

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 695 535**

51 Int. Cl.:

**G05D 1/04** (2006.01)

**G05D 1/06** (2006.01)

**G05D 1/08** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **13.12.2016 E 16203813 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **05.09.2018 EP 3208680**

54 Título: **Sistemas y métodos para evitar que la cola de una aeronave entre en contacto con el suelo**

30 Prioridad:

**22.02.2016 US 201615050296**

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

**08.01.2019**

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)  
100 North Riverside Plaza  
Chicago, IL 60606-2016, US**

72 Inventor/es:

**EGGOLD, DAVID P. y  
FLANZER, TRISTAN C.**

74 Agente/Representante:

**CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel**

**ES 2 695 535 T3**

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

## DESCRIPCIÓN

Sistemas y métodos para evitar que la cola de una aeronave entre en contacto con el suelo

### Campo técnico

5 La presente invención se refiere, en general, al control de vuelo de aeronaves y, más en concreto, por ejemplo, a la evitación del contacto de la cola de la aeronave con el suelo.

### Antecedentes

10 En el campo del control de aeronaves, hay un esfuerzo en marcha para mejorar los métodos para la evitación de golpes de cola. Un golpe de cola es un suceso en donde el casco de popa de un avión entra en contacto con la pista durante el despegue, el aterrizaje o al meter motor e irse al aire. Los golpes de cola imponen un coste económico sobre las líneas aéreas debido a que, cuando tienen lugar los mismos, la aeronave se ha de retirar del servicio para inspeccionarse y, si es necesario, repararse. Los golpes de cola son raros y, por lo general, se pueden evitar a través de un funcionamiento apropiado de la aeronave. Cuando un funcionamiento apropiado no se mantiene, no es posible, o ciertos factores ambientales lo dictan, una ley de control puede proporcionar protección para el casco de popa.

15 Algunos ejemplos de un sistema de evitación de golpes de cola de aeronave conocido se pueden hallar, por ejemplo, en los documentos EP1727012A1, WO01/40051A2 y US5901927A. Otro ejemplo de mostrar visualmente símbolos de advertencia de golpe de cola a un piloto se puede hallar, por ejemplo, en el documento US6121899A.

### Sumario

20 En el presente documento se divulgan sistemas y métodos de acuerdo con una o más formas de realización que proporcionan una aproximación mejorada a la evitación de golpes de cola de aeronave durante las maniobras de aterrizaje. En algunas formas de realización, un perfil de cabeceo máximo se puede determinar para limitar una orden de desviación de timón de profundidad para evitar un golpe de cola. En un ejemplo, una geometría de aeronave se usa para determinar un perfil de cabeceo máximo previamente definido. El perfil de cabeceo máximo se compara con un perfil de cabeceo actual para determinar un perfil de cabeceo actual en exceso. El perfil de cabeceo actual en exceso se convierte a un valor de desviación de timón de profundidad incremental por medio de la multiplicación con un término de ganancia proporcional. Un valor de desviación de timón de profundidad actual retardado se suma con el valor de desviación de timón de profundidad incremental para producir un límite de desviación de timón de profundidad de morro arriba.

30 En una forma de realización, un método incluye determinar un perfil de descenso de la aeronave sobre la base de una altitud actual y una velocidad vertical actual de una aeronave; determinar un perfil de cabeceo máximo que está asociado con el perfil de descenso; determinar un perfil de cabeceo actual sobre la base de una actitud de cabeceo actual y una tasa de cabeceo actual de la aeronave; comparar el perfil de cabeceo actual con el perfil de cabeceo máximo para determinar un perfil de cabeceo actual en exceso; y limitar una señal de orden de timón de profundidad sobre la base de la comparación para reducir una probabilidad de un golpe de cola de aeronave.

35 En otra forma de realización, un sistema incluye una memoria que comprende una pluralidad de instrucciones ejecutables; y un procesador que está adaptado para ejecutar las instrucciones para: determinar un perfil de descenso sobre la base de una altitud actual y una velocidad vertical actual de una aeronave; determinar un perfil de cabeceo máximo que está asociado con el perfil de descenso; determinar un perfil de cabeceo actual sobre la base de una actitud de cabeceo actual y una tasa de cabeceo actual de la aeronave; comparar el perfil de cabeceo actual con el perfil de cabeceo máximo para determinar un perfil de cabeceo actual en exceso; y limitar una señal de orden de timón de profundidad sobre la base de la comparación.

45 El alcance de la invención se define por medio de las reivindicaciones, que se incorporan a esta sección por referencia. Se otorgará una comprensión más completa de las formas de realización de la invención a los expertos en la materia, así como una realización de ventajas adicionales de la misma, por medio de una consideración de la siguiente descripción detallada de una o más formas de realización. Se hará referencia a las hojas adjuntas de los dibujos que, en primer lugar, se describirán brevemente.

### Breve descripción de los dibujos

La figura 1 ilustra un diagrama de una aeronave en una maniobra de aterrizaje de acuerdo con una forma de realización de la divulgación.

