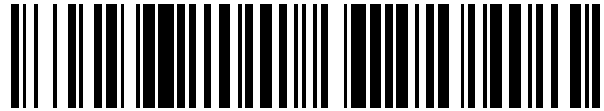


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 529 655**

51 Int. Cl.:

**G01B 21/30** (2006.01)

**G08G 5/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.03.2013 E 13161497 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **05.11.2014 EP 2645055**

54 Título: **Método para evaluar la compatibilidad estructural de un avión para su uso en pistas de aterrizaje irregulares**

30 Prioridad:

**27.03.2012 IT TO20120277**

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

**24.02.2015**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**PICCOLO, ANTONIO;  
MASTROIANNI, GAETANA y  
MIGLIORE, SANDRO**

74 Agente/Representante:

**TORO GORDILLO, Francisco Javier**

**ES 2 529 655 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

Método para evaluar la compatibilidad estructural de un avión para su uso en pistas de aterrizaje irregulares

5 La presente invención se refiere a un método para evaluar la compatibilidad estructural de un avión para su uso en pistas de aterrizaje irregulares.

10 Las operaciones de rodaje en las pistas que se encuentran sin pavimentar o, en general, tienen irregularidades que pudieran representar situaciones críticas para numerosos componentes de los aviones modernos, debido a las tensiones que estas irregularidades transmiten a las ruedas, a los amortiguadores y a la estructura del avión en su conjunto.

15 En general, las superficies de las pistas de aterrizaje, en especial las de los aeropuertos civiles más importantes son tomadas como "nivel" como posibles, controladas y mantenidas a intervalos regulares para un nivel de acabado superficial considerado aceptable por los operadores aeroportuarios. En los aeropuertos más pequeños, donde las pistas de despegue/aterrizaje se construyen sobre polvo/grava, el acabado superficial no siempre tiene el mismo grado de nivelación. Además, la longitud de las pistas de aterrizaje es tal que es prácticamente imposible asumir una superficie completamente "nivelada". Las tensiones transmitidas al avión que rueda sobre pistas de aterrizaje irregulares deben ser evaluadas, desde el punto de vista del límite de resistencia (es decir, no debe producirse ninguna deformación o rotura permanente debido a la superación de las cargas de diseño) y desde el punto de vista de fatiga en las estructuras primarias y secundarias del avión.

25 En general, cuando se define la rugosidad de una pista de aterrizaje, es necesario distinguir entre macro-rugosidades como protuberancias o huecos, si están situados aislados entre sí (por ejemplo, situados a una distancia entre sí significativamente mayor que la longitud del avión), o mutuamente consecutivos (es decir, situadas cercanas entre sí, por ejemplo, a una distancia de aproximadamente la mitad de la longitud del avión o menos), y micro-rugosidades, para las que se habla más bien de rugosidad de la superficie. En términos generales, se puede afirmar que la rugosidad de la superficie es del tipo de rugosidad que, en su mayor parte, solo puede provocar daños en los neumáticos de las ruedas, en primer lugar provocando un desgaste precoz. En lugar de ello, las protuberancias/huecos representan variaciones en la altura de la pista de aterrizaje, que puede ser abrupta o gradual respecto al perfil medido de la pista de aterrizaje considerada, y que, dependiendo de la velocidad de rodaje del avión, la longitud de las rugosidades y su altura, generan tensiones que los sistemas de absorción del choques no siempre pueden contener de manera suficiente. En este caso, las tensiones inducidas por las rugosidades indicadas anteriormente se transmiten al resto de la celda del avión que, además de reducir la comodidad de los pasajeros, puede causar daños por sobrepasar los límites de carga del diseño y debido al desarrollo de vibraciones (en cualquier caso, a investigar para excluir la activación de fenómenos de resonancia con las frecuencias intrínsecas de la estructura), así como un aumento en la fatiga estructural respecto al caso de utilizar una pista de aterrizaje (idealmente) lisa.

40 En general, los métodos conocidos de análisis de rugosidad de pistas de aterrizaje se centran en definir el nivel aceptable de rugosidad de la superficie para todos los aviones comerciales que deben realizar el despegue/aterrizaje/operaciones de rodaje en la pista de aterrizaje dada (para evaluar el confort a bordo del avión y para maximizar la vida útil del propio avión y sus componentes, tales como el tren de aterrizaje, por ejemplo). Por lo tanto, estos métodos proporcionan una evaluación útil de la pista para las autoridades del aeropuerto para controlar el estado y el mantenimiento de la pista de aterrizaje. El documento de JM FIREBAUGH, "Estimation of Taxi Load Excedances Using Power Spectral Methods", J. Aircraft, vol. 5, No. 5, 1 de septiembre de 1968, divulga el uso de métodos espectrales de potencia en el análisis de cargas en tierra repetidas y graves en aviones mediante rugosidades en la pista de aterrizaje o de rodaje. El informe CROW D09-03 describe un enfoque de densidad espectral de potencia para el análisis de la rugosidad de la pista de aterrizaje, así como un enfoque de altura de las protuberancias basado en el procedimiento de Boeing/ICAO.

50 El objeto de la presente invención es proporcionar un método para evaluar la compatibilidad estructural de un avión para su uso en pistas de aterrizaje irregulares, y que permita la evaluación de la capacidad estructural intrínseca del avión considerado para su uso en una pista de aterrizaje dada. En particular, el objeto de la presente invención es proporcionar un método para evaluar la compatibilidad estructural de un avión para su uso en pistas de aterrizaje irregulares, que permita un rápido análisis de la compatibilidad estructural en las fases de diseño y desarrollo, y es tal como para integrarse fácilmente en las fases de diseño y desarrollo para controlar los cambios estructurales para satisfacer los requisitos de compatibilidad estructurales específicos.

De acuerdo con la presente invención, se proporciona un método para evaluar la compatibilidad estructural de un avión para su uso en pistas de aterrizaje irregulares, tal como se define en las reivindicaciones adjuntas.

60 En particular, de acuerdo con la presente invención, se proporciona un método de acuerdo con la reivindicación 1 para la evaluación de la compatibilidad estructural de un avión (2) para su uso en una pista de aterrizaje que tiene un perfil con una o más rugosidades en forma de protuberancias y/o huecos.

65 Para una mejor comprensión de la presente invención, algunas realizaciones preferidas se describirán ahora, puramente a modo de ejemplo no limitativo y con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

- La figura 1 muestra esquemáticamente una pista de rodaje/despegue/aterrizaje irregular;
- La figura 2 muestra un detalle ampliado de una rugosidad de la pista en la figura 1, donde la rugosidad está matemáticamente aproximada mediante una función armónica;
- 5 - Las figuras 3a-3c muestran perfiles de rugosidad de una pista de aterrizaje y un método para calcular los valores de longitud de onda y amplitud equivalentes para cada rugosidad considerada;
- La figura 4 muestra una curva con los valores máximos de desviación (alturas/depresiones) de las protuberancias/huecos para cada valor de la longitud de onda/rugosidad para una pista de aterrizaje a evaluar;
- La figura 5 muestra una curva con los valores máximos de desviación (alturas/depresiones) de las protuberancias/huecos en cada valor de la longitud de onda/rugosidad que se han encontrado compatibles en términos de tensión inducida en la estructura general del avión a través del análisis dinámico del rodaje realizado para las configuraciones permitidas del avión, en términos de peso, centrado y todas las velocidades de rodaje (la curva representa el límite superior de aceptabilidad de las desviaciones sobre las cuales los límites de carga del diseño no se superan en ningún punto del avión);
- 10 - La figura 6 muestra las curvas de las figuras 4 y 5 en comparación entre sí;
- Las figuras 7a-7e muestran señales sinusoidales con las que es posible obtener, mediante superposición, un perfil de la pista de aterrizaje del tipo mostrado en la figura 7f, incluyendo macro-rugosidades del tipo de protuberancias/huecos;
- La figura 7f muestra un ejemplo de un perfil de la pista de aterrizaje obtenido a través de la superposición de señales sinusoidales del tipo mostrado en las figuras 7a-7e;
- 20 - La figura 8 muestra, en una escala logarítmica, la línea recta que representa la interpolación lineal en un sentido al menos cuadrado del logaritmo de la curva de la densidad espectral de potencia (PSD) relativa a un perfil de la pista de aterrizaje tomado como referencia para un avión dado;
- La Figura 9 muestra, en una escala logarítmica, la línea recta que representa la interpolación lineal en un sentido al menos cuadrado del logaritmo de la densidad espectral de potencia relativa a un perfil de la pista de aterrizaje a evaluar;
- 25 - La figura 10 muestra las curvas de las figuras 8 y 9 comparadas entre sí;
- La figura 11 muestra, mediante un diagrama de flujo, las etapas del método de evaluación de acuerdo con una realización de la presente invención;
- La figura 12 muestra, mediante un diagrama de flujo, las etapas del método de evaluación de acuerdo con una realización adicional de la presente invención; y
- 30 - La figura 13 muestra un sistema informático adecuado para implementar el método de evaluación en la figura 11 o 12.

35 Se sabe que variaciones significativas en el perfil de una pista de despegue/aterrizaje pueden aumentar la tensión en los componentes del avión, reducir la eficacia de frenado del avión, crear problemas en la lectura de los instrumentos de a bordo para los pilotos y/o provocar molestias a los pasajeros. Típicamente, la rugosidad puede estar presente en forma de protuberancias o huecos que se extienden a lo largo de la pista de aterrizaje en una porción significativa de la misma, sin embargo, es poco probable que se identifique por parte de un operador con el ojo desnudo. Otros tipos de rugosidades, por el contrario, se pueden caracterizar por pequeñas extensiones espaciales, pero tienen una profundidad o altura considerables respecto a una línea plana ideal que se extiende a lo largo de la pista de aterrizaje. Todos estos tipos de rugosidades pueden caracterizarse de acuerdo con su longitud y altura respecto a una referencia (la referencia es, por ejemplo, el plano deseado en el que la pista de aterrizaje debería estar dispuesta).

45 En este contexto, se entiende que el término "longitud" significa la extensión espacial de la rugosidad considerada cuando se mide a lo largo de una dirección rectilínea ideal paralela a la dirección de extensión de la pista de aterrizaje; la dirección de extensión de la pista es, por ejemplo, la dirección a lo largo de la cual se mueve el avión cuando se desplaza a lo largo de la pista de aterrizaje.

50 En este contexto, se entiende que el término "altura" significa la extensión espacial máxima de la rugosidad considerada cuando se mide a lo largo de una dirección rectilínea ideal ortogonal a la dirección de extensión de la pista de aterrizaje. La "altura" puede tener valores positivos, indicativos de una protuberancia, y valores negativos, indicativos de un hueco. Esto depende obviamente de la referencia que se considera como el punto de la altura cero. Por ejemplo, el punto de la altura cero podría coincidir con un plano de base ideal de la pista de aterrizaje, que corresponde a la superficie superior de la pista y elegido cada vez que sea necesario. Alternativamente, la "altura" podría tomar valores solo positivos (en este caso, se elige la referencia cero al final del proceso de medición como el punto más bajo alcanzado por las irregularidades, es decir, en el hueco más profundo). Como otra alternativa, la altura puede considerarse como un valor absoluto. En cualquier caso, está claro que la referencia "cero" utilizada para el cálculo de la altura de cada rugosidad puede elegirse libremente y de manera arbitraria. Es una práctica común tomar el primer punto de medición en la pista de aterrizaje como "cero" para el perfil de la pista (como regla general, coincidente con la que en la práctica es el punto de partida operativo o "principio" de la pista de aterrizaje). Alternativamente, "cero" para el perfil de la pista de aterrizaje se toma como la primera medición que tiene un valor máximo (o mínimo).

