se selecciona una de las dos señales deslizadas como el valor promedio y la señal de salida del selector de posición 240 no cambia drásticamente. Las dos señales deslizadas deberían permanecer sustancial o completamente inafectadas por la interferencia por sobrevuelo durante un periodo de N2 segundos a partir del inicio de la interferencia por sobrevuelo. El detector ejemplar 242 de sobrevuelo del ILS monitoriza los N2 segundos previos de las mediciones procedentes de la memoria intermedia 220 para identificar si se ha producido una perturbación por sobrevuelo. Si se detecta interferencia por sobrevuelo, el selector de posición ejemplar omite un método de selección de un valor promedio para seleccionar una señal con un intervalo completo de deslizamiento de N1 hasta que el tiempo total N1 ha pasado desde el inicio de la perturbación por sobrevuelo (por ejemplo, el tiempo determinado por el detector 242 de sobrevuelo del ILS).

25 La precisión de las señales deslizadas depende de la precisión de las mediciones inerciales. Si existen errores de sesgo del sensor en las mediciones de aceleración, la doble integración realizada por los convertidores de posición 228, 230 hace que los errores de sesgo crezcan exponencialmente a lo largo del tiempo. De ese modo, las correcciones sobre las mediciones inerciales obtenidas a través del estimador de sesgo 218 mejoran la precisión de las señales deslizadas. Para IRUs de alta calidad, se sabe que los errores de sesgo en la aceleración son relativamente estables a lo largo de un periodo de muchas decenas de segundos.

35 El estimador de sesgo 218 ejemplar de la Figura 2 estima los sesgos en la aceleración y/o en la velocidad de las mediciones de aceleración y/o velocidad de la IRU 126. Para estimar los sesgos, el estimador de sesgo 218 recibe entradas procedentes del transceptor 204 de GPS (por ejemplo, un vector de velocidad que tiene una referencia basada en tierra tal como Norte Este Abajo, Este Norte Arriba) y de la IRU 126 (por ejemplo, un vector de aceleración referenciado respecto al cuerpo de la aeronave). Se puede implementar el estimador de sesgo 218 ejemplar utilizando un filtro de Kalman y/o un filtro complementario para estimar el error de sesgo en la aceleración. Se puede configurar cualquier tipo de filtro para hacer que el estimador de sesgo 218 converja sobre una estimación de un valor de sesgo en la aceleración que sea suficientemente próximo al término real de sesgo en la aceleración. Si el valor de sesgo en la aceleración está dentro de un error aceptable, las transformaciones aplicadas por los convertidores de posición 228, 230 a los datos corregidos y transformados en coordenadas no dan lugar a un crecimiento del error inaceptable. Por otro lado, si el estimador de sesgo 218 no estima adecuadamente el término de sesgo de la IRU 216, los procesos de integración realizados por los convertidores de posición 228, 230 experimentan un crecimiento del error inaceptable como función del intervalo de integración.

50 El estimador de sesgo 218 de la Figura 2 puede recibir copias de las salidas de los sumadores 236, 238 para determinar si el error de sesgo es superior a un umbral. Por ejemplo, el estimador de sesgo 218 puede comparar las señales deslizadas para determinar si el error de sesgo ha sido estimado adecuadamente. Si las dos señales deslizadas difieren en una cantidad superior a una cantidad umbral, entonces el error de sesgo es demasiado grande y/o no ha sido estimado adecuadamente. El estimador de sesgo 218 ejemplar puede generar una señal de desviación basada en la comparación como retroalimentación para configurar más el filtro y/o para conseguir una estimación del sesgo adecuada.

55 Si un ruido del tipo de sesgo sin aceleración es aleatorio y no correlacionado en el tiempo, entonces un proceso de integración llevado a cabo por los convertidores de posición 228, 230 ejemplares hace que el ruido sea pequeño. En el caso en el que el ruido es despreciable, se muestra una estimación del término de sesgo en la aceleración en la Ecuación 1:

$$60 \quad d_s \approx A_{be} \frac{N_1^2 - N_2^2}{2} \quad (\text{Ecuación 1}),$$

65 donde d_s es el estimador del término de sesgo en la aceleración, A_{be} es el error de sesgo residual en la aceleración, que queda después de la corrección realizada por el estimador de sesgo, y N_1 y N_2 son los tiempos explicados anteriormente. Sin embargo, la d_s observable se confunde con el error residual sin sesgo de aceleración en la salida

de los procesos de integración. En consecuencia, el ruido de sesgo sin aceleración puede ser caracterizado antes de la configuración del estimador de sesgo 218 y/o puede ser caracterizado por el estimador de sesgo 218 para actualizar el filtro. Mediante la caracterización del ruido de sesgo sin aceleración, el estimador de sesgo 218 ejemplar puede establecer un umbral más preciso para la detección de un error de sesgo residual inaceptable.

5 Aunque el aparato 200 ejemplar de la Figura 2 utiliza una memoria intermedia 222 única para almacenar las mediciones de aceleración, se pueden utilizar de forma adicional o alternativa múltiples memorias intermedias de diferentes longitudes (por ejemplo, N1 segundos, N2 segundos) para almacenar las mediciones de aceleración. En algunos otros ejemplos, la memoria intermedia 222 almacena más de N1 segundos de datos, mientras que las
10 señales son únicamente deslizadas durante N1 segundos y N2 segundos, respectivamente. Después de una detección de la interferencia por sobrevuelo, toda la memoria intermedia 222 puede ser evaluada repetidamente para determinar cuando ha terminado la interferencia por sobrevuelo. Adicional o alternativamente, las memorias intermedias 220, 222 pueden deslizar las muestras almacenadas desde un instante anterior al instante del establecimiento de interferencia por sobrevuelo. En otras palabras, la longitud superior de un evento de interferencia
15 por sobrevuelo utilizado por el aparato 200 de la Figura 2 puede ser más largo que N1.

El aparato 200 ejemplar de la Figura 2 incluye adicionalmente un ordenador 244 de desviación lateral. El ordenador 244 de desviación lateral ejemplar de la Figura 2 obtiene la posición seleccionada a partir del selector de posición 240 y un proceso y/o parámetros de conversión de DDM en distancia lateral del convertidor ejemplar 212 de DDM en distancia lateral. El ordenador 244 de desviación lateral traduce las desviaciones laterales procedentes del selector de posición 240 a la forma angular (partiendo de una forma rectilínea) utilizando la misma información usada para
20 convertir las mediciones angulares del receptor 202 del ILS en forma de distancia lateral o rectilínea. Como resultado, se reduce o se cancela la contribución de los errores.

25 La Figura 3 es un diagrama de bloques de otro aparato 300 ejemplar para mitigar la interferencia por sobrevuelo de un ILS. El aparato 300 ejemplar de la Figura 3 incluye un receptor 202 de ILS, un transceptor 204 de GPS, un traductor 208 de cuerpo de la aeronave a pista, un calculador 210 de distancia hasta el umbral, un convertidor 212 de DDM en distancia lateral, una base 214 de datos de navegación, una IRU 216, un estimador de sesgo 218, memorias intermedias 220, 222, un sumador 224, un multiplicador 226, un convertidor 228 de posición, sumadores 236, 238, un selector de posición 240 y un detector 242 de sobrevuelo del ILS. El receptor 202 del ILS, el transceptor 204 de GPS, el traductor 208 de cuerpo de la aeronave a pista, el calculador 210 de distancia hasta el umbral, el convertidor 212 de DDM en distancia lateral, la base 214 de datos de navegación, la IRU 216, el estimador 218 de sesgo, las memorias intermedias 220, 222, el sumador 224, el multiplicador 226, los convertidores 228 de posición, los sumadores 236, 238, el selector de posición 240, el detector 242 de sobrevuelo del ILS, y el ordenador 244 de
35 desviación lateral son sustancialmente idénticos a los elementos respectivos descritos en relación con la Figura 2 y, de ese modo, no son explicados con más detalle para evitar una descripción redundante.

Al contrario que con el aparato 200 ejemplar de la Figura 2, el aparato 300 ejemplar de la Figura 3 utiliza mediciones de velocidad generadas por la IRU 216 además de y/o como alternativa a las mediciones de aceleración. Llegados a este punto, el aparato 300 ejemplar de la Figura 3 incluye un traductor 302 de tierra a pista, un sumador 304, un multiplicador 306, una memoria intermedia 308 de velocidad, y un convertidor de posición 310.
40

La IRU 216 de la Figura 3 mide la velocidad de la aeronave con respecto al marco de referencia fijado a tierra (por ejemplo, según una referencia Norte Este Abajo, según una referencia Este Norte Arriba, etcétera). En consecuencia, el traductor ejemplar 302 de la Figura 3 produce una matriz de transformación que traduce la velocidad de la aeronave de una referencia de tierra a una referencia de pista. El traductor 302 de tierra a pista de la Figura 3 obtiene la verdadera cabecera de la pista, la ubicación de la pista, la posición de la aeronave y las mediciones inerciales (por ejemplo, velocidad), y genera una matriz de traducción de una referencia con respecto al cuerpo de la aeronave en una referencia con respecto a tierra. El traductor 302 de tierra a pista puede generar una matriz de traducción para permitir la transformación de las mediciones inerciales desde una referencia centrada en tierra (por ejemplo, coordenadas x, y, z con respecto a la tierra) en un umbral de pista y/o una referencia centrada en la intersección de la línea central (por ejemplo, coordenadas x, y, z con respecto a la intersección del umbral de pista y la línea central). Además de estimar el sesgo en la aceleración, el estimador de sesgo 218 de la Figura 3 estima un sesgo de medición de la velocidad de la IRU 216. El sumador 304 de la Figura 3 elimina el sesgo estimado (por ejemplo, resta un valor de sesgo, suma un valor negativo de sesgo, etc.) a partir de la medición de velocidad emitida por la IRU 216 ejemplar. La salida del sumador 304 es traducida a una referencia de pista por el multiplicador 306 (por ejemplo, multiplicando el vector de medición de la velocidad con la matriz de traducción procedente del traductor 302).
50