La figura 2 ilustra un diagrama de bloques de un sistema de control de vuelo de aeronave de acuerdo con una forma de realización de la divulgación.

Las figuras 3A y 3B ilustran unos procesos para limitar de forma selectiva la desviación de timón de profundidad para evitar golpes de cola por una aeronave de acuerdo con algunas formas de realización de la divulgación.

5 La figura 4 ilustra una gráfica de límites de los perfiles de cabeceo máximo de acuerdo con una forma de realización de la divulgación.

Las figuras 5A a 5C ilustran unas representaciones gráficas de secuencia temporal de una maniobra de aterrizaje de aeronave de acuerdo con algunas formas de realización de la divulgación.

10 Algunas formas de realización de la presente invención y sus ventajas se entienden del mejor modo al hacer referencia a la descripción detallada que se da en lo sucesivo. Se debería apreciar que números de referencia semejantes se usan para identificar elementos semejantes que se ilustran en una o más de las figuras.

### Descripción detallada

15 Se proporcionan técnicas para evitar un golpe de cola durante una maniobra de aterrizaje de aeronave mediante la determinación de unos grados admisibles máximos de la desviación de timón de profundidad para evitar que el casco de popa de la aeronave entre en contacto con el suelo. El timón de profundidad es una superficie primaria de control de una aeronave, que proporciona un control longitudinal. El timón de profundidad es de tipo aleta y se desvía arriba y abajo. El objetivo principal de la desviación de timón de profundidad es aumentar o disminuir la sustentación del plano de cola y el momento de cabeceo del plano de cola. Una desviación de timón de profundidad negativa genera un movimiento de cabeceo positivo que da lugar a que la cola de la aeronave rote hacia abajo. Una desviación de timón de profundidad positiva genera un movimiento de cabeceo negativo que da lugar a que la cola de la aeronave rote hacia arriba.

25 En diversas formas de realización, un sistema de evitación de golpes de cola determina unos grados admisibles máximos de la desviación de timón de profundidad sobre la base de un perfil de descenso y un perfil de cabeceo actual. El perfil de descenso se puede calcular, por ejemplo, sobre la base de una altitud actual y una velocidad vertical actual. La altitud actual (por ejemplo, una altitud actual desde un tren de aterrizaje de aeronave hasta una superficie de pista) se puede determinar, al menos en parte, a partir de una señal de medición de radioaltímetro y / o diversos otros sensores capaces de proporcionar unas señales de medición de altitud. La velocidad vertical actual se puede determinar a partir de una señal de medición de sensor de velocidad vertical. El perfil de cabeceo actual se puede calcular sobre la base de una actitud de cabeceo y una tasa de cabeceo. La actitud de cabeceo se puede determinar a partir de una señal de medición de sensor de actitud de cabeceo y la tasa de cabeceo se puede determinar a partir de una señal de medición de sensor de tasa de cabeceo.

35 Además, el perfil de descenso y el perfil de cabeceo actual se pueden usar para determinar un perfil de cabeceo máximo y un valor de perfil de cabeceo en exceso. Un perfil de cabeceo máximo previamente definido se puede determinar, por ejemplo, sobre la base del perfil de descenso. El perfil de cabeceo máximo se puede comparar con el perfil de cabeceo actual para determinar un valor de perfil de cabeceo en exceso. El valor de perfil de cabeceo en exceso se convierte a unos grados admisibles máximos de la desviación de timón de profundidad. Los grados admisibles máximos de la desviación de timón de profundidad se usan para limitar una señal de orden de timón de profundidad para evitar que el casco de popa de la aeronave entre en contacto con el suelo.

40 En diversas formas de realización, las técnicas de procesamiento que se describen en el presente documento se pueden usar de forma ventajosa para permitir que una aeronave, tal como una aeronave comercial de fuselaje alargado, use una velocidad de aproximación de aterrizaje más baja de lo que sería necesario de otro modo para evitar golpes de cola. Un piloto puede confiar en una velocidad de aterrizaje aumentada para evitar un golpe de cola en sistemas convencionales. Unas velocidades de aproximación inferiores pueden tener un efecto positivo sobre un número de sistemas de aeronave y métricas de desempeño, incluyendo longitud de campo de aterrizaje, hipersustentación y ruido.

45 La figura 1 ilustra un diagrama de una aeronave 100 en una maniobra de aterrizaje de acuerdo con una forma de realización de la divulgación. En algunas formas de realización, la aeronave 100 de la figura 1 puede ser una aeronave comercial de fuselaje alargado. En otras formas de realización, la aeronave 100 puede ser cualquier aeronave, por ejemplo, que use una superficie de pista 102 para una maniobra de aterrizaje. Tal como se muestra en la figura 1, la aeronave 100 se puede orientar por encima de la superficie de pista 102 en una posición acampanada. A este respecto, el fuselaje 104 se puede orientar con una actitud de cabeceo positiva (por ejemplo, +) 106 en relación con un horizonte 108. La actitud de cabeceo positiva 106 se puede corresponder con la aeronave 100 morro arriba y el casco de popa 142 en una rotación hacia abajo hacia la superficie de pista 102. Además, la aeronave 100 puede estar rotando en torno a un centro de gravedad 110 en un momento de cabeceo longitudinal

112 a una tasa de cabeceo 114. La tasa de cabeceo 114 depende, al menos en parte, de la magnitud del cambio de la desviación de timón de profundidad negativa 120 y / o la desviación de timón de profundidad positiva 122.