65 Para identificar la "longitud" de una rugosidad, se puede hacer referencia a la distancia entre un punto considerado como el punto de inicio de la rugosidad y otro punto considerado como el punto final de la rugosidad (en este caso, se habla de "longitud de onda"). De la misma manera, también se puede hablar de "longitud de protuberancia/hueco" como la distancia entre el punto inicial de rugosidad (o final) y el punto de desviación máxima (considerado como el valor absoluto

de la altura máxima alcanzada). En este caso, el punto de desviación máxima se considera que está dispuesto en la línea recta ideal que conecta el punto de inicio de la rugosidad con el punto final de la rugosidad. Si la rugosidad es simétrica, la longitud de onda es igual a dos veces la longitud de la protuberancia/hueco; Si la rugosidad no es simétrica, entonces la longitud de la protuberancia/hueco es la menor de las distancias entre el punto de desviación máxima entre el punto inicial y final. Para la definición de los puntos inicial y final, se puede suponer que el punto inicial de cada rugosidad es el punto donde la superficie de la pista de aterrizaje alcanza una altura superior a un determinado límite (el límite puede ser de unos pocos milímetros o unos pocos centímetros), mientras que el punto final de la rugosidad es el punto donde la superficie de la pista de aterrizaje llega a la altura anterior de nuevo.

5 Naturalmente, el mismo proceso se puede utilizar para la medición de rugosidades más pequeñas, que tienen extensiones espaciales más pequeñas, y presentes en el interior de una rugosidad de mayor extensión espacial (es decir, dentro de la longitud de la extensión de la rugosidad de mayor longitud).

10 La figura 1 muestra, a modo de ejemplo, una pista de aterrizaje 5 que se extiende a lo largo de una dirección de extensión 6. Un avión 2 se muestra en la pista de aterrizaje 5, mientras se realiza una operación de rodaje a lo largo de la dirección de extensión 6. La pista de aterrizaje 5 tiene rugosidades en forma de una protuberancia 7 y un hueco 8. La protuberancia 7 tiene una longitud 7a, medida como se ha indicado anteriormente, y una altura 7b positiva, también medida como se ha indicado anteriormente respecto a un plano de base 9 de la pista de aterrizaje 5. El hueco 8 tiene una longitud 8a, medida como se ha indicado anteriormente, y una altura 8b negativa, también medida como se ha indicado anteriormente respecto al plano de base 9 de la pista de aterrizaje 5.

15 Desde un punto de vista matemático, tiene sentido describir una rugosidad simétrica aislada con una ley sinusoidal, "1-cos (x)" (léase como "uno menos coseno"), que se caracteriza por una longitud de onda WL y una altura de protuberancia BH, o la altura de elevación/depresión. La elevación crítica, o altura/hueco crítica, de una protuberancia/depresión se define como aquella para la que un avión que se desplaza sobre esta protuberancia/hueco se somete a una tensión que resulta que es superior (incluso en solo un punto o región limitada) a las cargas de diseño admisibles (o límites).

20 En este contexto, una carga admisible define un sistema de fuerzas aplicadas a una estructura (en particular, un avión en este caso) que puede provocar la deformación (de naturaleza temporal con retorno elástico o deformación plástica permanente) o incluso solo la tensión en la estructura (que se considera como una estructura rígida). Una carga admisible es una carga concentrada o distribuida que puede aplicarse en una estructura sin provocar pérdidas de funcionalidad. Esto se puede calcular a partir de una carga de rotura (también conocida como carga final), oportunamente reducida mediante un coeficiente de seguridad (carga máxima admisible). Del mismo modo, en lugar de la carga admisible, se puede hacer referencia a una "carga límite" (o también "estado límite"), definido como el más alto que se desprende de la envolvente de todas las posibles condiciones de uso de la estructura prevista por el constructor sobre la base de los requisitos específicos de diseño y/o normas de certificación (que en el campo aeronáutico incluyen, por ejemplo, JAR, FAR, EASA y MIL). Por ejemplo, la carga límite es aquella en la que se alcanza una condición en la que la estructura bajo consideración o uno de sus elementos constitutivos ya no cumple con los requisitos para los que ha sido diseñada.

25 El límite elegido para la definición de "elevación crítica" es típicamente conservadora y más baja que aquella para la que el avión se somete a un daño real, tal como, por ejemplo, la deformación/rotura de un amortiguador de choque o deformación/rotura de otra partes del sistema del tren de aterrizaje, o también el desarrollo de fuerzas vinculadas con aceleraciones locales inducidas por la respuesta dinámica de la totalidad del avión, que son más altas que las consideradas en su fase de diseño/dimensionamiento celular.

30 La figura 2 muestra, a modo de ejemplo, un perfil de una porción de una pista de aterrizaje, donde una rugosidad 10 se identifica por un valor de longitud de onda WL (o amplitud longitudinal medida desde la rugosidad desde el principio al final) y una altura de protuberancia BH. El perfil en la figura 2 se puede describir con una función sinusoidal (o función armónica). El valor BL se elige como la distancia entre el inicio de la rugosidad y el punto de la altura máxima de la protuberancia BH, o la distancia entre el extremo de la rugosidad considerado y el punto de máxima altura de la protuberancia BH. En el caso de una rugosidad simétrica, BL es igual a WL/2.

35 Las figuras 3a-3c muestran ejemplos de las mediciones de elevación (o altura) BH1-BH3 para las diferentes longitudes de onda WL1-WL3 consideradas, respecto a un mismo perfil 12 de la pista de aterrizaje. El perfil 12 se puede obtener mediante la medición de los puntos en la línea central de la pista de aterrizaje considerada, que son equidistantes entre sí en una cantidad "i", elegida como sea necesario (por ejemplo, "i" en el intervalo de entre unos pocos centímetros y unos pocos metros, por ejemplo  $i = 0,5$  m). Este enfoque se conoce y se describe en un documento de Boeing Commercial Airplane Group, nr. D6-81746, titulado "Runway Roughness Measurement Quantification and Application – The Boeing Method".

40 Con referencia a las figuras 3a-3c, el "Método Boeing" contempla un proceso recursivo de definición de una regla virtual entre dos puntos A y B, elegidos libremente en el perfil de elevación longitudinal 12 de la pista de aterrizaje, y la medición de la desviación máxima entre esta regla virtual y otro punto C dispuesto en la superficie de la pista de aterrizaje y que se incluye entre los puntos antes mencionados A y B (figura 3a). La extensión, medida en el eje de abscisas (eje X en la

figura 3a), de esta regla virtual es el valor de la longitud de onda (WL1 en la figura 3a) asociada con la rugosidad considerada; la extensión, medida en el eje de ordenadas, de la desviación máxima es el valor de altura/profundidad (BH1 en la figura 3a) de la rugosidad considerada.

5 A continuación, un valor longitud de onda (WL1-WL3) y un valor de altura/profundidad (BH1-BH3) se asocian con cada par de puntos (A-B; A-B'; A-B"), que tiene una distancia mínima igual a por lo menos el doble de "i" y una distancia que se incrementa progresivamente mediante "i". El proceso es iterativo y continúa hasta que todas las posibles combinaciones de puntos han sido evaluadas en términos de medición de la longitud de onda WL respectiva (o longitud protuberancia/hueco - BL) y valores de altura del hueco BH. Queda claro que el procedimiento iterativo se puede interrumpir cuando se desee, incluso antes de que todas las posibles combinaciones de puntos se hayan evaluado en términos de medición de los respectivos valores de longitud de onda WL y altura del hueco BH. Por ejemplo, esto es legítimo cuando el perfil de la pista de aterrizaje está desprovisto de irregularidades importantes para una o más porciones consideradas en su extensión principal, y así la medición de las alturas de las irregularidades no daría lugar a cambios en la curva que se está construyendo.

15 Los pares de valores WL (o BL) y BH medidos de esta manera se guardan en una memoria de ordenador: en base a los valores máximos obtenidos para BH (en valores absolutos, y por lo tanto en el caso de un hueco, su profundidad se asumirá como positiva, al igual que la altura de una protuberancia) asociados con cada valor respectivo de longitud de onda WL (o BL), es posible trazar una curva que es indicativa de la rugosidad que caracteriza a la pista de aterrizaje.

20 Tal curva se denomina curva de altura de protuberancia equivalente (EBH); un ejemplo de una curva EBH se muestra en la figura 4 y se indica mediante el número de referencia 25.

25 Se ha verificado que, a velocidades normales de rodaje, las rugosidades con valores de longitud de onda WL mayores de 120 metros no generan tensiones en términos de la respuesta dinámica del avión, por lo que las longitudes de onda de hasta 120 m (y con las mismas, el "borde recto virtual") se consideran para el cálculo de la curva EBH. Sin embargo, si es necesario, es posible considerar valores por encima de 120 metros.

30 De acuerdo con la presente invención, una curva 25, similar a la mostrada en la figura 4, se genera para cada pista de aterrizaje que se desea evaluar (en términos de altura máxima BH en relación con su longitud de onda WL - o longitud de protuberancia BL).

35 Sólo la curva EBH no es suficiente para caracterizar una pista de aterrizaje para la que se conoce el perfil de la superficie (es decir, medido), ya que la curva de indicada anteriormente ofrece como máximo una indicación de las rugosidades máximas presentes (alturas de las protuberancias y profundidades de los huecos), pero no dice nada respecto a cuántos hay o su "distribución" a lo largo de toda la extensión de la pista de aterrizaje. Para tener esto en cuenta, de acuerdo con la presente invención, se efectúa un análisis del perfil de la pista, usando un análisis de densidad espectral de potencia (PSD).

40 Un perfil de la pista de aterrizaje medido puede vincularse con un proceso aleatorio  $y(t)$ , tal como el mostrado en la figura 7F, una función dependiente de la variable  $t$  (en este caso específico,  $t$  corresponde a la distancia del punto del perfil de la pista de aterrizaje  $y(t)$  desde el origen). Este proceso aleatorio puede considerarse como generado por la superposición de un número teóricamente infinito de componentes sinusoidales (que se muestran, a modo de ejemplo, en las figuras 7a-7e con un número finito). Este enfoque matemático es conocido en matemáticas como el desarrollo de series de Fourier. Como es sabido, la evaluación de la densidad espectral de potencia (PSD) proporciona una medición completa del contenido de la frecuencia de un proceso aleatorio y también permite obtener una medición de la amplitud de cada uno de los sinusoides en las figuras 7a-7e.

50 De acuerdo con la presente invención, el perfil de cada pista de aterrizaje a caracterizarse por medio de PSD se encuentra, como se dijo anteriormente, mediante la medición de la rugosidad, en forma de protuberancias o huecos en la pista, con una etapa de adquisición de datos igual a aproximadamente 0,5 metros, a lo largo de la dirección de extensión de la pista, en particular, en la línea central de la pista de aterrizaje (que corresponde, en promedio, a la trayectoria seguida por el tren de aterrizaje auxiliar, frontal o trasero del avión durante el rodaje).

55 Basándose en el perfil de la pista de aterrizaje adquirido de esta forma, el análisis PSD se realiza mediante un software oportuno, o de cualquier otra manera conocida.

60 Para facilitar las etapas sucesivas de la comparación entre las curvas PSD, la curva de densidad espectral obtenida se transforma en un logaritmo natural y se interpola linealmente con el método de mínimos cuadrados. De esta manera, en un diagrama con una escala logarítmica, el resultado del análisis PSD de una pista de aterrizaje para la cual se ha suministrado el perfil medido con datos muestreados, se traduce en una línea recta del tipo mostrado en la figura 9 y se identifica por el número de referencia 62.