El multiplicador 306 emite mediciones de velocidad referidas a la pista, que son almacenadas en la memoria intermedia 308. La memoria intermedia 308 de la Figura 3 es una memoria intermedia FIFO que almacena los N2 segundos más recientes de las mediciones de velocidad. Tal como se ha citado anteriormente, en el ejemplo mostrado se escoge N2 como un periodo de tiempo suficientemente largo como para detectar fiablemente la presencia de interferencia por sobrevuelo en ILS.
60

65 El convertidor de posición 310 de la Figura 3 convierte N2 segundos de mediciones de velocidad almacenadas en la

memoria intermedia 308 en un cambio de posición. Por ejemplo, el convertidor de posición 310 de la Figura 3 puede integrar las mediciones de velocidad durante el periodo de tiempo de N2 segundos. El sumador 238 de la Figura 3 suma el cambio de posición determinado por el determinador de posición 310 a la medición de posición correspondiente a N2 segundos antes obtenida de memoria intermedia 220. El sumador 238 emite una estimación de la posición lateral actual de la aeronave en base a la posición de la aeronave basada en las observaciones del ILS desde los N2 segundos pasados y al cambio de posición durante los N2 segundos anteriores basado en la integración de las mediciones inerciales hacia el selector de posición 240. Como resultado, el selector de posición 240 de la Figura 3 dispone de tres mediciones, donde una de las mediciones está basada en mediciones del ILS pasadas que han sido propagadas hacia adelante hasta el instante presente en base a la integración de las mediciones de velocidad procedentes de la IRU 216 en lugar de ser propagadas hacia adelante en base a las mediciones de aceleración.

La Figura 4 muestra un marco ejemplar 400 de coordenadas de pista que puede ser utilizado para determinar la posición de una aeronave 402 durante el aterrizaje. La base ejemplar 214 de datos de navegación de la Figura 2 puede almacenar información utilizada para generar y/o acceder al marco 400 de coordenadas. El marco 400 de coordenadas y la posición 402 de la aeronave no están representados a escala.

El marco 400 de coordenadas incluye unas líneas 404 de marco de referencia de la desviación lateral para medir la desviación lateral respecto la línea central 406 de la pista. Adicionalmente, el marco 400 de coordenadas de la Figura 4 puede medir líneas de distancia 408 referidas al umbral de pista 410. El convertidor ejemplar 212 de DDM en distancia lateral, y los convertidores de posición 228, 230 de la Figura 2 se refieren al marco 400 de coordenadas ejemplar para convertir las desviaciones angulares de la aeronave ejemplar 402.

Aunque en la Figura 4 se muestra un marco 400 de coordenadas de referencia, se pueden construir marcos de referencia alternativos para proporcionar una referencia común para la desviación lateral. Aunque en las Figuras 2 y/o 3 se han representado formas ejemplares de implementar el aparato 200, 300, uno o más de los elementos, procesos y/o dispositivos mostrados en las Figuras 2 y/o 3 pueden ser combinados, divididos, reorganizados, omitidos, eliminados y/o implementados de alguna otra manera. Adicionalmente, el receptor ejemplar 202 del ILS, el transceptor ejemplar 204 de GPS, el traductor ejemplar 208 de cuerpo de la aeronave a pista, el calculador ejemplar 210 de distancia hasta el umbral, el convertidor ejemplar 212 de distancia lateral, la base 214 de datos de navegación ejemplar, la IRU 216 ejemplar, el estimador ejemplar 218 de sesgo, las memorias intermedias 220, 222, 308 ejemplares, los sumadores ejemplares 224, 236, 238, 304, los multiplicadores 226, 306 ejemplares, los convertidores de posición 228, 230, 310 ejemplares, el selector de posición 240 ejemplar, el detector ejemplar 242 de sobrevuelo del ILS, el ordenador ejemplar 244 de desviación lateral, el traductor ejemplar 302 de tierra a pista, y/o, más generalmente, el aparato 200, 300 ejemplar de las Figuras 2 y/o 3 pueden estar implementados mediante hardware, software, firmware y/o cualquier combinación de hardware, software y/o firmware. De ese modo, por ejemplo, cualquiera de entre el receptor ejemplar 202 de ILS, el transceptor ejemplar 204 de GPS, el traductor ejemplar 208 de cuerpo de la aeronave a pista, el calculador ejemplar 210 de distancia hasta el umbral, el convertidor ejemplar 212 de DDM en distancia lateral, la base ejemplar 214 de datos de navegación, la IRU 216 ejemplar, el estimador 218 ejemplar de sesgo, las memorias intermedias 220, 222, 308 ejemplares, los sumadores 224, 236, 238, 304, los multiplicadores 226, 306 ejemplares, los convertidores de posición 228, 230, 310 ejemplares, el selector de posición 240 ejemplar, el detector ejemplar 242 de sobrevuelo del ILS, el ordenador ejemplar 244 de desviación lateral, el traductor ejemplar 302 de tierra a pista, y/o, más generalmente, el aparato 200, 300 ejemplar pueden estar implementados mediante uno o más circuitos, procesadores programables, circuitos integrado específico de aplicación (ASIC(s)), dispositivos lógicos programables (PLD(s)) y/o dispositivos lógicos programables in-situ (FPLD(s)), etc. Cuando cualquiera de las reivindicaciones de aparato o sistema de esta patente son leídas en cuanto a la cobertura de una implementación puramente de software y/o firmware, al menos uno de entre el receptor ejemplar 202 del ILS, el transceptor ejemplar 204 de GPS, el traductor ejemplar 208 de cuerpo de la aeronave a pista, el calculador ejemplar 210 de distancia hasta el umbral, el convertidor ejemplar 212 de DDM en distancia lateral, la base ejemplar 214 de datos de navegación, la IRU 216 ejemplar, el estimador 218 ejemplar de sesgo, las memorias intermedias 220, 222, 308 ejemplares, los sumadores ejemplares 224, 236, 238, 304, los multiplicadores 226, 306 ejemplares, los convertidores de posición 228, 230, 310 ejemplares, el selector de posición 240 ejemplar, el detector ejemplar 242 de sobrevuelo del ILS, el ordenador ejemplar 244 de desviación lateral, y/o el traductor ejemplar 302 de tierra a pista, están definidos expresamente en la presente memoria como incluyendo un medio tangible de almacenamiento legible por un ordenador, tal como una memoria, DVD, CD, Blu-ray, etc. que almacena el software y/o firmware. Aún más, el aparato 200, 300 ejemplar de las Figuras 2 y/o 3 puede incluir uno o más elementos, procesos y/o dispositivos además, o en lugar, de los mostrados en las Figuras 2 y/o 3, y/o pueden incluir más de uno de cualquiera o de todos los elementos, procesos y dispositivos mostrados.

En las Figuras 5, 6A, 6B y 7 se muestran diagramas de flujo representativos de los métodos ejemplares para implementar el aparato 200, 300 ejemplar de las Figuras 2 y/o 3. En estos ejemplos, los métodos pueden ser implementados mediante instrucciones legibles por una máquina que comprendan programas para ejecutar por un procesador tal como el procesador 1012 mostrado en la plataforma de procesador 1000 ejemplar que se explica a continuación en relación a la Figura 10. Los programas pueden estar incorporados en software almacenado en un medio tangible de almacenamiento legible por ordenador, tal como un CD-ROM, un disco flexible, un disco duro, un disco versátil digital (DVD), un disco Blu-ray o una memoria asociada con el procesador 1012, pero la totalidad de

los programas y/o de partes de los mismos podrían ser ejecutados de forma alternativa por un dispositivo distinto del procesador 1012 y/o incorporados en firmware o en hardware dedicado. Adicionalmente, aunque los programas ejemplares están descritos en relación a los diagramas de flujo mostrados en las Figuras 5 a 7, se pueden utilizar alternativamente muchos otros métodos de implementación del aparato 200, 300 ejemplar. Por ejemplo, el orden de ejecución de los bloques puede ser cambiado, y/o algunos de los bloques descritos pueden ser cambiados, eliminados o combinados.

Como se ha mencionado anteriormente, los métodos ejemplares de las Figuras 5 a 7 pueden ser implementados utilizando instrucciones codificadas (por ejemplo, instrucciones legibles por ordenador) almacenadas en un medio tangible de almacenamiento legible por ordenador, tal como una unidad de disco duro, una memoria flash, una memoria de sólo lectura (ROM), un disco compacto (CD), un disco versátil digital (DVD), una memoria caché, una memoria de acceso aleatorio (RAM) y/o cualquier otro medio de almacenamiento en el que se almacene información durante cualquier duración (por ejemplo, durante periodos de tiempo extendidos, permanentemente, breves instancias, para almacenamiento intermedio temporal, y/o para almacenar información en memoria caché). Tal como se usa en la presente memoria, el término medio tangible de almacenamiento legible por un ordenador está definido expresamente como incluyendo cualquier tipo de almacenamiento legible por un ordenador y como excluyendo señales en propagación. Adicional o alternativamente, los métodos ejemplares de las Figuras 5 a 7 pueden estar implementados utilizando instrucciones codificadas (por ejemplo, instrucciones legibles por ordenador) almacenadas en un medio de almacenamiento no-transitorio legible por ordenador, tal como una unidad de disco duro, una memoria flash, una memoria de sólo lectura, un disco compacto, un disco versátil digital, una memoria caché, una memoria de acceso aleatorio y/o cualquier otro medio de almacenamiento en el que se almacena información durante cualquier duración (por ejemplo, durante periodos de tiempo extendidos, permanentemente, breves instancias, para almacenamiento intermedio provisional, y/o para almacenar información en caché). Como se usa en la presente memoria, la expresión medio de almacenamiento no-transitorio legible por ordenador está definido expresamente como incluyendo cualquier tipo de almacenamiento legible por ordenador y como excluyendo señales en propagación. Como se usa en la presente memoria, cuando se utiliza la frase "al menos" como el término de transición en un preámbulo de una reivindicación, éste tiene un sentido abierto del mismo modo que el término "comprendiendo" tiene un sentido abierto.

La Figura 5 es un diagrama de flujo representativo de un método 500 ejemplar para generar una información de guiado de aeronave. Las instrucciones 500 ejemplares pueden ser ejecutadas por el aparato ejemplar 200 y/o 300 de las Figuras 2 y/o 3 para mitigar los efectos de la interferencia por sobrevuelo en ILS sobre el guiado de aeronaves.

El aparato 200 ejemplar realiza una primera medición de una posición de una aeronave (por ejemplo, una aeronave en la cual el aparato 200 está instalado o implementado de otra manera) en relación a una primera ubicación en base a un ILS (bloque 502). Por ejemplo, el receptor 202 del ILS de la Figura 2 puede recibir una señal localizadora de ILS, la cual es convertida por el convertidor 212 de DDM en distancia lateral en una distancia lateral de la aeronave respecto una línea central de la pista.

El aparato 200 ejemplar de la Figura 2 realiza una segunda medición de la posición de la aeronave en base a mediciones de la IRU durante un primer periodo de tiempo (bloque 504). Por ejemplo, la IRU 216 de la Figura 2 puede generar mediciones de aceleración durante un primer periodo de tiempo (por ejemplo, N1 segundos) anterior a la primera medición basada en el ILS. Las mediciones de aceleración ejemplares pueden ser corregidas en cuanto a sesgo en la aceleración (por ejemplo, a través del estimador 218) y convertidas a un sistema de coordenadas de referencia compatible (por ejemplo, a un sistema de coordenadas de referencia común con las mediciones de posición del ILS, para un marco 400 de coordenadas de pista, etc.). El convertidor de posición 228 convierte las mediciones de aceleración durante el primer periodo de tiempo en un cambio de posición de la aeronave durante el primer periodo de tiempo. El cambio de posición ejemplar es combinado con una medición de posición realizada al principio del primer periodo de tiempo (por ejemplo, N1 segundos antes). La combinación da lugar a una segunda medición de la posición de la aeronave en sustancialmente el mismo instante que la medición basada en ILS del bloque 502.

El aparato 200 ejemplar de la Figura 2 realiza una tercera medición de la posición de la aeronave en base a mediciones de la IRU durante un segundo periodo de tiempo (bloque 506). Por ejemplo, la IRU 216 de la Figura 2 puede generar mediciones de velocidad y/o aceleración durante un segundo periodo de tiempo (por ejemplo, N2 segundos) anterior a la primera medición basada en el ILS. Las mediciones de aceleración ejemplares pueden ser corregidas en cuanto a sesgo de velocidad y/o aceleración (por ejemplo, a través del estimador de sesgo 218) y convertidas a un sistema de coordenadas de referencia compatible (por ejemplo, a un sistema de coordenadas de referencia común con las mediciones de posición del ILS). El convertidor de posición 230 convierte las mediciones de velocidad y/o aceleración durante el segundo periodo de tiempo en un cambio de posición de la aeronave durante el segundo periodo de tiempo. El cambio de posición ejemplar se combina con una medición de posición realizada al principio del segundo periodo de tiempo (por ejemplo, N2 segundos antes). La combinación da lugar a una segunda medición de la posición de la aeronave en sustancialmente el mismo instante que la medición basada en ILS del bloque 502 y/o la medición basada en IRU del bloque 504.

El aparato 200 ejemplar genera información de guiado para la aeronave en base a una escogida de entre la primera, segunda o tercera mediciones (bloque 508). Por ejemplo, el selector de posición 240 de la Figura 2 selecciona entre la primera, segunda y tercera mediciones para usarla como posición de la aeronave para generar información de guiado. En algunos ejemplos, el selector de posición 240 selecciona uno intermedio de los tres valores de posición. Sin embargo, el selector de posición 240 puede seleccionar entre las mediciones de posición utilizando cualquier otro criterio que dé lugar a la selección de una señal que no ha sido corrompida por la interferencia por sobrevuelo en ILS.

Las Figuras 6A y 6B muestran un diagrama de flujo representativo de un método 600 ejemplar para mitigar y/o detectar la interferencia por sobrevuelo en ILS. El método 600 ejemplar de las Figuras 6A y 6B puede ser implementado utilizando el aparato 200 y/o 300 ejemplar de las Figuras 2 y/o 3. El receptor 202 del ILS de la Figura 2 determina si una(s) señal(es) localizadora(s) de ILS es(son) detectada(s) (bloque 602). Por ejemplo, el receptor 202 del ILS puede detectar las señales localizadoras cuando una aeronave se está aproximando a una pista para aterrizar. Si no se detectan las señales localizadoras de ILS (bloque 602), el control procede al bloque 602 hasta que las señales localizadoras de ILS son detectadas. Cuando una señal localizadora de ILS es detectada (bloque 602), el calculador ejemplar 210 de distancia hasta el umbral y/o los traductores 208, 302 de las Figuras 2 y/o 3 obtienen un marco 400 de referencia de pista (bloque 604). El marco 400 de referencia ejemplar se basa en la ubicación y la orientación de la pista, y puede ser obtenido a partir de la base 214 de datos de navegación de la Figura 2, a modo de, por ejemplo, dos o más puntos que definen la línea central de la pista y/o el umbral.

El estimador de sesgo 218 ejemplar de la Figura 2 estima un sesgo de la medición de la IRU (bloque 606). Por ejemplo, el estimador de sesgo 218 puede aplicar un filtro Kalman o complementario a una combinación de mediciones de GPS y de IRU para determinar un sesgo en la aceleración y un sesgo en la velocidad de las mediciones procedentes de la IRU 216.

El receptor ejemplar 202 del ILS recibe las señales localizadoras de ILS (bloque 608). Las señales localizadoras de ILS recibidas por el receptor 202 del ILS son representativas de una desviación lateral de la aeronave con respecto a la línea central de la pista. El convertidor ejemplar 212 de DDM en distancia lateral de la Figura 2 convierte las señales localizadoras en una posición lateral con respecto al marco 400 de referencia (bloque 610). La memoria intermedia 220 FIFO almacena la posición o la distancia lateral (bloque 612). El almacenamiento de la distancia lateral hace que la memoria intermedia 220 elimine la muestra de distancia lateral más antigua almacenada en la memoria intermedia 220.

La IRU 216 de la Figura 2 realiza medición(es) de la IRU (bloque 614). Por ejemplo, la IRU 216 puede medir una aceleración de la aeronave (por ejemplo, con respecto al cuerpo de la aeronave) y/o una velocidad de la aeronave (por ejemplo, con referencia a la tierra). El estimador de sesgo 218 y/o los sumadores 224, 304 de las Figuras 2 y/o 3 corrigen cualquier sesgo de la medición de la IRU en las mediciones de la IRU (bloque 616). Los traductores 208, 302 y/o los multiplicadores 226, 306 de las Figuras 2 y/o 3 convierten la(s) medición(es) de la IRU en una referencia de pista (por ejemplo, en el marco 400 de coordenadas de pista) (bloque 618). Las mediciones de la IRU convertidas son almacenadas en memoria(s) intermedia(s) respectiva(s) (bloque 620). Por ejemplo, la(s) medición(es) de aceleración es(son) almacenada(s) en la memoria intermedia 222 y/o la(s) medición(es) de velocidad es(son) almacenada(s) en la memoria intermedia 308. El almacenamiento de las mediciones en la(s) memoria(s) intermedia(s) 222, 308 FIFO hacen que la(s) memoria(s) intermedia(s) 222, 308 eliminen la(s) muestra(s) más antigua(s) de cada una de las respectivas memoria(s) intermedia(s) 222, 308.

El aparato 200 genera medición(es) de posición de la aeronave a partir de medición(es) de la IRU convertida(s) almacenada(s) en la(s) memoria(s) intermedia(s) 222, 308 (bloque 622). Por ejemplo, los convertidores de posición 228, 230, 310 integran la(s) medición(es) de la IRU convertida(s) para obtener cambio(s) medido(s) en la posición de la aeronave. Los sumadores 236, 238 suman el(los) cambio(s) medido(s) en la posición con las mediciones pasadas correspondientes de la posición de la aeronave (por ejemplo, las mediciones del ILS almacenadas en la memoria intermedia 220) que han sido propagadas hacia adelante. Los sumadores 236, 238 emiten señales de posición.

El aparato 200 ejemplar selecciona una señal de posición para generar información de guiado de aeronave (bloque 624). Por ejemplo, el selector de posición 240 de las Figuras 2 y/o 3 puede escoger de entre múltiples mediciones de la posición de la aeronave. Las mediciones ejemplares de entre las cuales elige el selector de posición 240 son derivadas del receptor 202 del ILS y de la IRU 216. Un método que se puede realizar para implementar el bloque 624 está descrito a continuación con respecto a la Figura 7.

El detector ejemplar 242 de sobrevuelo del ILS de las Figuras 2 y/o 3 determina si la interferencia por sobrevuelo en ILS es detectada (bloque 626). Por ejemplo, el detector 242 de sobrevuelo del ILS puede detectar una característica representativa de una interferencia en ILS procedente de la(s) señal(es) recibida(s) en el receptor 202 del ILS durante un periodo de tiempo. Si no se detecta interferencia por sobrevuelo en el ILS (bloque 626), el control regresa al bloque 608.

Si se detecta interferencia por sobrevuelo en ILS (bloque 626), el detector 242 de sobrevuelo del ILS y/o el selector de posición 240 de las Figuras 2 y/o 3 descartan la(s) medición(es) de posición del ILS (por ejemplo, las únicas

mediciones de posición del ILS en la memoria intermedia 220) de su uso para el guiado de aeronaves (Figura 6B, bloque 628). El selector de posición 240 selecciona señales de posición en base a mediciones de la IRU para el guiado de la aeronave (por ejemplo, sin considerar mediciones sólo de ILS). En algunos ejemplos, el selector de posición 240 puede utilizar los mismos métodos que en el bloque 624. En algunos otros ejemplos, el selector de posición 240 puede utilizar un método diferente para seleccionar una señal de posición sin el uso de las mediciones del ILS. Por ejemplo, la medición de posición basada en ILS puede ser considerada para el guiado de aeronaves, pero ser efectivamente descartada de consideración como señal de guiado de aeronaves basada en reglas de selección de señal de posición de aeronave.