65 Con referencia a la figura 9, el eje de abscisas está en  $\text{rad/V}$  y el eje de ordenadas está en  $\text{H}^2/\text{rad/L}$ . En este contexto,  $V$  representa la velocidad unitaria para desplazarse a lo largo de la pista de aterrizaje de longitud  $L$ , cuyo perfil se ha aproximado con un desarrollo en serie de Fourier de las funciones armónicas, la suma de los cuadrados de las

amplitudes de los cuales es  $H^2$ .

La caracterización de las pistas de aterrizaje para las que desea evaluar la compatibilidad con el avión 2 concluye con la construcción de las curvas EBH (figura 4) y PSD linealizada (figura 9).

5 Las curvas EBH 25 y PSD 62 indicadas anteriormente se comparan con las respectivas curvas de referencia EBH (figura 5) y PSD (figura 8) que caracterizan el comportamiento del avión 2, y que se construyen como se describe a continuación.

10 La curva EBH de referencia para el avión 2 se genera a través de análisis dinámico (virtual, realizado por el software de simulación, por ejemplo) del avión 2 que pueda en pistas de aterrizaje "ideales", donde solo una rugosidad en forma de una protuberancia o hueco se presenta cada vez, que tiene longitud de onda y una altura variables (depresión, en el caso de un hueco). En particular, para cada longitud de rugosidad fija (WL o BL), la desviación (altura o depresión) se incrementa hasta un valor en el que las cargas límites aceptables se alcanzan en alguna parte del avión (empezando desde el tren de aterrizaje a la célula del ala entera, unidades de cola, fuselaje, cápsulas de motor y respectivos motores, etc.). El avión 2 se considera en varias configuraciones de masas (caracterizadas por peso, centrado y momentos de inercia), empezando por el peso mínimo y hasta el peso máximo, con cantidades de combustible desde la capacidad mínima hasta la capacidad máxima del tanque, y cada caso se examina con velocidades de rodaje en aumento desde un mínimo significativo (10 m/s en promedio) hasta la velocidad máxima correspondiente a la de rotación del despegue.

15 Otros aspectos que, de acuerdo con la realización, se tienen en cuenta en la simulación del rodaje son uno o más de los siguientes: i) el coeficiente de fricción entre los neumáticos con los que el avión está equipado y el suelo considerado (dependiente del material que forma la pista de aterrizaje, por ejemplo, tierra, hierba, cemento u otra cosa); ii) la presencia de fuerzas aerodinámicas y sustentación aerodinámica en particular; iii) el comportamiento mecánico de la estructura del avión, que comprende el fuselaje y las alas en los modos "rígido" o "elástico"; iv) el comportamiento mecánico de los elementos integrados y/o acoplados al bastidor del tren de rodaje (tales como la capacidad de deformación de los neumáticos, el recorrido de los amortiguadores como una función de las fuerzas aplicadas a los mismos, y la rigidez y la elasticidad del bastidor del tren de aterrizaje).

20 Otros elementos pueden ser tomados en consideración, sobre la base de requisitos especiales o características del avión 2 considerado.

Este análisis dinámico del rodaje puede realizarse con simulación asistida por ordenador realizada por software de diseño, software de análisis de elementos finitos, u otro software, otra vez de tipo conocido.

35 Por ejemplo, mediante simulaciones por ordenador, es posible simular las consecuencias de las tensiones en los componentes estructurales únicos y múltiples del avión debido a rugosidades que tienen un valor de longitud de onda particular, WL y valores de altura variable BH, para comprobar la respuesta del componente estructural tensado de esta manera a una pluralidad de rugosidades consideradas. Luego, con un valor de ajuste de longitud de onda WL, el valor de altura BH se incrementa en etapas predeterminadas, partiendo de un valor mínimo BH, por ejemplo, de unos pocos mm o menos, hasta alcanzar un valor BH que provoca la rotura o un daño grave del componente estructural considerado. De esta manera, se obtiene un par de valores límite WL-BH. El efecto sobre el avión de una rugosidad que tiene una longitud de onda mayor que la anterior, por ejemplo, aumentando el valor WL en unos pocos centímetros (por ejemplo, 0,5 m), se evalúa a continuación. Para esta siguiente longitud de onda WL, una simulación de las tensiones sufridas por el avión (o sus componentes) al cambiar el valor de altura BH (desde la mínima BH, por ejemplo, unos pocos mm o menos) hasta alcanzar un valor máximo correspondiente a uno o más puntos del avión que excedan las condiciones de referencia que definen la integridad estructural (por ejemplo, provocando la rotura o un daño al componente considerado). Se obtiene así un par adicional de valores límite WL-BH y luego se reitera el procedimiento hasta que se considera la máxima longitud de onda significativa.

40 Algunos, o todos, de estos fenómenos excitan diferentes estructuras del avión 2 a una frecuencia determinada, en particular el tren de aterrizaje, y son condiciones críticas para la vida útil del avión 2. La evaluación del efecto de las rugosidades, que tiene sus propios valores de longitud de onda WL y respectivos valores de altura variable BH, en el tren de aterrizaje y porciones del avión 2, directa o indirectamente acopladas al tren de aterrizaje durante la fase de contacto entre los neumáticos y el suelo y durante las fases sucesivas de "giro" y "retorno", es una prueba más que se puede realizar.

55 Con una, algunas o la totalidad de las suposiciones hechas hasta este punto, el análisis de la tensión a la que uno o más de los componentes anteriormente mencionados del avión están sometidos proporciona una evaluación de la respuesta de estos componentes a las diferentes tensiones. Para cada valor de longitud de onda WL considerada, el valor máximo de altura BH considerado como el valor "límite" es aquel para el cual al menos uno de los componentes considerados y sometidos a la simulación/prueba se ha dañado de manera significativa. El daño se considerará significativo de acuerdo con las directrices que se deciden en cada momento. Por ejemplo, la rotura total o parcial de uno de los componentes considerado, una deformación permanente o un límite máximo de deformación con retorno elástico, o incluso un descenso en la eficiencia operativa pueden considerarse un daño significativo.

60 Los pares de valores WL-BH obtenidos de esta manera se utilizan para generar una curva límite 30 del tipo mostrado, a modo de ejemplo, en la figura 5.

5 La curva límite 30 en la figura 5 ha sido generada con referencia especial a un avión de turbohélice regional y muestra la profundidad de la rugosidad máxima tolerada para cada valor de longitud de onda WL (o longitud de rugosidad BL  $\approx$  WL/2 como una primera aproximación) antes de que los valores de carga límite de diseño estructural se sobrepasen en un cierto (cualquier) elemento/porción del avión.

Por ejemplo, considerando una rugosidad con una longitud de onda WL igual a aproximadamente 20 m, la altura máxima BH que puede tolerarse estructuralmente con el criterio indicado anteriormente es de aproximadamente 9 cm.

10 En una realización de la presente invención, la curva límite 30 en la figura 5 se utiliza para definir un límite entre una región de aceptabilidad 31a y una región de no aceptabilidad 31b. La región de aceptabilidad 31a comprende, para cada valor de longitud de onda WL considerado (o longitud de protuberancia/hueco equivalente BL), los valores de la elevación (o altura) por debajo del valor máximo hace que los límites de carga de diseño estructural se superen en cierta (cualquier) parte del avión (con el consiguiente posible daño estructural al avión). La región de no aceptabilidad 31b  
15 comprende, para cada valor de longitud de onda WL considerado (o longitud de protuberancia/hueco equivalente BL), los valores de elevación (o altura) por encima del valor máximo, que hace que los límites de carga del diseño estructural sean superados en algún punto del avión, en cierta (cualquier) porción del avión (con el consiguiente posible daño estructural al avión).

20 La figura 6 muestra la curva 25 de la figura 4 y la curva límite 30 de la figura 5 representadas en un mismo sistema de referencia cartesiano, con una misma escala de valores, de modo que las dos curvas 25 y 30 se pueden comparar entre sí. Como puede observarse, la curva 25, en relación con la pista de aterrizaje cuya compatibilidad se va a evaluar para el uso del avión 2 considerado, se desarrolla completamente dentro de la región de aceptabilidad 31a delimitada por el área subtendida por la curva límite 30; es decir, para cada valor de longitud de onda WL considerada, el valor máximo  
25 aceptable de altura de rugosidad BH (curva límite 30) es mayor que el respectivo valor BH exhibido por la pista de aterrizaje considerada (curva 25) para ese valor de longitud de onda WL.

Con referencia a la figura 8, la curva de referencia PSD 60 para el avión 2, en cambio, se elige con referencia a una curva PSD (en particular, una linealizada) de una pista de aterrizaje real, previamente examinada. Alternativamente, la  
30 curva de referencia PSD 60 podría generarse para una pista de aterrizaje de referencia que no existe (por ejemplo, una pista de aterrizaje virtual creada mediante software de simulación). Independientemente del hecho de que la pista de aterrizaje de referencia sea real o virtual, la curva PSD de referencia se genera sobre la base de análisis de rodaje dinámico del avión 2 en todas las configuraciones posibles de masa (peso, centrado y momentos de inercia), velocidad de rodaje, condiciones de contorno (fricción, aerodinámica, etc.) y dirección de desplazamiento (una vía y la otra, ya que  
35 las tensiones que se generan al encontrar las rugosidades en una dirección o en otra son diferentes), y para las que se ha encontrado que en ningún punto del avión 2 son los valores máximos alcanzados por las cargas superiores a los valores límite de diseño estructural, aunque los valores alcanzados por las cargas en uno o más puntos podrían estar cerca de estos valores límite. En la práctica, este tipo de análisis se corresponde efectivamente al análisis que normalmente tiene que realizarse cada vez que se deseaba establecer la compatibilidad de un avión que tiene unas características de resistencia estructural conocidas para su uso en una nueva pista rugosa.

40 Como se muestra en la figura 8, la curva de referencia PSD 60 así obtenida define regiones (o zonas) de compatibilidad 61a y de incompatibilidad 61b cuando una curva, obtenida a través de análisis PSD de una nueva pista de aterrizaje para la cual se requiere la verificación de la compatibilidad para su uso mediante un avión dado, se compara con la misma (en este ejemplo, la curva 62 de la figura 9). Si la curva PSD 62 de la nueva pista de aterrizaje se extiende enteramente dentro de la región de aceptabilidad 61a subtendida por la curva de referencia PSD 60, esto significa que el contenido de frecuencia de sus rugosidades es tal como para no causar daños estructurales al avión 2 o a partes del mismo. Viceversa, si la curva PSD 62 de la nueva pista de aterrizaje se extiende total o parcialmente dentro de la región de no  
45 aceptabilidad 61b, esto significa que el contenido de frecuencia de sus rugosidades podría causar daños estructurales al avión 2 o a partes del mismo (por ejemplo, porque el avión 2 o partes del mismo se tensan en su frecuencia de resonancia).

50 Es evidente que la elección de la pista de aterrizaje de referencia para definir la curva de referencia PSD 60 es arbitraria y depende del nivel de prudencia que el fabricante del avión desee asegurar: se elegirá lo que se considere más apropiado de acuerdo con el estado de proyecto y/o con el conocimiento de la ingeniería actual; la curva de referencia PSD 60 puede cambiarse o modificarse con el tiempo en función de la madurez del proyecto del avión y todos los conocimientos adquiridos en el comportamiento real de la estructura del avión.

55 A continuación, se hace una comparación entre las curvas PSD 62 de la pista de aterrizaje, para lo cual es necesario establecer la compatibilidad con el avión 2 considerado, y la curva de referencia PSD 60 de la pista de aterrizaje tomada como la pista de aterrizaje de referencia para el avión 2.

60 Si se produce la situación ilustrada en la figura 10, donde la curva PSD 62 se extiende enteramente dentro de la región de aceptabilidad 61a subtendida por la curva de referencia PSD 60, entonces la pista de aterrizaje que se está evaluando es compatible con la utilizada por el avión 2. Viceversa, si la curva PSD 62 se extiende total o parcialmente dentro de la  
65 región de no aceptabilidad 61b (es decir, tiene uno o más valores en el eje de ordenadas mayores que los respectivos

uno o más valores tomados, en el mismo eje, por la curva de referencia PSD 60), entonces la pista que se está evaluando podría no ser compatible para utilizarse por el avión 2. En este caso, un análisis más detallado, que no es objeto de la presente invención, es oportuno.

5 La figura 11 muestra las etapas del método de acuerdo con la presente invención, de acuerdo con una realización, mediante un diagrama de flujo.

10 En primer lugar, en la etapa 100, se adquiere el perfil de la pista de aterrizaje para la que se desea evaluar la compatibilidad a utilizar por un avión dado. La etapa 100 se puede omitir en el caso en el que un perfil de la pista de aterrizaje de interés ya esté disponible; por ejemplo, adquirido en una ocasión anterior, o adquirido de una parte que no sea el diseñador/desarrollador del avión 2.

15 El perfil de la pista de aterrizaje se obtiene a través de la medición en el campo, como se describió anteriormente. Alternativamente, el perfil de la pista de aterrizaje también se puede deducir a partir de una bibliografía específica, tal como, por ejemplo, informes de la NASA TN D-5444, D-5545, D-5703 y D-6567 (disponibles públicamente).

20 A continuación, en la etapa 102, se determina una curva de altura de protuberancia equivalente (EBH) para la pista de aterrizaje considerada (curva 25, como se describe con referencia a la figura 4) y una curva de límite EBH respecto al avión considerado (curva límite 30, como se descrito con referencia a la figura 5). Se obtiene la curva de altura de protuberancia equivalente 25 de la pista de aterrizaje, por ejemplo, mediante el "Método Boeing" como se ilustra en las figuras 3a-3c y se describe con referencia a estas figuras. La curva límite EBH 30 respecto al avión 2 considerado se obtiene mediante la determinación de las alturas máximas de protuberancia para las que el avión 2 permanece dentro de la cobertura de cargas admisibles.

25 Las curvas 25 y 30 obtenidas en la etapa 102 se comparan entonces entre sí, en la etapa 106 y la figura 6, para determinar si la curva EBH 25 respecto a la pista de aterrizaje a evaluar se desarrolla completamente dentro de la región de aceptabilidad 31a definida por la curva límite EBH 30 obtenida para el avión 2 considerado.

30 La etapa 106 comprende por lo tanto la comparación de la curva de altura de protuberancia equivalente 25 con la curva de altura de protuberancia equivalente 30. La curva de altura de protuberancia equivalente 30 es indicativa de los valores límite de elevación y/o de depresión de rugosidades de referencia, de manera que cuando el avión 2 encuentra dichas rugosidades de referencia, las tensiones transferidas a la estructura del avión y/o a partes de la estructura y/o a las partes del avión son menos que una primera carga límite admisible. La carga límite admisible corresponde a un primer límite de seguridad, en el que se garantiza la integridad estructural del avión o partes del mismo. En otras palabras, las tensiones transferidas a la estructura del avión se mantienen dentro de la cobertura de cargas límites admisibles.

35 Con referencia a la etapa 103, basándose en el perfil de la pista de aterrizaje como en la etapa 100, se realiza una operación de cálculo de densidad espectral de potencia (PSD), teniendo en cuenta el perfil de la pista de aterrizaje, como en la etapa 100, como una señal de estadística aleatoria genérica (curva 62, como se describe con referencia a la figura 9). Una operación de cálculo de densidad espectral de potencia similar se realiza con referencia a un perfil de una pista de aterrizaje tomada como pista de aterrizaje límite (o de referencia) para el avión 2 en cuestión, es decir, una que tiene rugosidades con características tales que el avión se mantiene dentro de la cobertura de las cargas admisibles (curva 60, como se describe con referencia a la figura 8).

45 Las curvas PSD 62 y 60 así obtenidas, una respecto a la pista de aterrizaje a evaluar y la otra respecto a una pista de referencia, entonces se comparan entre sí, en la etapa 107 y la figura 10, para comprobar si la curva PSD 62 respecto a la pista de aterrizaje a evaluar se desarrolla completamente dentro de la región de aceptabilidad 61a definida por la curva PSD 60 respecto a la pista de referencia.

50 En particular, la etapa 107 comprende la comparación de la curva de densidad espectral de potencia 62 con la curva de densidad espectral de potencia 60, respecto a un perfil de una pista de referencia, de tal manera que cuando el avión 2 se desplaza a lo largo de la pista de referencia, las tensiones transferidas a la estructura del avión y/o a partes de la estructura y/a o partes del avión, están a menos de una segunda carga límite admisible. La carga límite admisible corresponde a un segundo límite de seguridad, en el que se garantiza la integridad estructural del avión o partes del mismo. En otras palabras, las tensiones transferidas a la estructura del avión se mantienen dentro de la cobertura de cargas límites admisibles.

55 El proceso continúa entonces en la etapa 108 mediante la comprobación de los resultados de la comparación como en las etapas 106 y 107. En el caso en el que la curva EBH 25 y la curva PSD 62 respecto a la pista de aterrizaje a evaluar se desarrollen totalmente dentro de las respectivas regiones de aceptabilidad 31a y 61a de las respectivas curvas de referencia 30 y 60, entonces se toma la salida SÍ desde la etapa 108, y el avión 2 en cuestión (o partes del mismo) no sufren daños derivados directamente del rodaje en la pista de aterrizaje, cuyo perfil se obtiene en la etapa 100, y está autorizado a rodar en esta pista de aterrizaje (etapa 112); viceversa, la salida NO se toma desde la etapa 108 y son necesarios más controles (etapa 114, estas nuevas comprobaciones no son parte de la presente invención).

65



Es evidente que la generación de la curva EBH 30 como en la etapa 102 y la figura 5, y la generación de la curva PSD 60 de la pista de aterrizaje de referencia como en la etapa 103 y la figura 8, solo se realizan una vez y no en cada iteración de las etapas del método en la figura 11. Después de las modificaciones estructurales al avión 2, una o las dos etapas 102 y 103 se realizan de nuevo, si se considera necesario.

5 La figura 12 muestra las etapas de un método de acuerdo con una realización adicional de la presente invención. Las etapas 100-114 de la figura 12 corresponden a las etapas 100-114 de la figura 11, respectivamente, y no se describen de nuevo. Según la realización en la figura 12, en una etapa alternativa o etapa siguiente 114 (como se indica por las flechas de trazos mutuamente alternativas), se proporciona una etapa 116 para los cambios estructurales al avión 2. Sobre la base de los resultados de las etapas 106 y/o 107, de hecho es posible realizar cambios estructurales en el avión para hacerlo apto para operaciones de rodaje en la pista de aterrizaje considerada. Como consecuencia de las etapas 100-107 de la figura 12, se genera una indicación sobre cómo cambiar las especificaciones del proyecto del avión 2 considerado, para que sea compatible con el uso previsto del avión 2. Estos cambios pueden realizarse por parte de una persona experta o automatizarse. Por ejemplo, la etapa 107 para comparar las curvas PSD podría suministrar información sobre qué frecuencias son perjudiciales para ciertas estructuras del avión. Por lo tanto, es posible cambiar los materiales y/o formas y/u otros parámetros de estas estructuras para que sean inmunes a estas frecuencias. Esta etapa puede realizarse automáticamente mediante software oportuno, que iterativamente realiza cambios en el avión considerado, hasta que se cumplen los criterios de comparación de las etapas 106 y 107.

20 De acuerdo con la presente invención, es posible, por lo tanto, proporcionar compatibilidad para determinar la compatibilidad de una nueva pista de aterrizaje para el uso de un avión sobre la base de la construcción de las curvas EBH (curva 25 en la figura 4) y PSD (curva 62 en la figura 9), que se obtienen sobre la base de procesar el perfil geométrico de la pista de aterrizaje considerada, y su comparación con las curvas EBH (curva 30 en la figura 5) y PSD (curva 60 en la figura 8) análogas tomadas como referencia para el avión. Si ambas curvas 25 y 62 de la pista de aterrizaje caen en las respectivas áreas de aceptabilidad 31a y 61a de las respectivas curvas de referencia 30 y 60, entonces el análisis de rodaje dinámico adicional del avión 2 en la nueva pista para la evaluación adicional de compatibilidad es innecesario, con las consiguiente ventajas que son considerables en términos de tiempos de respuesta y costos.

30 El método de acuerdo con la presente invención, en las realizaciones de las figuras 11 y 12, permite la caracterización distintiva de las capacidades estructurales de cualquier avión, para permitir la evaluación rápida de su operatividad en pistas de aterrizaje sin pavimentar para las que se ha medido el perfil (como en la etapa 100).

35 Con referencia a la figura 13, el método de acuerdo con la presente invención (en cualquiera de las realizaciones de las figuras 11 o 12) puede desarrollarse como un programa de ordenador, que se puede cargar en medios de procesamiento genérico 200 (incluyendo, por ejemplo, una memoria y un microprocesador, o un procesador de señal digital industrial (DSP), o todavía otros medios de procesamiento). Los medios de procesamiento 200 son parte de una estación de diseño/desarrollo de aviones 250 (que comprende, por ejemplo, uno o más ordenadores personales). De acuerdo con una realización, los medios de procesamiento 200 reciben como entrada: el perfil de la pista de aterrizaje a analizar; la curva límite de EBH del avión; y la curva PSD linealizada de la pista de aterrizaje de referencia. De acuerdo con la misma realización, los medios de procesamiento 200 generan como salida: las curvas EBH y PSD de la pista de aterrizaje a evaluar; un resultado de la comparación entre la curva EBH de la pista de aterrizaje a evaluar y la curva EBH obtenida para el avión; y un resultado de la comparación entre la curva PSD de la pista de aterrizaje a evaluar y la curva PSD linealizada de la pista de aterrizaje de referencia.

45 De acuerdo con una realización adicional, los medios de procesamiento 200 también generan, como salida, los cambios estructurales considerados del avión, como se describe con referencia a la etapa 116 de la figura 12.

50 La presente invención también se refiere a un programa de ordenador, que se puede cargar en medios de procesamiento 200 y diseñado de manera que, cuando se ejecuta, los medios de procesamiento se configuran para realizar el método de acuerdo con cualquiera de las realizaciones de la presente invención.

55 A partir lo que se ha descrito, es evidente que el método de acuerdo con la presente invención representa una evolución significativa respecto a lo descrito en la literatura y conocido en el estado de la técnica. De hecho, de acuerdo con la técnica conocida, la generación de las curvas límite en términos de "profundidad de rugosidad" respecto a la "longitud de rugosidad" (o altura de protuberancia respecto a longitud de protuberancia), tiene por objeto la definición del nivel de las irregularidades/rugosidades de la superficie de la pista de aterrizaje que es generalmente aceptable para todos los aviones comerciales (para fines de comodidad y aumento de la vida de fatiga de la estructura y del tren de aterrizaje). La técnica conocida, por lo tanto, está orientada fundamentalmente a proporcionar un estándar para las autoridades del aeropuerto para comprobar el estado de mantenimiento de las pistas de aterrizaje.