El detector 242 de sobrevuelo del ILS determina si el evento de interferencia por sobrevuelo en ILS ha terminado (bloque 632). En algunos ejemplos, el detector 242 de sobrevuelo del ILS espera un cantidad umbral de tiempo (por ejemplo, N1 segundos), después de la cual se espera o se predice que la interferencia en ILS haya terminado. En algunos otros ejemplos, el detector 242 de sobrevuelo del ILS continua monitorizando las señales del ILS para determinar si ha terminado el evento de interferencia en el ILS (por ejemplo, una característica de interferencia por sobrevuelo deja de estar presente en las señales del ILS). Si el evento de interferencia por sobrevuelo en ILS ha terminado (bloque 632), el detector ejemplar 242 de sobrevuelo en el ILS y/o el selector ejemplar de posición 240 reestablecen la medición en base a las mediciones del ILS actuales para su uso en guiado de aeronaves (bloque 624). Después del restablecimiento de la medición para su uso en guiado (bloque 624), o si el evento de interferencia por sobrevuelo en ILS no ha terminado (bloque 632), el control regresa al bloque 608 de la Figura 6A para continuar midiendo la posición de la aeronave. Adicionalmente, mientras permanece la interferencia por sobrevuelo en ILS, el bloque 626 ejemplar continua pasando el control a los bloques 628-634 de las Figuras 6B.

La Figura 7 es un diagrama de flujo representativo de un método 700 ejemplar para seleccionar una señal de posición para el guiado de aeronaves. El método 700 ejemplar de la Figura 7 puede ser implementado utilizando el aparato 200 y/o 300 ejemplar de las Figuras 2 y/o 3 para implementar el bloque 622 de la Figura 6. El selector de posición 240 de las Figuras 2 y/o 3 obtiene una medición de posición actual (por ejemplo, la más reciente) del ILS (bloque 702). Por ejemplo, el selector de posición 240 puede obtener la medición más reciente de la memoria intermedia 220 de las Figuras 2 y/o 3.

El convertidor de posición 228 de las Figuras 2 y/o 3 convierte los N1 segundos más recientes de las mediciones de la IRU en un primer cambio de posición (bloque 704). Por ejemplo, el convertidor de posición 228 puede recibir la cuantía de N1 segundos de muestras de aceleración de una aeronave procedentes de la memoria intermedia 222 y realizar una integración doble de las muestras durante los N1 segundos (por ejemplo, realizar una integración de las mediciones de aceleración durante los N1 segundos, y luego realizar una integración de los resultados de la primera integración durante los N1 segundos) para obtener un cambio de posición de la aeronave durante los N1 segundos. El sumador 236 de las Figuras 2 y/o 3 genera una primera medición de posición en la IRU a partir del primer cambio de posición y una medición de posición del ILS de N1 segundos antes a la medición de posición más reciente del IS (por ejemplo, una medición de posición del ILS deslizada hacia adelante N1 segundos hacia el instante presente) (bloque 706). De ese modo, la primera medición de posición del ILS ejemplar es una medición del cambio de posición de la aeronave durante los N1 segundos previos.

El convertidor de posición 230, 310 de las Figuras 2 y/o 3 convierte los N2 segundos más recientes de mediciones de la IRU en un segundo cambio de posición (bloque 708). Por ejemplo, el convertidor de posición 230 de la Figura 2 puede recibir N2 segundos de muestras de aceleración de una aeronave procedentes de la memoria intermedia 222 y realizar una integración doble de las muestras durante los N2 segundos (por ejemplo, realizar una integración de las mediciones de aceleración durante los N2 segundos, y después realizar una integración de los resultados de la primera integración durante los N2 segundos) para obtener un cambio de posición de la aeronave durante los N2 segundos. En algunos otros ejemplos, el convertidor de posición 310 de la Figura 3 puede recibir N2 segundos de muestras de velocidad de la aeronave procedentes de la memoria intermedia 308 e integrar las muestras durante los N2 segundos para obtener un cambio de posición de la aeronave durante los N2 segundos. El sumador 238 de las Figuras 2 y/o 3 genera una segunda medición de posición de IRU a partir del segundo cambio de posición y una medición de posición del ILS a partir de los N2 segundos anteriores a la medición de posición más reciente (por ejemplo, una medición de posición del ILS deslizada hacia adelante N2 segundos hacia el instante presente) (bloque 710). De ese modo, la segunda medición de posición IRU es una medición del cambio de posición de la aeronave durante los N2 segundos anteriores.

El selector de posición 240 de las Figuras 2 y/o 3 escoge entre la medición de posición del ILS actual, la primera medición de posición de la IRU, o la segunda medición de posición de la IRU (bloque 712). En algunos ejemplos, el selector de posición 240 escoge la medición que tiene el valor intermedio (por ejemplo, el promedio) de las tres mediciones. En base a la medición escogida, el selector de posición 240 ejemplar genera información de guiado de aeronave (bloque 714). Por ejemplo, el selector de posición 240 puede generar información de guiado de aeronave para mantener la aeronave en un curso uniforme durante un evento de interferencia por sobrevuelo en ILS para evitar desviaciones indeseadas en la trayectoria de la aeronave. Las instrucciones 700 ejemplares pueden entonces finalizar y el control regresa al bloque 624 de la Figura 6A. Ejemplos de la descripción pueden ser descritos en el contexto de un método 800 de fabricación de plataforma y de servicio, como se representa en la Figura 8 y una plataforma 900, tal como una aeronave, como se representa en la Figura 9. Durante la pre-producción, el método

800 ejemplar puede incluir una especificación y un diseño (bloque 802) de la plataforma 900 (por ejemplo, una aeronave). La preproducción puede incluir además el abastecimiento de material (bloque 804). Durante la producción, tiene lugar la fabricación de componentes y subestructuras (bloque 806) y la integración del sistema (bloque 808) de la plataforma 900 (por ejemplo, una aeronave). Durante la fabricación de componentes y subestructuras (bloque 806) y/o la integración del sistema (bloque 808), el aparato 200, 300 de las Figuras 2 y/o 3 puede ser implementado dentro de los sistemas de medición y/o guiado de aeronaves (por ejemplo, en forma de software y/o hardware). A continuación, la plataforma 900 (por ejemplo, una aeronave) puede someterse a certificación y entrega (bloque 810) con el fin de ser puesta en servicio (bloque 812). Durante su servicio llevado a cabo por un cliente, la plataforma 900 (por ejemplo, una aeronave) es programada para servicio y mantenimiento rutinarios (bloque 814), los cuales pueden incluir además modificaciones, reconfiguraciones, reformas, etc.

Cada una de las operaciones del método 800 ejemplar puede ser llevada a cabo o ejecutada por un integrador de sistema, un tercero, y/o un operador (por ejemplo, un cliente). Para los propósitos de esta descripción, un integrador de sistema puede incluir, sin limitación, cualquier número de fabricantes de plataforma (por ejemplo, una aeronave) y subcontratistas de sistemas principales; un tercero puede incluir, sin limitación, cualquier número de vendedores, subcontratistas y proveedores; y un operador puede ser una aerolínea, una empresa de alquiler, una entidad militar, una organización de servicios, y así sucesivamente.

Como se representa en la Figura 9, la plataforma 900 (por ejemplo, una aeronave) producida por el método 800 ejemplar puede incluir un marco 902 con una pluralidad de sistemas 904 y un interior 906. Ejemplos de sistemas 904 de alto nivel pueden incluir uno o más de entre un sistema de propulsión 908, un sistema eléctrico 910, un sistema hidráulico 912, y un sistema medioambiental 914. Los sistemas y métodos ejemplares descritos en la presente memoria pueden ser integrados dentro de los sistemas ejemplares 904, 908, 910, 912, 914. Cualquier número de otros sistemas puede ser incluido.

Los aparatos y los métodos contenidos en la presente memoria pueden ser empleados durante una cualquiera o más etapas del método 800 de producción y servicio. Por ejemplo, componentes o subestructuras correspondientes al proceso de producción 806 pueden ser fabricados o manufacturados de un modo similar a los componentes o subestructuras producidas mientras la plataforma 900 (por ejemplo, una aeronave) está en servicio 812. Además, una o más realizaciones del aparato, realizaciones del método, o una combinación de las mismas pueden ser implementadas durante las etapas de la producción 806 y 808, por ejemplo, mediante el envío substancial del montaje, o mediante la reducción del coste, de una plataforma 900 (por ejemplo, una aeronave). De modo similar, una o más realizaciones del aparato, realizaciones del método, o una combinación de las mismas pueden ser utilizadas mientras la plataforma 900 (por ejemplo, una aeronave espacial) está en servicio 812, por ejemplo y sin limitación, para el mantenimiento y el servicio 814.

La Figura 10 es un diagrama de bloques de una plataforma de procesador 1000 ejemplar para implementar los métodos de las Figuras 5 a 7 y/o para implementar los sistemas 200, 300 de las Figuras 2 y/o 3. La plataforma de procesador 1000 puede ser, por ejemplo, un servidor, un ordenador de navegación, o cualquier otro tipo de dispositivo informático o combinación de dispositivos informáticos.

La plataforma de procesador 1000 del ejemplo presente incluye un procesador 1012. Por ejemplo, el procesador 1012 puede ser implementado mediante uno o más microprocesadores o controladores de cualquier familia o fabricante deseados.

El procesador 1012 incluye una memoria local 1013 (por ejemplo, una memoria caché) y está en comunicación con una memoria principal que incluye una memoria volátil 1014 y una memoria no-volátil 1016 a través de una interconexión (bus) 1018. La memoria volátil 1014 puede estar implementada por una Memoria de Acceso Síncrono Dinámico Aleatorio (SDRAM), una Memoria de Acceso Dinámico Aleatorio (DRAM), una Memoria de Acceso Dinámico Aleatorio RAMBUS (RDRAM) y/o cualquier otro tipo de dispositivo de memoria de acceso aleatorio. La memoria no-volátil 1016 puede estar implementada por una memoria flash y/o cualquier otro tipo deseado de dispositivo de memoria. El acceso a la memoria principal 1014, 1016 está controlado por un controlador de memoria.