60

5 Por el contrario, el método de acuerdo con la presente invención está dirigido a la caracterización de un avión, la  
definición de su intrínseca capacidad estructural para su uso (en rodaje/despegue/aterrizaje) en pistas de aterrizaje sin  
pavimentar, a condición de que el perfil de la superficie evaluada caiga dentro del área de aceptabilidad de los diagramas  
especialmente previstos, como se ilustra en las figuras 6 y 10. En este caso, se garantiza la compatibilidad estructural del  
10 avión para el uso de la pista. Sin embargo, el fabricante de aviones, tiene, en todo caso, la flexibilidad de decisión más  
amplia para definir el nivel más adecuado de capacidad estructural para autorizar el uso de pistas de aterrizaje sin  
pavimentar, en función de los márgenes residuales disponibles y, más en general, el criterio conservador del  
conocimiento tecnológico del fabricante respecto a la seguridad del proyecto. En este sentido, hay que subrayar cómo el  
15 método de acuerdo con la presente invención no está pensado para sustituir la práctica común de análisis de simulación  
dinámica completa de rodaje en el perfil de la pista de aterrizaje para determinar el nivel de las cargas sobre el conjunto  
del avión. De hecho, si el resultado de la transformación geométrica de un nuevo perfil de la pista cae en la zona de no  
aceptabilidad de los diagramas de las figuras 6 y 10, esto no excluye la posibilidad de un análisis dinámico completo en  
esta pista de aterrizaje podría resultar en su lugar en su compatibilidad de usar. La presente invención, al estar  
configurada como una evaluación preventiva, tiene la ventaja de ser rápida y fiable.

15 El método de acuerdo con la presente invención para la evaluación de la compatibilidad estructural de un avión para su  
uso en pistas sin pavimentar permite una reducción considerable en los tiempos de respuesta de ingeniería de diseño a  
las solicitudes de las compañías aéreas para extender la capacidad de funcionamiento del nuevo avión o los que ya  
están en servicio que utilizan aeropuertos con pistas de aterrizaje sin pavimentar, ayudando de esta manera a un  
20 aumento en el número de rutas que pueden ser cubiertas. Más en general, este método también puede ser una ayuda  
válida en las fases de diseño para apoyar el análisis objetivo de evaluar el atractivo comercial de un nuevo producto,  
aumentando su capacidad de penetración en el mercado.

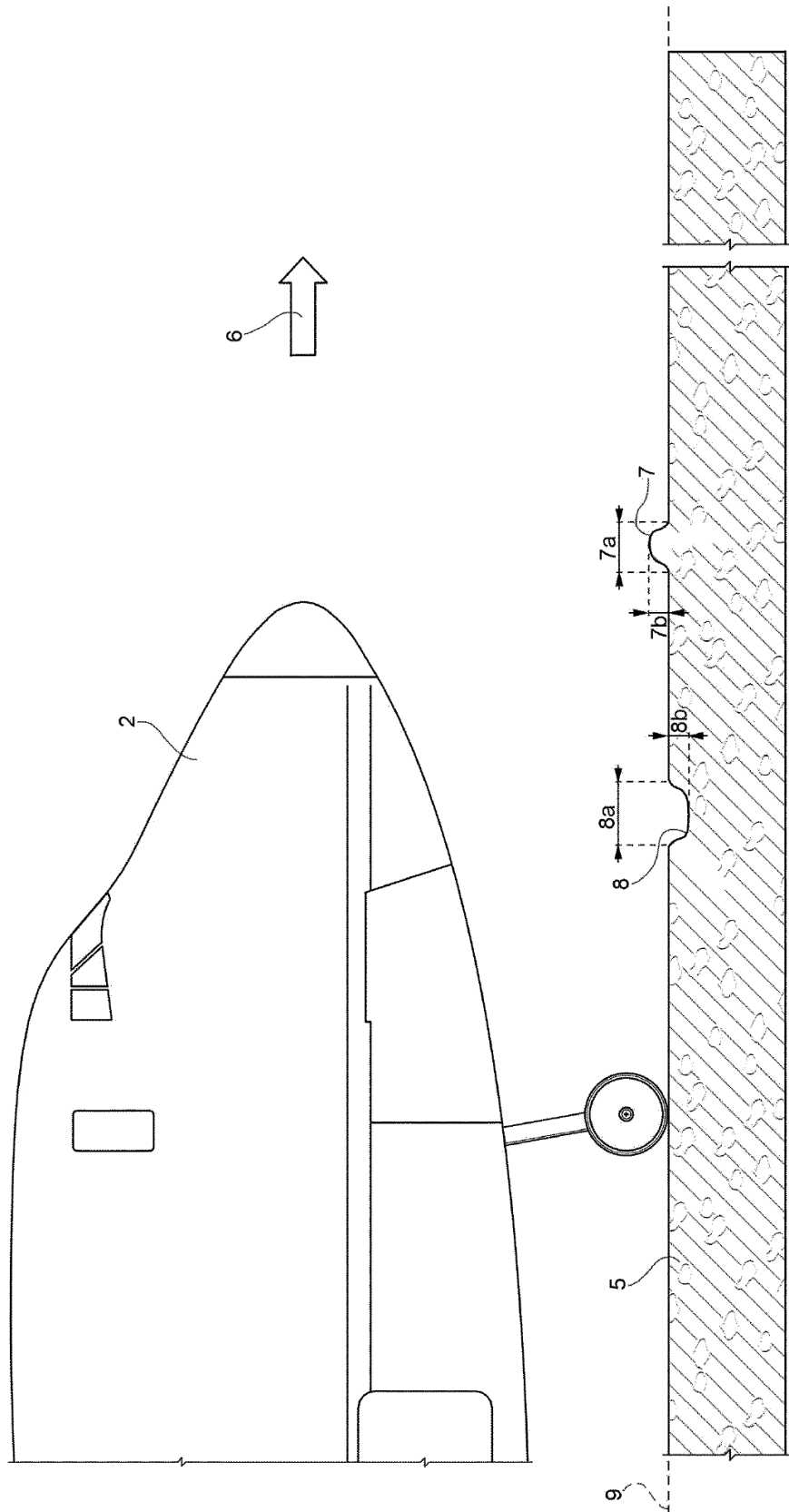
25 Por último, es evidente que se pueden hacer modificaciones y variantes a la invención descrita e ilustrada aquí sin  
apartarse del alcance de protección de la presente invención, como se define en las reivindicaciones adjuntas.

## REIVINDICACIONES

1. Un método para evaluar la compatibilidad estructural de un avión (2) para su uso en una pista de aterrizaje (5) que tiene un perfil con uno o más rugosidades (7, 8) en forma de protuberancias y/o huecos, que comprende las etapas de:
- 5 - generar (102) una primera curva de altura de protuberancia equivalente (25) indicativa de la elevación y/o la depresión de la una o más rugosidades (7, 8) de la pista de aterrizaje (5) respecto a un valor de referencia;
  - generar (102) una segunda curva de altura de protuberancia equivalente (30) mediante la realización de manera iterativa de análisis de rodaje virtual dinámico del avión (2) en una pista de aterrizaje de referencia que comprende, en cada iteración, solamente una única rugosidad de referencia en forma de una protuberancia o hueco, representada con una curva sinusoidal que tiene su propio valor de longitud de onda fijo (WL) y un valor de elevación de altura de protuberancia variable (BH) o valor de depresión de hueco, indicando la segunda curva de altura de protuberancia equivalente (30) los valores límite de elevación y/o depresión como una función de rugosidades de referencia, de manera que, cuando el avión (2) encuentra dichas rugosidades de referencia, las tensiones transferidas a la estructura del avión o a partes del mismo son menores que una primera carga límite aceptable, definiendo además la segunda curva de altura de protuberancia equivalente una primera región de aceptabilidad (31a) y una primera región de no aceptabilidad (31b) de dichas tensiones transferidas cuando el avión (2) encuentra dichas rugosidades de referencia;
  - 10 - comparar (106) la primera curva de altura de protuberancia equivalente (25) con la segunda curva de altura de protuberancia equivalente (30);
  - generar (103) una primera curva de densidad espectral de potencia (62) mediante análisis espectral del perfil de la pista de aterrizaje (5);
  - generar (103) una segunda curva de densidad espectral de potencia (60) mediante análisis de la densidad espectral de potencia de una pista de aterrizaje ideal real o virtual seleccionada como referencia, y de tal manera que los valores máximos extraídos por las cargas se han encontrado que son inferiores a los valores límite de diseño estructural del avión (2), o inferiores a un nivel de carga definido como el valor límite para garantizar la seguridad en términos de integridad estructural del avión o porciones del mismo, estando relacionada la segunda curva de densidad espectral de potencia (60) con un perfil de una pista de aterrizaje de referencia, de tal manera que, cuando el avión (2) se desplaza a lo largo de dicha pista de aterrizaje de referencia, las tensiones transferidas a la estructura del avión o a partes del mismo son inferiores a una segunda carga límite admisible, definiendo además la segunda curva de densidad espectral de potencia (60) una segunda región de aceptabilidad (61a) y una segunda región no aceptabilidad (61b) de dichas tensiones transferidas cuando el avión (2) se desplaza a lo largo de la pista de referencia;
  - 15 - comparar (107) la primera curva de densidad espectral de potencia (62) con la segunda curva de densidad espectral de potencia (60);
  - verificar (108) si la primera curva de altura de protuberancia equivalente (25) se desarrolla totalmente dentro de la primera región de aceptabilidad y si la primera curva de densidad espectral de potencia (62) se desarrolla totalmente dentro de la segunda región de aceptabilidad; y
  - 20 - autorizar o denegar (112, 114, 116) al avión (2) el uso de la pista de aterrizaje (5) sobre la base del resultado de dicha etapa de verificación (108).
2. El método según la reivindicación 1, que comprende además las etapas de:
- 45 - adquirir (100) el perfil de dicha pista de aterrizaje (5) midiendo, en la línea central de la pista de aterrizaje (5), los valores de elevación y/o depresión de una o más rugosidades (7, 8) de la pista de aterrizaje (5) en puntos de medición separados entre sí en una cantidad (i) predeterminada respectiva; y
  - determinar (102), sobre la base del perfil (100) adquirido, la primera curva de altura de protuberancia equivalente (25).
3. El método de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, en el que la etapa de autorización (112) solo se realiza si la primera curva de altura de protuberancia equivalente (25) se desarrolla por completo dentro de la primera región de aceptabilidad (31a) y si la primera curva de densidad espectral de potencia (62) se desarrolla totalmente dentro de la segunda región de aceptabilidad (61a).
4. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende, después de dicha etapa de negación (116), la etapa de modificación de uno o más elementos estructurales de dicho avión (2), de manera que la primera curva de altura de protuberancia equivalente (25) se desarrolla totalmente dentro de la primera región de aceptabilidad (31a) y/o la primera curva de densidad espectral de potencia (62) se desarrolla totalmente dentro de la segunda región de aceptabilidad (61a).
5. El método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la etapa de realizar el análisis de rodaje dinámico comprende, para cada rugosidad de referencia considerada, la etapa de aumentar el valor de elevación de altura de protuberancia (BH) o el valor de depresión del hueco, hasta un valor límite en el que el avión (2), o partes selectivas del mismo, alcanza un valor límite máximo de la primera y/o segunda cargas admisibles.
6. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2 a 5, en el que la etapa de generar la primera curva de altura de protuberancia (25) comprende realizar iterativamente las etapas de:

- representar, en un sistema de coordenadas espaciales, el perfil (12) de la primera pista de aterrizaje (5), de modo que los valores de elevación/depresión de una o más rugosidades (7, 8) de la primera pista de aterrizaje (5) están asociados con el eje de ordenadas, y una extensión de la primera pista de aterrizaje (5) definida por la secuencia de dichos puntos de medición está asociada con el eje de abscisas;
  - generar una regla virtual entre un primero y un segundo puntos (A, B; B') pertenecientes al perfil (12) de la primera pista de aterrizaje (5);
  - definir un tercer punto (C; C'), perteneciente al perfil (12) de la primera pista de aterrizaje (5), comprendido entre el primero y el segundo puntos (A, B; B');
  - asociar un valor de altura de protuberancia equivalente (BH1; BH2; BH3) con una distancia, medida sobre dicho eje de ordenadas, entre la regla virtual y el tercer punto (C; C');
  - asociar un valor de longitud de onda de protuberancia equivalente (WL1; WL2; WL3) con una extensión de la regla virtual medida en dicho eje de abscisas;
  - asociar el valor de altura de protuberancia equivalente (BH1; BH2; BH3) con el valor de longitud de onda de protuberancia equivalente (WL1; WL2; WL3).
7. El método de acuerdo con la reivindicación 6, en el que la segunda curva de altura de protuberancia (30) se desarrolla en un primer sistema de coordenadas espaciales equivalente definido por un eje de coordenadas asociado con dicho valor de altura de protuberancia equivalente (BH1; BH2; BH3) y un eje de abscisas asociado con dicho valor de longitud de onda de protuberancia equivalente (WL1; WL2; WL3), comprendiendo la primera región de aceptabilidad de cargas admisibles un área del sistema de coordenadas espaciales equivalentes subtendido por la segunda curva de altura de protuberancia (30), y comprendiendo la primera región de no aceptabilidad de las cargas admisibles regiones del sistema de coordenadas espaciales equivalente no subtendido por la segunda curva de altura de protuberancia (30).
8. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que la segunda curva de densidad espectral de potencia (60) se representa en un sistema cartesiano, comprendiendo la segunda región de aceptabilidad de cargas admisibles un área del sistema cartesiano subtendida por la segunda curva de densidad espectral de potencia (60), y comprendiendo la segunda región de no aceptabilidad de cargas admisibles un área del sistema cartesiano diferente del área subtendida por la segunda curva de densidad espectral de potencia (60).
9. Un producto de software informático que puede cargarse en unos medios de procesamiento (200) de un sistema para el diseño y/o el desarrollo de un avión (2), y diseñado de tal manera que, cuando se ejecuta, los medios de procesamiento están configurados para poner en práctica el método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8.