La plataforma de procesador 1000 incluye además un circuito de interfaz 1020. El circuito de interfaz 1020 puede estar implementado por cualquier tipo de interfaz estándar, tal como una interfaz Ethernet, una interconexión serie universal (USB) y/o una interfaz rápida de PCI.

Uno o más dispositivos de entrada 1022 están conectados al circuito de interfaz 1020. El(los) dispositivo(s) de entrada 1022 permite(n) al usuario introducir datos y comandos dentro del procesador 1012. El(los) dispositivo(s) de entrada puede(n) estar implementado(s) mediante, por ejemplo, un teclado, un ratón, una pantalla táctil, un sistema de reconocimiento de voz, y/o cualquier otro método de entrada o dispositivo de entrada.

Uno o más dispositivos de salida 1024 están conectados al circuito de interfaz 1020. Los dispositivos de salida 1024 pueden estar implementados, por ejemplo, mediante dispositivos de visualización (por ejemplo, una pantalla de cristal líquido, una pantalla de tubo de rayos catódicos (CRT), una impresora y/o altavoces). El circuito de interfaz 1020, de ese modo, incluye típicamente una tarjeta controladora gráfica.

5 El circuito de interfaz 1020 incluye además un dispositivo de comunicación tal como un módem o una tarjeta de interfaz de red para facilitar el intercambio de datos con ordenadores externos a través de una red 1026 (por ejemplo, una conexión Ethernet, una conexión de red de área local inalámbrica (WLAN), un cable coaxial, un sistema de telefonía celular, etc.).

10 La plataforma de procesador 1000 ejemplar incluye además uno o más dispositivos de almacenamiento masivo 1028 para almacenar software y datos. Ejemplos de tales dispositivos de almacenamiento masivo 1028 incluyen unidades de disco flexible, unidades de disco duro, unidades de disco compacto y unidades de disco digital versátil (DVD). El dispositivo de almacenamiento masivo 1028 puede implementar la base 214 de datos de navegación de las Figuras 2 y/o 3. Unas instrucciones codificadas 1032 para implementar los métodos de las Figuras 5 a 7 pueden ser almacenadas en el dispositivo de almacenamiento masivo 1028, en la memoria volátil 1014, en la memoria no-volátil 1016 y/o en un medio de almacenamiento extraíble tal como un CD o un DVD.

15 Aunque ciertos aparatos y métodos ejemplares han sido descritos en la presente memoria, el alcance de la cobertura de esta descripción no se limita a los mismos. Al contrario, esta descripción cubre todos los aparatos y los métodos que caigan claramente dentro del alcance de las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Método, que comprende:

5 realizar una primera medición de una posición de una aeronave (102, 108, 402) relativa a una primera ubicación en base a un sistema de aterrizaje con instrumentos en un instante de medición;
 realizar una segunda medición de la posición de la aeronave (102, 108, 402) en base a mediciones inerciales
 10 realizadas durante un primer periodo de tiempo que comienza antes de la primera medición en un primer instante anterior y que termina en el instante de medición, estando la segunda medición adicionalmente basada en una medición de la posición de la aeronave en el primer instante anterior en base al sistema de aterrizaje con instrumentos;
 realizar un tercera medición de la posición de la aeronave (102, 108, 402) en base a mediciones inerciales
 15 realizadas durante un segundo periodo de tiempo mayor que el primer periodo de tiempo y que comienza antes de la primera medición en un segundo tiempo anterior y que termina en el instante de medición, estando la tercera medición basada además en una medición de la posición de la aeronave en el segundo tiempo anterior en base al sistema de aterrizaje con instrumentos; y,
 generar información de guiado en base a una escogida de entre la primera, segunda o tercera mediciones de la posición de la aeronave (102, 108, 402).

20 2. Método según la reivindicación 1, que comprende además la conversión de la primera medición de la posición en un sistema de coordenadas rectilíneas.

3. Método según la reivindicación 2, en el que la realización de la primera medición de la posición de la aeronave (102, 108, 402) comprende la conversión de un cambio de posición de la aeronave (102, 108, 402) en un sistema de
 25 coordenadas rectilíneas.

4. Método según las reivindicaciones 1, 2 ó 3, en el que la realización de la segunda medición de la posición de la aeronave (102, 108, 402) comprende la conversión de las mediciones inerciales realizadas durante el primer periodo
 30 de tiempo en un cambio de posición.

5. Método según la reivindicación 4, en el que la conversión de las mediciones inerciales comprende la realización de una integración de las mediciones inerciales.

6. Método según las reivindicaciones 1 a 5, en el que la realización de la tercera medición de la posición de la aeronave (102, 108, 402) comprende la conversión de las mediciones inerciales realizadas durante el segundo
 35 periodo de tiempo en un cambio de posición.

7. Método según las reivindicaciones 1 a 6, en el que el primer periodo de tiempo comprende una cantidad de tiempo mínima para detectar interferencia por sobrevuelo del sistema de aterrizaje con instrumentos.

8. Método según las reivindicaciones 1 a 7, en el que el paso de determinar una primera medición de una posición de la aeronave (102, 108, 402) comprende:

45 convertir las mediciones de desviación lateral angular procedentes del sistema de aterrizaje con instrumentos en coordenadas rectilíneas; y,
 determinar la posición relativa a una intersección de un umbral de pista (410) y una línea central (406) de la pista.

9. Método según las reivindicaciones 1 a 8, que comprende además realizar mediciones inerciales utilizando una unidad de referencia inercial y corregir las mediciones inerciales mediante la eliminación de errores de sesgo,
 50 estando la segunda y la tercera mediciones basadas en mediciones inerciales corregidas que tienen lugar antes de la primera medición.

10. Método según la reivindicación 9, cuando depende de las reivindicaciones 2 ó 3, que comprende además la conversión de la segunda y la tercera mediciones en un sistema de coordenadas rectilíneas.

11. Método según las reivindicaciones 1 a 10, que comprende además el análisis de mediciones de la desviación lateral en base al sistema de aterrizaje con instrumentos durante el primer periodo de tiempo para detectar la
 60 interferencia con señales recibidas procedentes del sistema de aterrizaje con instrumentos.

12. Aparato (200, 300) que comprende:

65 un sistema de aterrizaje con instrumentos para realizar una primera medición de una posición de una aeronave (102, 108, 402) relativa a una primera ubicación en un instante de medición;
 una unidad de referencia inercial (216) para realizar mediciones inerciales de un cambio de ubicación de la aeronave (102, 108, 402); y,

5 un selector de posición (240) para escoger entre; la primera medición; una segunda medición de la posición de la aeronave (102, 108, 402) en base a las mediciones inerciales durante un primer periodo de tiempo que comienza antes de la primera medición en un primer instante anterior y que termina en el instante de medición, estando la segunda medición basada además en una medición de la posición de la aeronave en un primer instante anterior basada en el sistema de aterrizaje con instrumentos, y una tercera medición de la posición de la aeronave (102, 108, 402) basada en las mediciones inerciales realizadas durante un segundo periodo de tiempo mayor que el primer periodo de tiempo y que comienza antes de la primera medición en un segundo tiempo anterior y que termina en el instante de medición, estando además la tercera medición basada en una medición de la posición de la aeronave en el segundo tiempo anterior basado en el sistema de aterrizaje con instrumentos; y estando además el selector de posición (240) dispuesto para generar información de guiado en base a una escogida de entre la primera, segunda o tercera mediciones de la posición de la aeronave (102, 108, 402).

15 13. Aparato (200, 300) según la reivindicación 12, que comprende además un estimador de sesgo (218) para estimar un sesgo de medición de las mediciones inerciales.

20 14. Aparato (200, 300) según la reivindicación 12, que comprende además un marco (400) de referencia de pista con respecto a una pista, estando la primera, segunda y tercera mediciones expresadas en base al marco (400) de referencia de pista.

15. Aparato (200, 300) según las reivindicaciones 12 a 14, que comprende además una memoria intermedia (220, 222, 308) para almacenar una pluralidad de mediciones inerciales.