FIG. 1



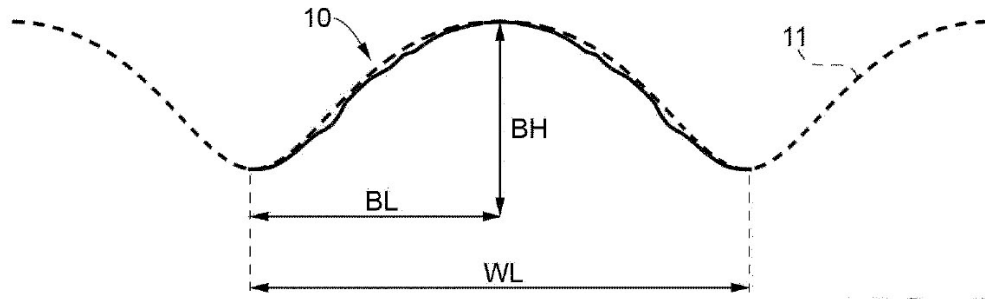


FIG. 2

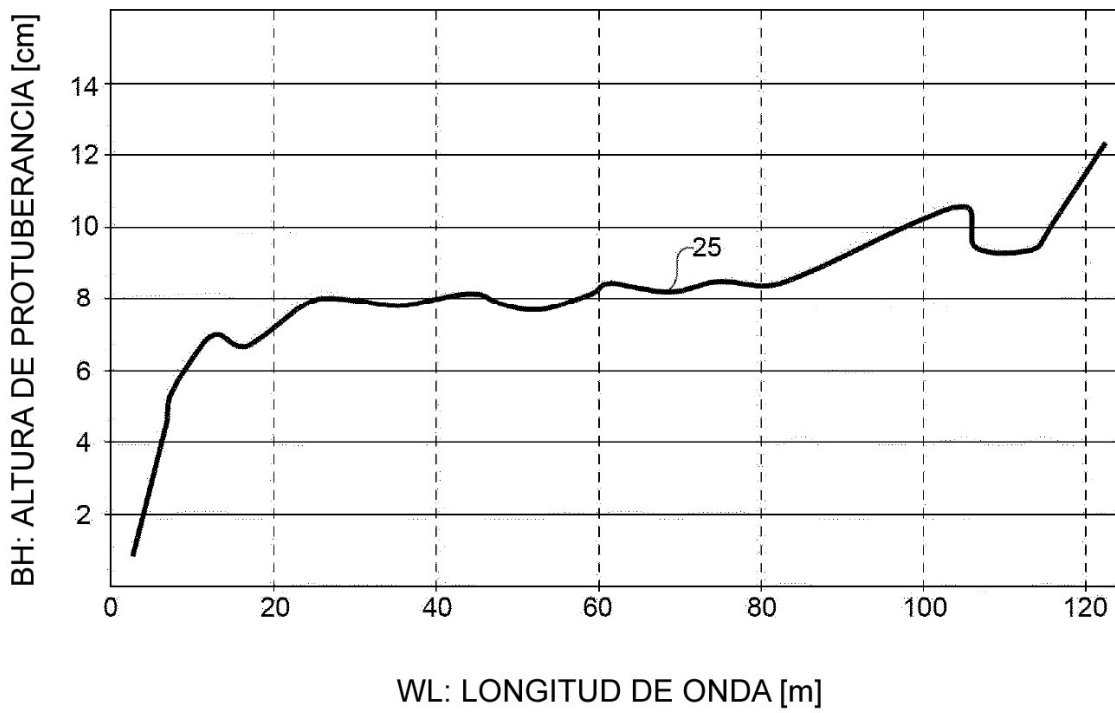


FIG. 4

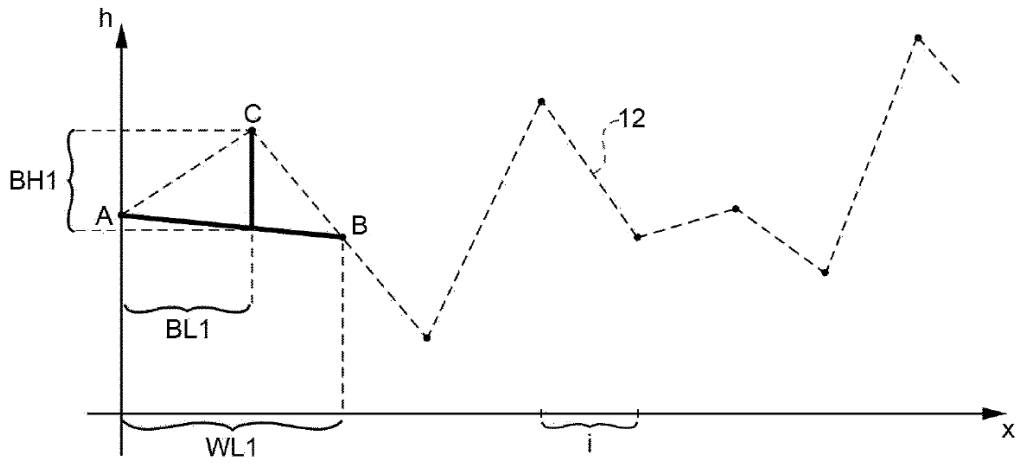


FIG. 3a

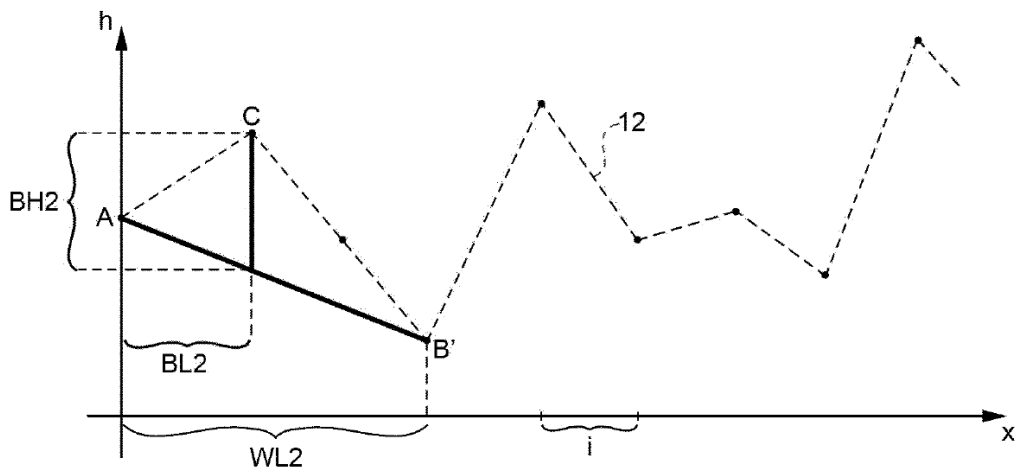


FIG. 3b

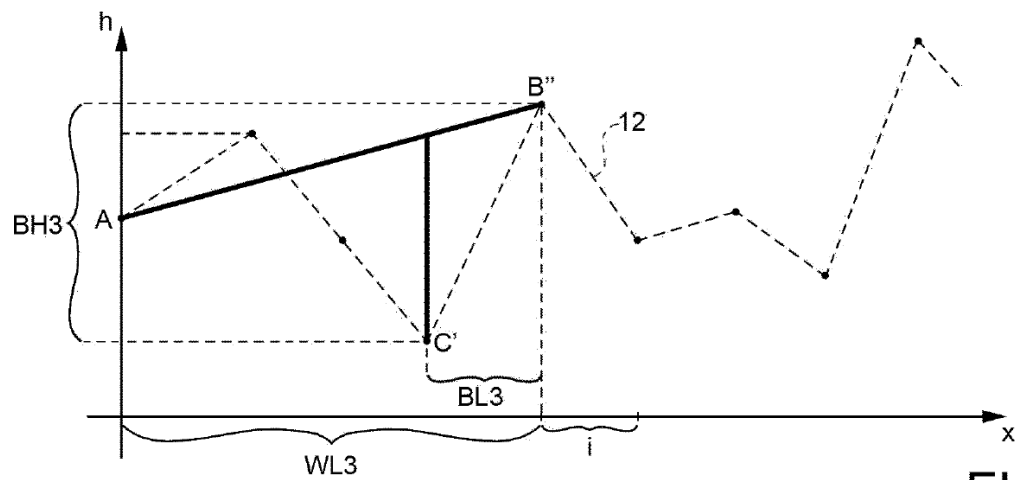


FIG. 3c

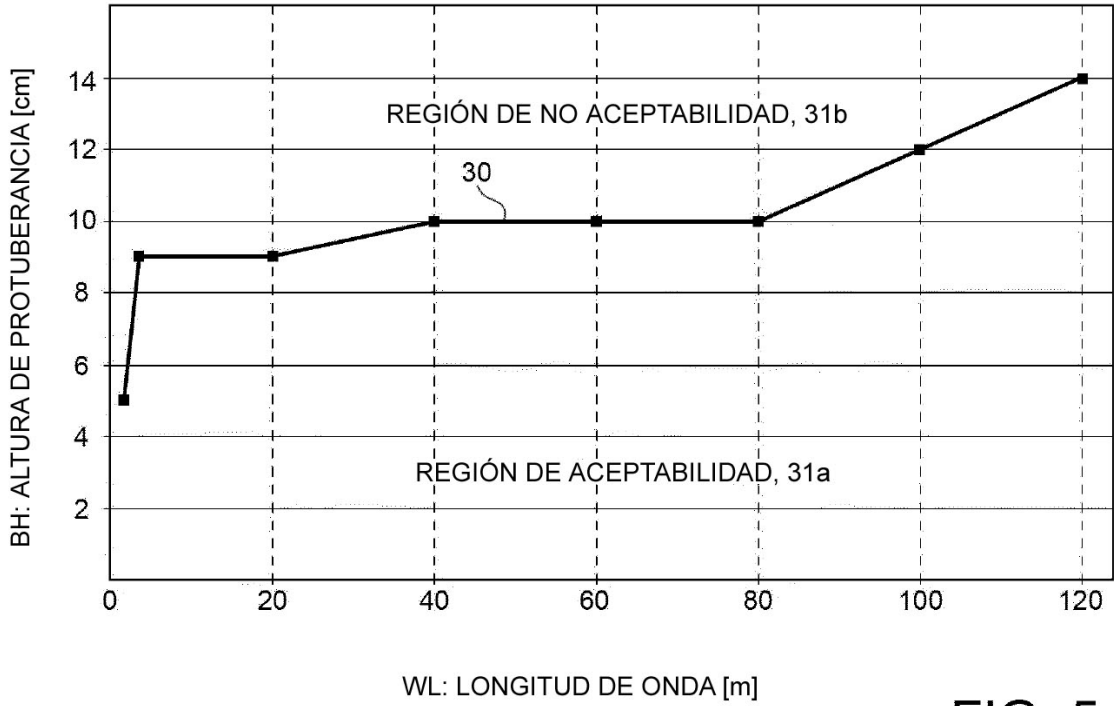


FIG. 5

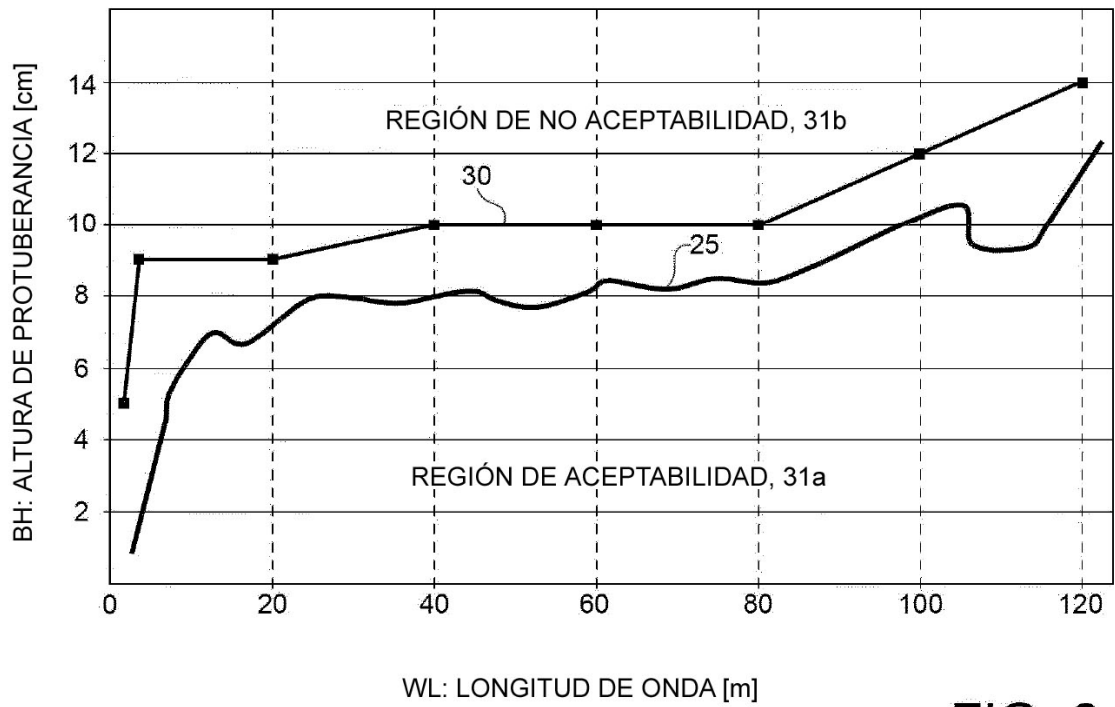


FIG. 6



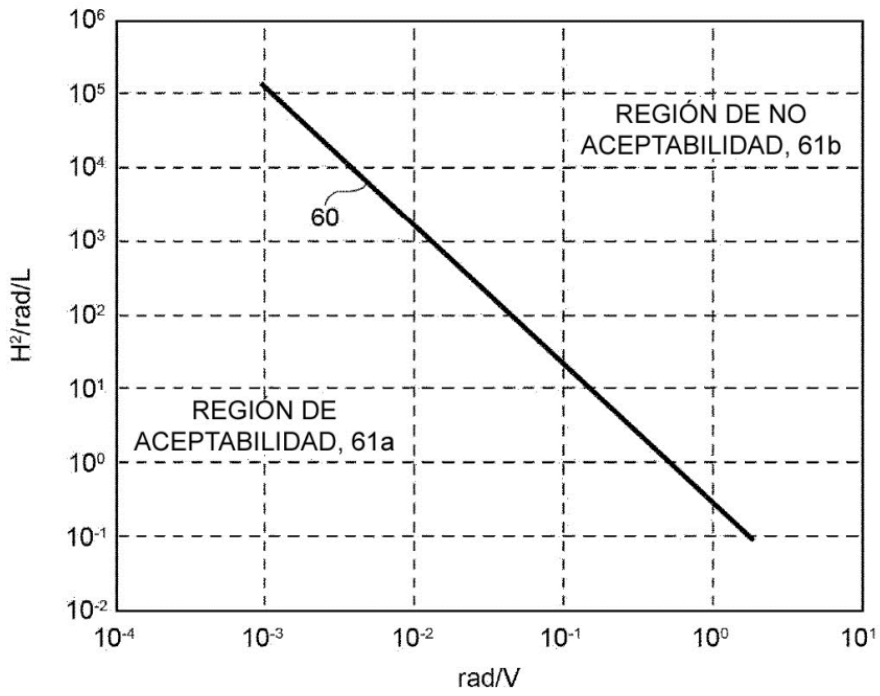
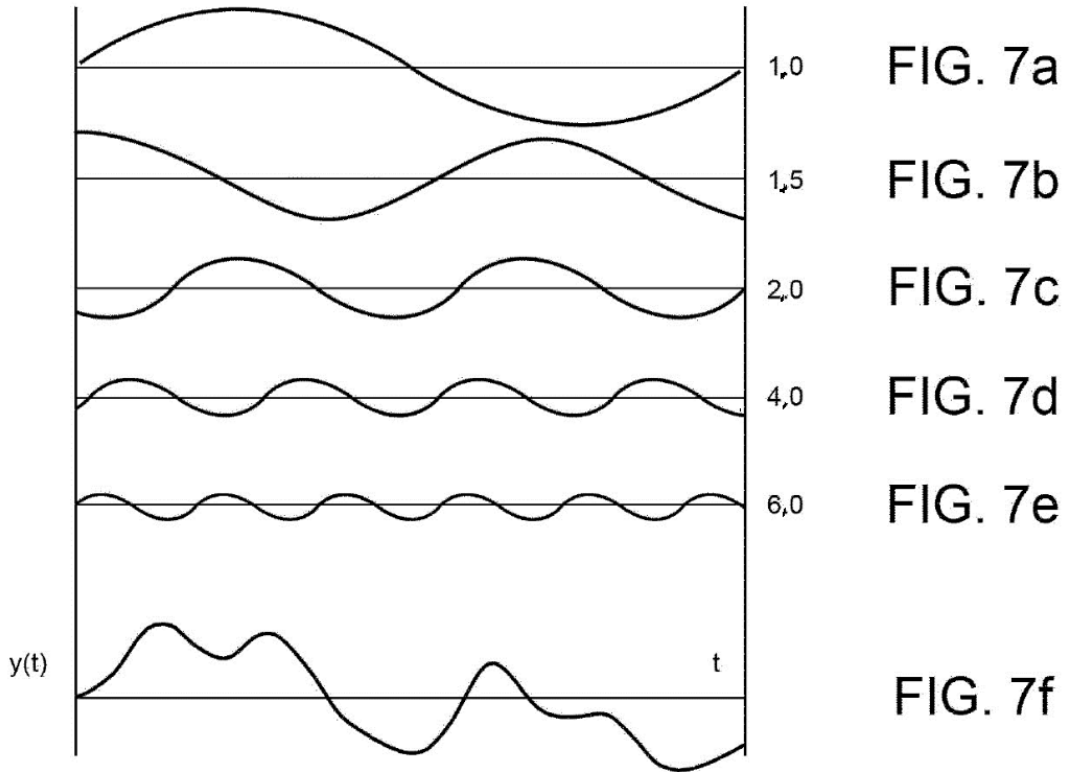