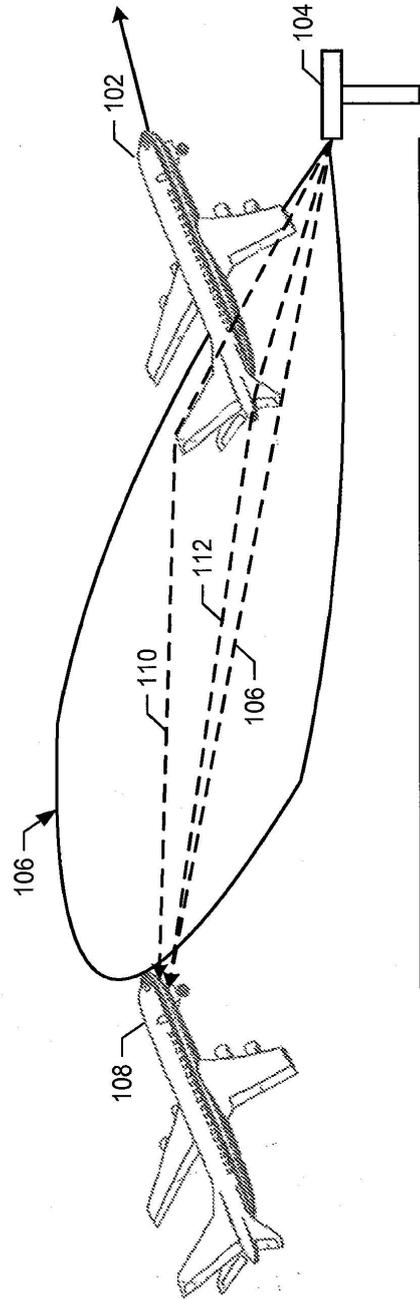


FIG. 1

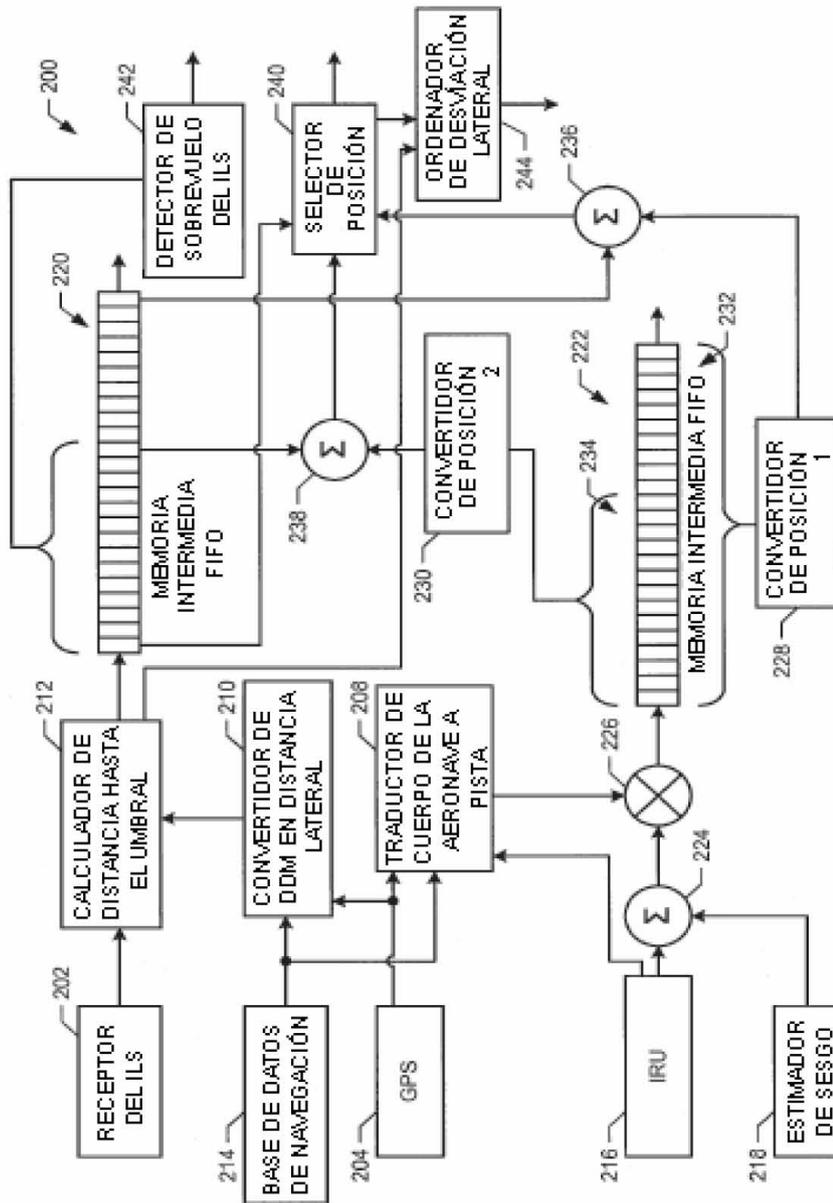


FIG. 2

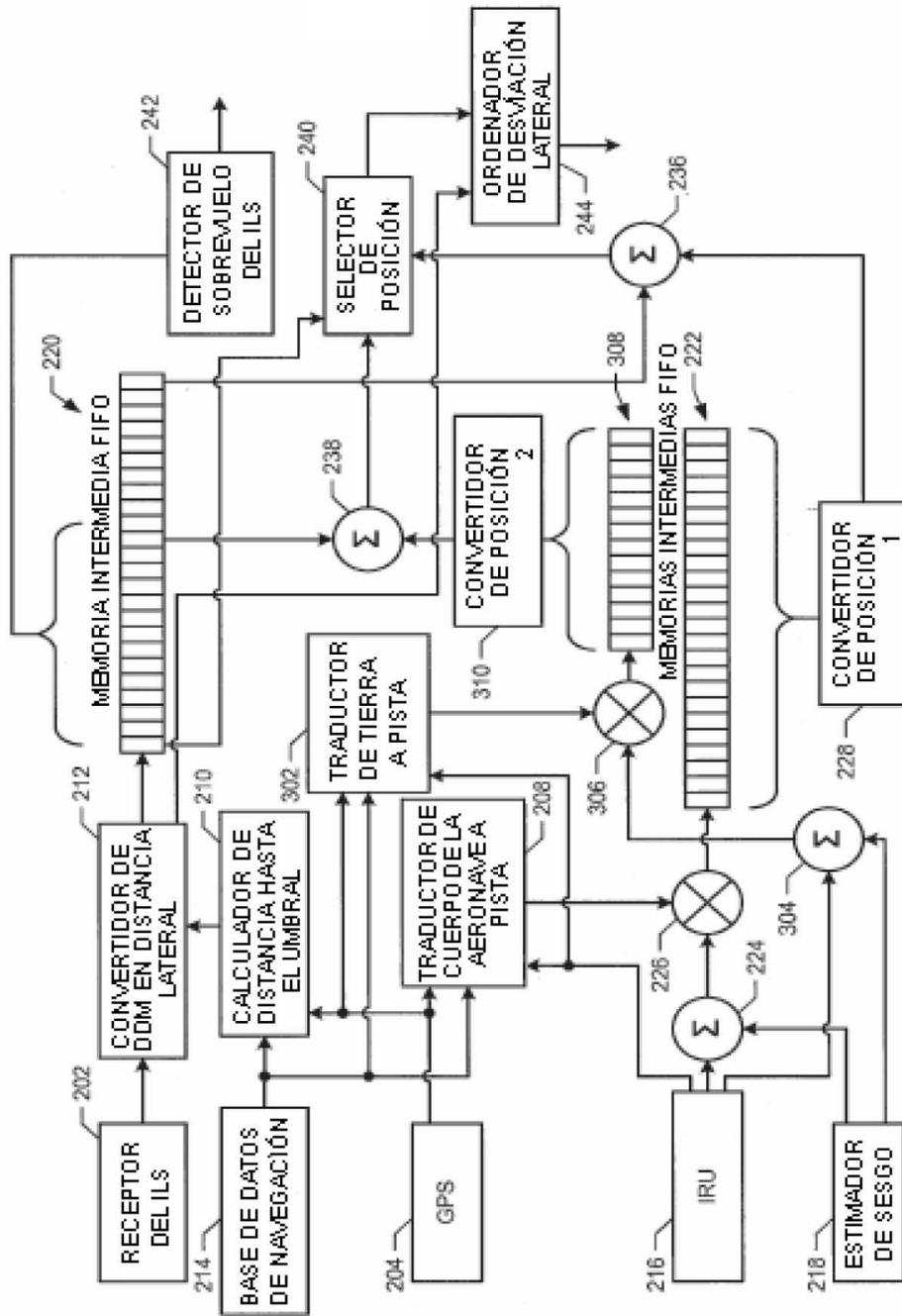
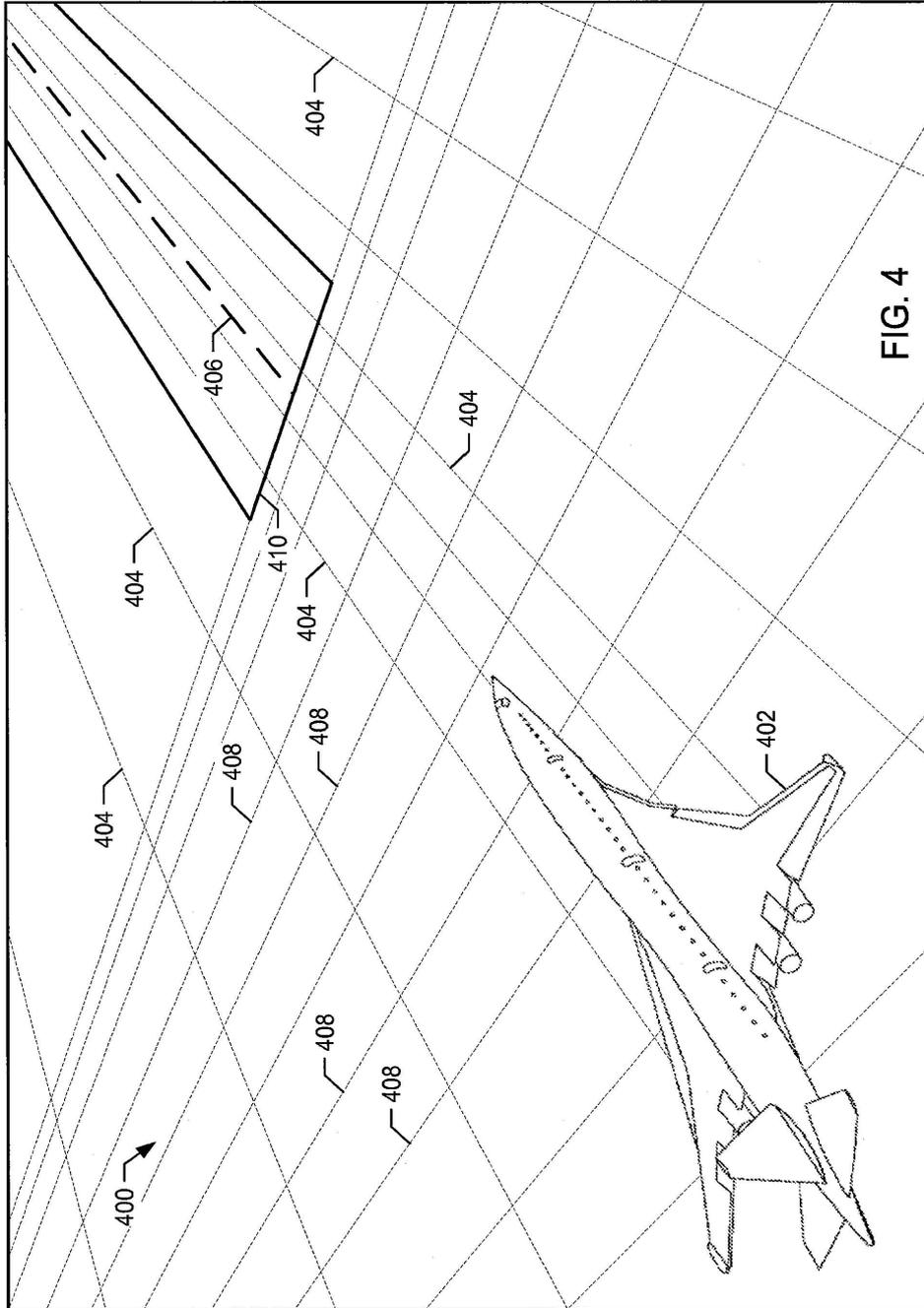