FIG. 8

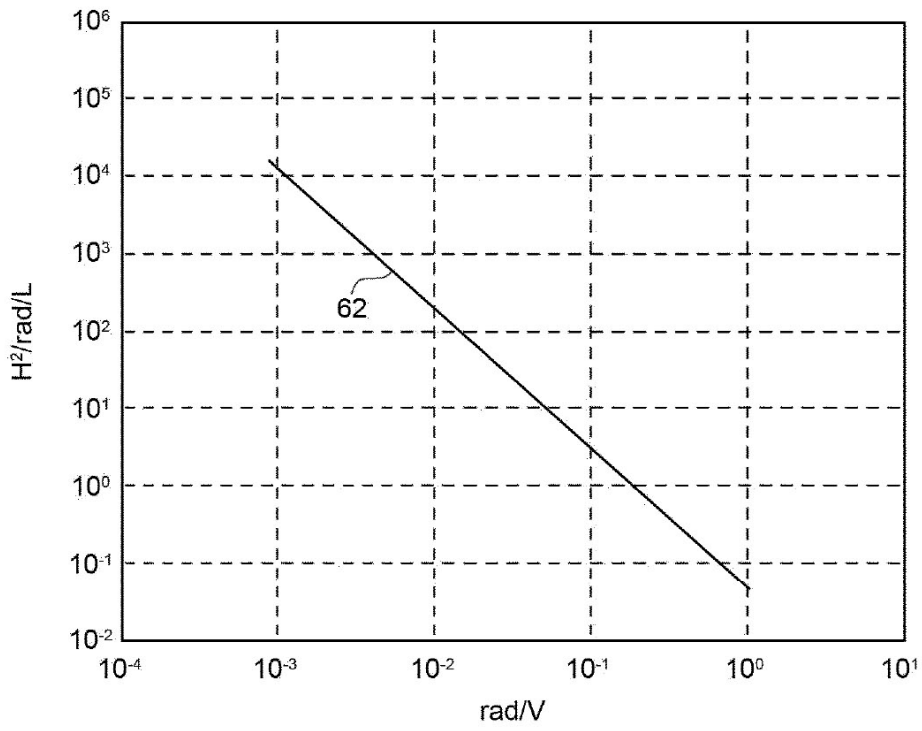


FIG. 9

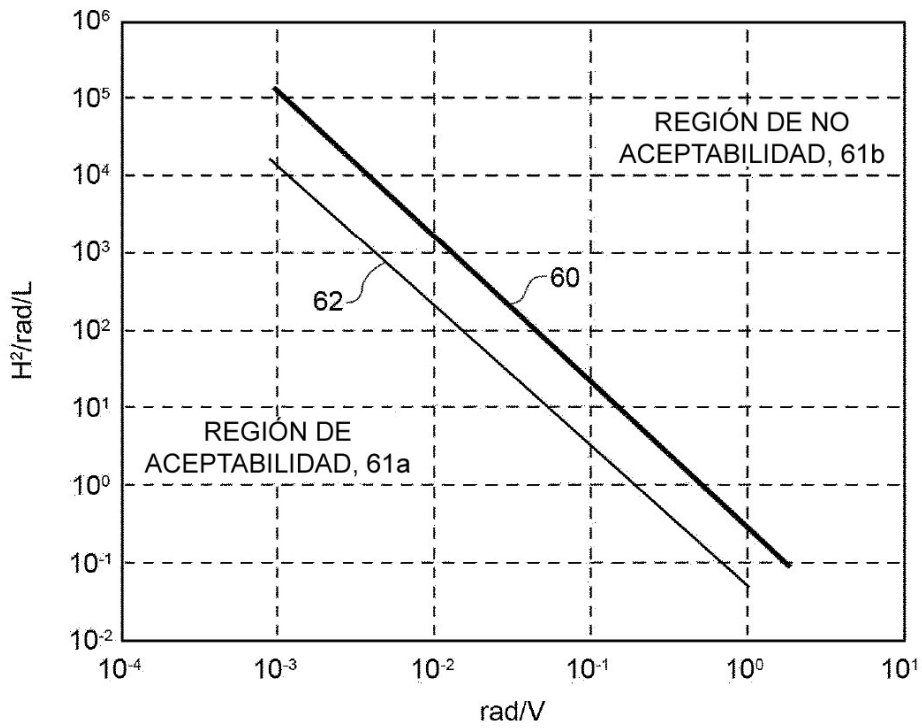


FIG. 10

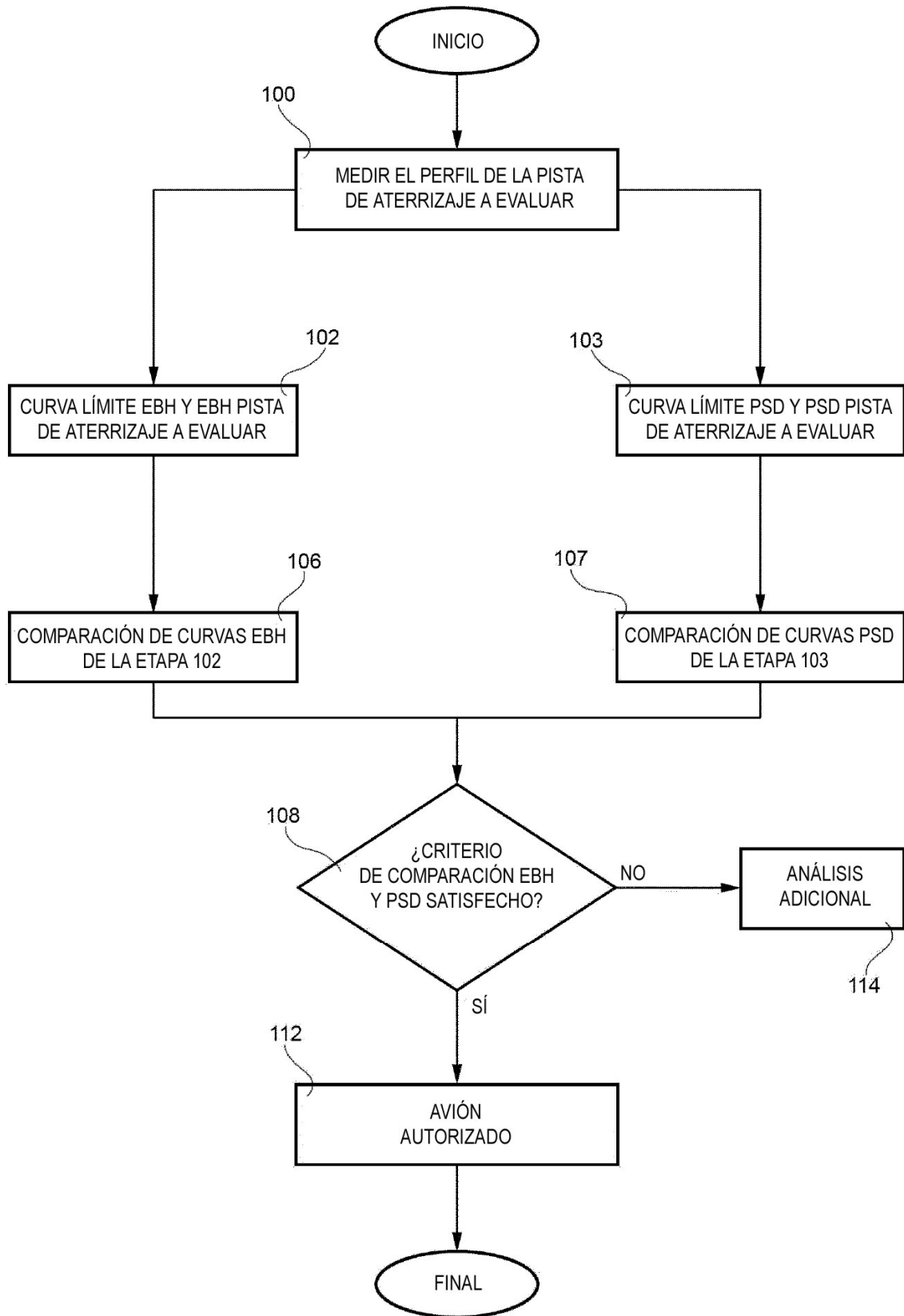


FIG. 11

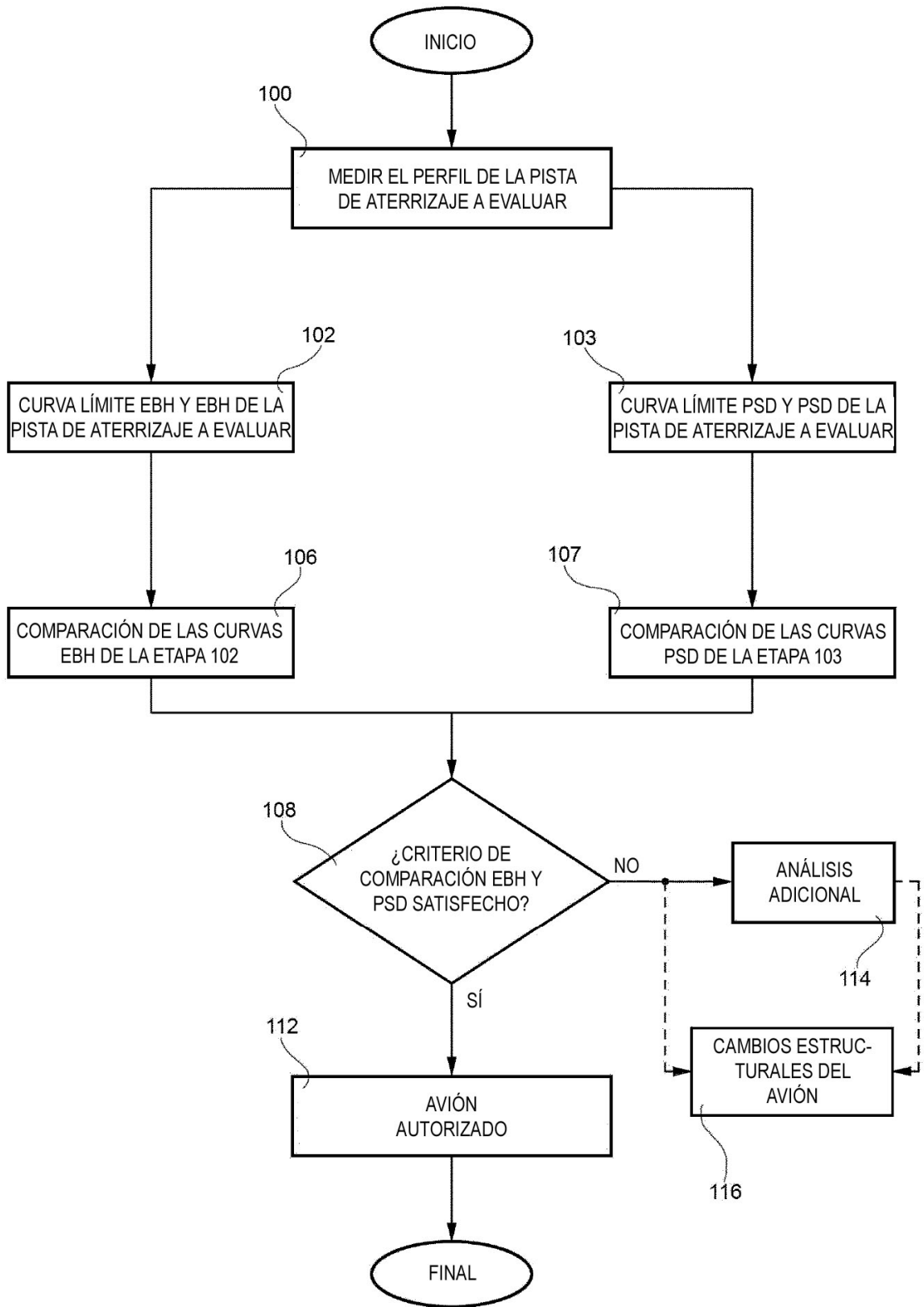


FIG. 12

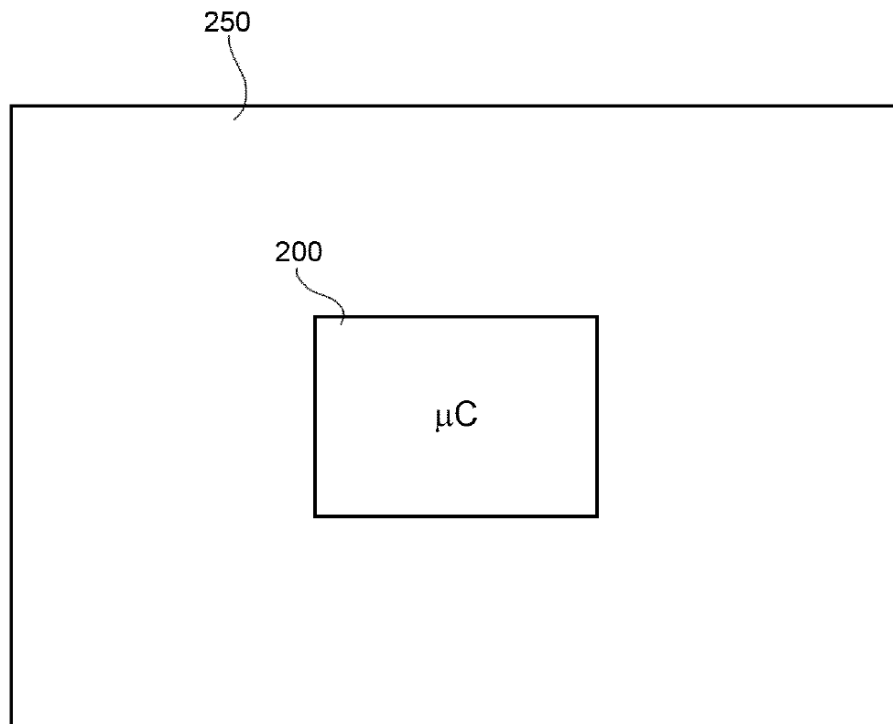


FIG. 13

**REFERENCIAS CITADAS EN LA DESCRIPCIÓN**

5 Esta lista de referencias citadas por el solicitante es para conveniencia del lector. No forma parte del documento de la Patente Europea. Aunque se ha tenido mucho cuidado en la compilación de las referencias, no pueden excluirse errores u omisiones y la EPO declina responsabilidades por este asunto.

**Documentos que no son patentes citadas en la descripción**

- **J.M. FIREBAUGH.** Estimation of Taxi Load Exceedances Using Power Spectral Methods. *J. Aircraft*, 01 September 1968, vol. 5 (5 [0005])