FIG. 3



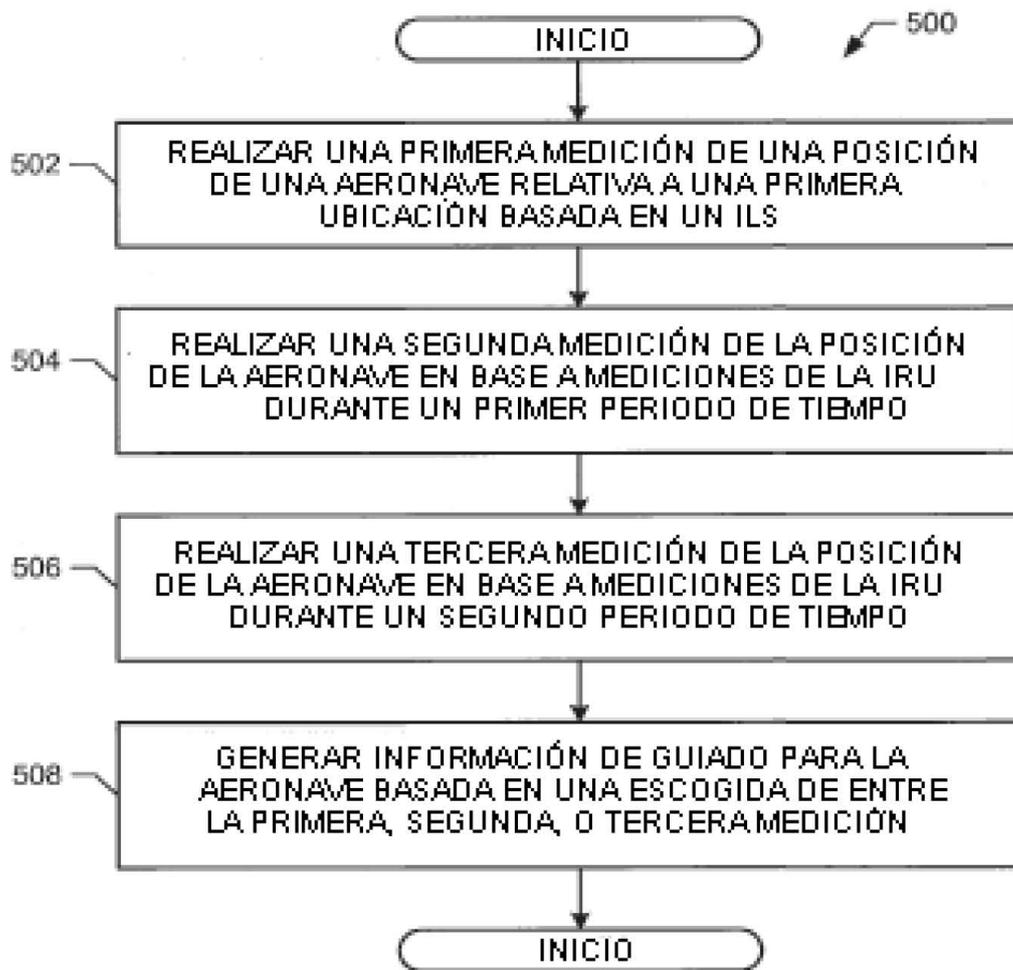


FIG. 5

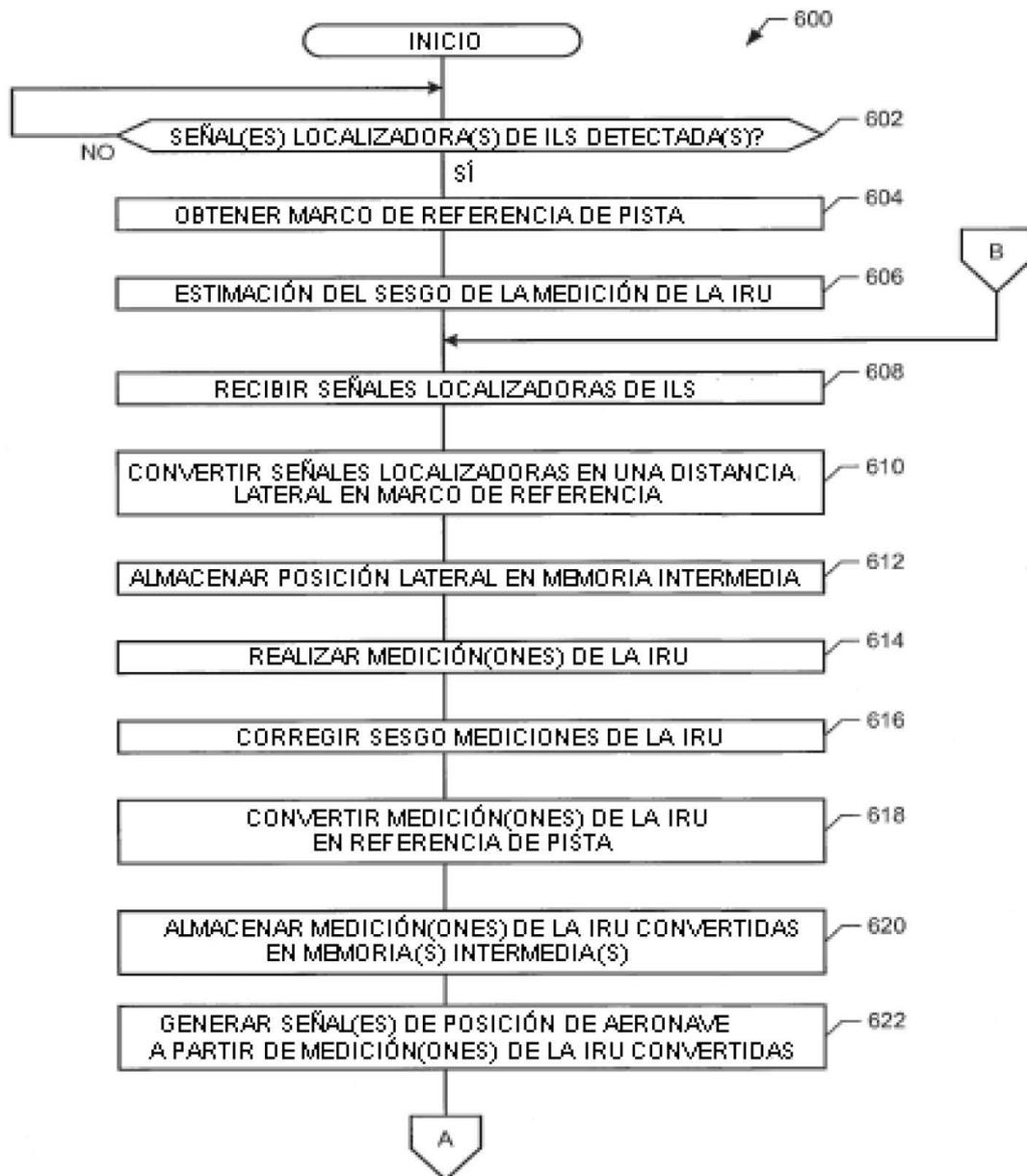


FIG. 6A

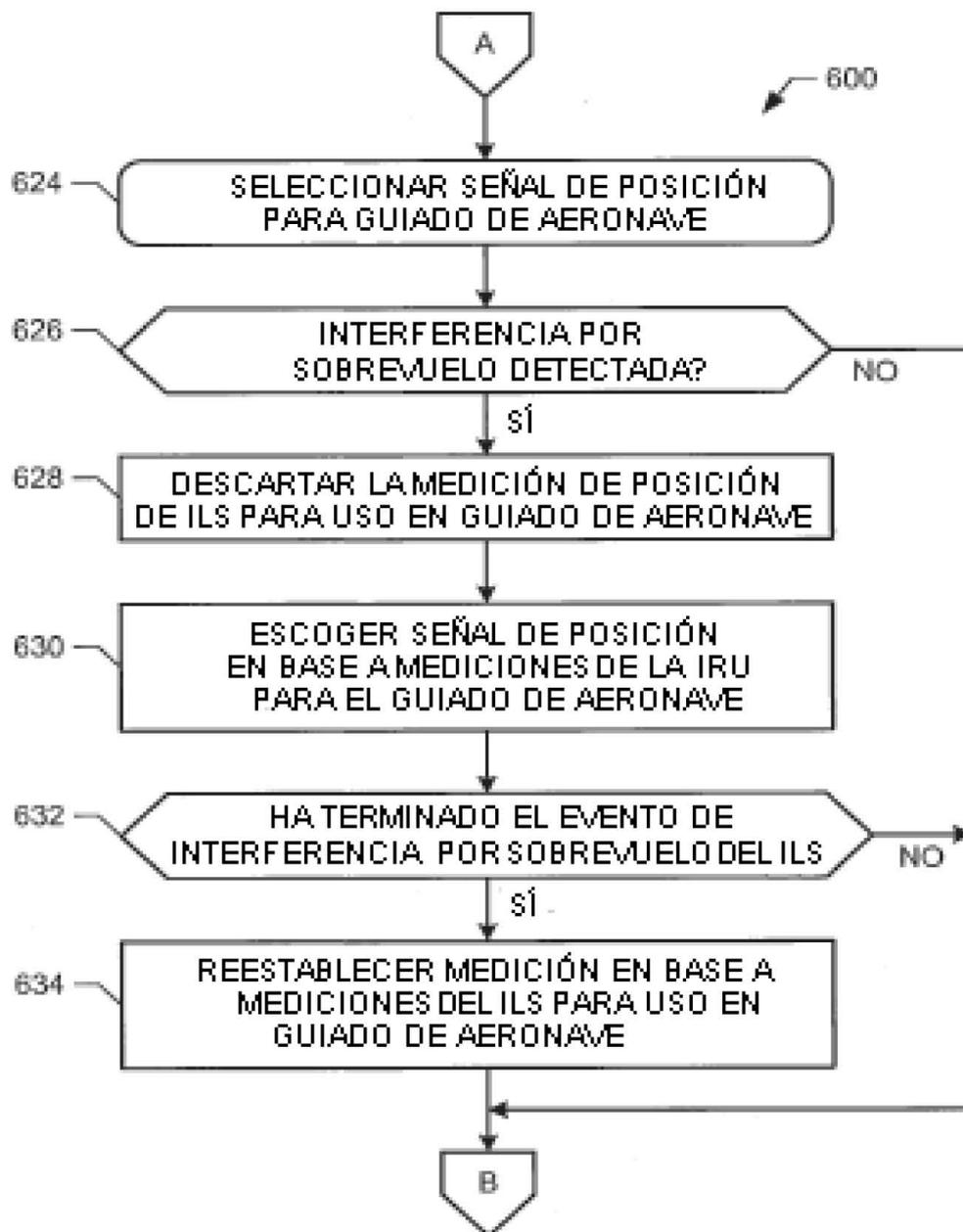


FIG. 6B

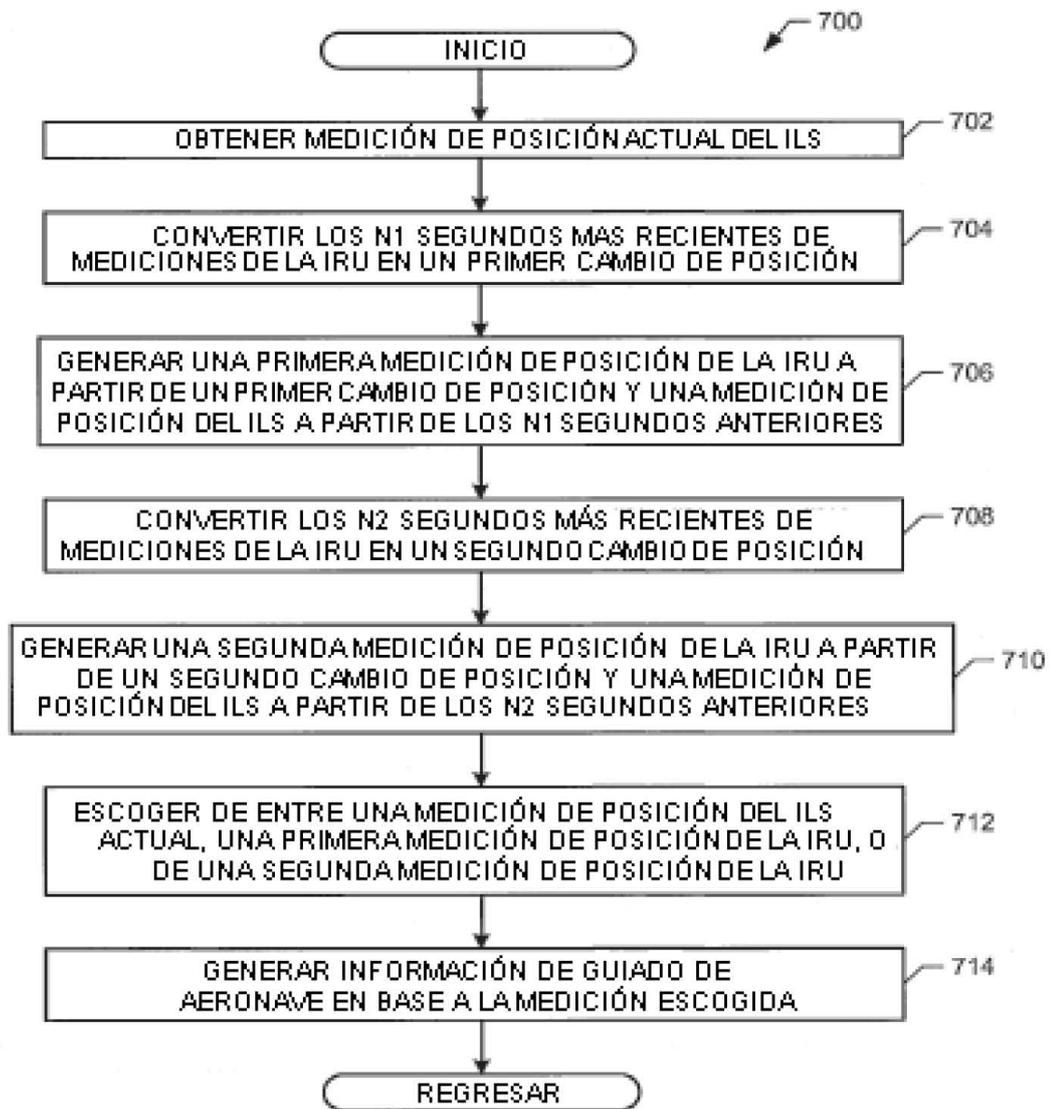


FIG. 7

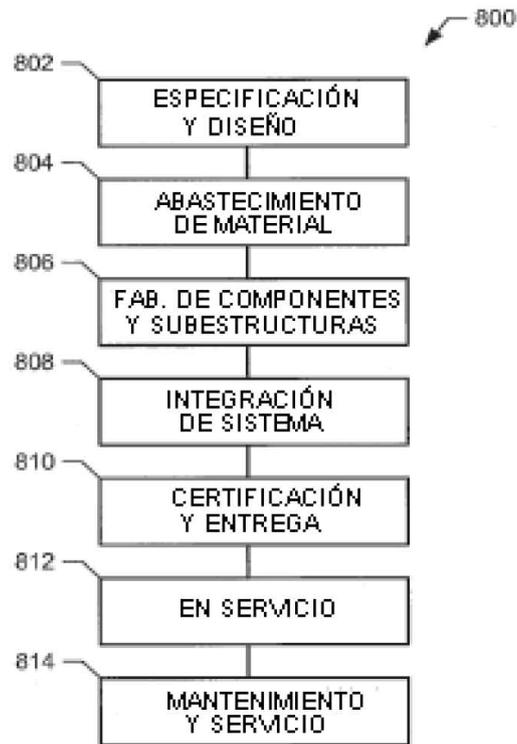


FIG. 8

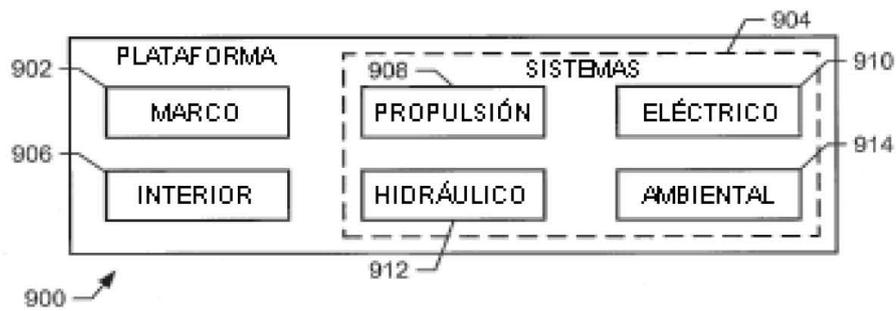


FIG. 9

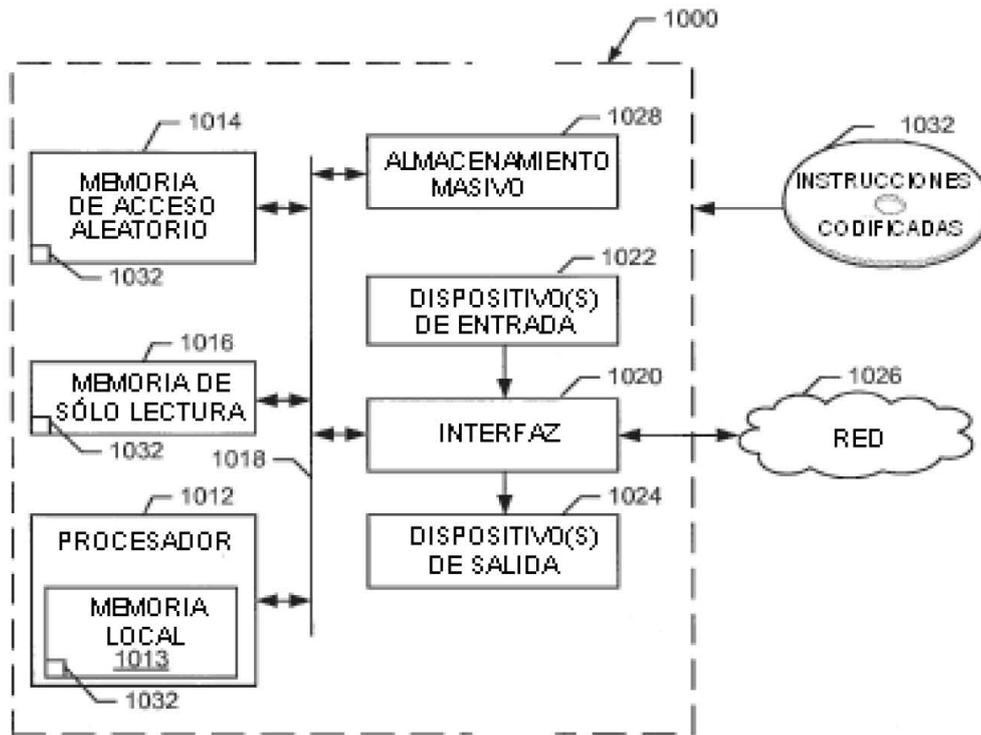


FIG. 10