En algunas formas de realización, un piloto y / o copiloto de aeronave puede ejercer una fuerza de columna de control para generar una señal de orden de desviación de timón de profundidad (por ejemplo, tal como la señal de orden de timón de profundidad 320 de la figura 3) para ajustar un timón de profundidad 116. En otras formas de realización, un piloto automático puede generar una señal de orden de desviación de timón de profundidad para ajustar un timón de profundidad 116. La señal de orden de timón de profundidad puede ordenar que el timón de profundidad 116 responda con una desviación de timón de profundidad negativa 120 que genera un momento de cabeceo positivo (por ejemplo, de morro arriba) 112. Una desviación de timón de profundidad negativa 120 puede dar lugar a que el casco de popa 142 de la aeronave 100 rote en un sentido hacia abajo hacia la superficie de pista 102 y reduzca el margen de seguridad de la altura de cola 143 con respecto a la superficie de pista 102. La señal de orden de timón de profundidad puede ordenar que el timón de profundidad 116 responda con una desviación de timón de profundidad positiva 122 que genera un momento de cabeceo negativo (por ejemplo, de morro abajo) 112. Una desviación de timón de profundidad positiva 122 puede dar lugar a que el casco de popa 142 de la aeronave 100 rote en una dirección hacia arriba lejos de la superficie de pista 102 y aumente el margen de seguridad de la altura de cola 143 con respecto a la superficie de pista 102. El timón de profundidad 116 puede estar mecánicamente acoplado con un estabilizador horizontal 118. El estabilizador horizontal puede estar mecánicamente acoplado con el fuselaje 104 en el casco de popa 142 de la aeronave 100.

Tal como se muestra en la figura 1, la aeronave 100 puede estar descendiendo hacia la pista 102 con el tren de aterrizaje de morro 126 y el tren de aterrizaje principal 128 completamente extendido. La señal de medición del radioaltímetro 160 proporciona una distancia desde una superficie inferior 105 en la parte delantera de la aeronave 100 hasta la superficie de pista 102. La señal de medición de radioaltímetro se puede usar, en parte, para calcular una distancia desde el tren de aterrizaje principal 128 hasta la superficie de pista 102. La distancia desde el tren de aterrizaje principal 128 hasta la superficie de pista 102 (por ejemplo, la altura de tren) se puede determinar, en parte, usando una señal de medición a partir del radioaltímetro 160. Una conversión a partir del radioaltímetro 160 al tren de aterrizaje 128 se puede calcular para proporcionar una medición de altura de tren (por ejemplo, la altitud actual). Una conversión de la señal de medición del radioaltímetro 160 al tren de aterrizaje principal 128 puede incluir, por ejemplo, una longitud que se determina por medio de una distancia desde una superficie inferior 133 del tren de aterrizaje principal 128 extendido hasta la superficie inferior 105 del fuselaje 104. Además, los datos de movimiento inercial (por ejemplo, una velocidad vertical 124 y una actitud de cabeceo 106) se pueden combinar con la longitud para determinar una altitud actual 129. La velocidad vertical 124 puede proporcionar una tasa de acercamiento (por ejemplo, una tasa de descenso) a la superficie de pista 102 durante el descenso de la aeronave 100.

Tal como se muestra en la figura 1, un ángulo de trayectoria de vuelo negativo 134 se puede determinar como el ángulo de una velocidad con respecto al aire de avión 136 a partir del horizonte 108 cuando la aeronave 100 está descendiendo. En algunas formas de realización, la velocidad con respecto al aire 136 puede ser la velocidad con respecto al aire indicada de la aeronave 100 durante el descenso hacia la pista 102. El alerón 138 puede estar mecánicamente acoplado con el ala 132 para proporcionar un cambio de alabeo de la aeronave 100. El estabilizador vertical 140 puede estar mecánicamente acoplado con el fuselaje 104 para proporcionar un control de guiñada de la aeronave 100.

La figura 2 ilustra un diagrama de bloques de un sistema de control de vuelo de aeronave 200 de la aeronave 100 de acuerdo con una forma de realización de la divulgación. El sistema de control de vuelo 200 se puede usar para recibir unas señales de medición de sensor a partir de diversos sensores dentro del sistema de control de vuelo 200 para determinar la actitud de cabeceo de aeronave 106, la tasa de cabeceo 114, la velocidad vertical 124 y la altitud actual 129, de entre otros parámetros de aeronave. El sistema de control de vuelo 200 se puede usar para calcular uno o más valores de perfil de descenso y / o de cabeceo y determinar un límite para una desviación de timón de profundidad sobre la base de perfiles de cabeceo y de descenso de acuerdo con las diversas técnicas que se describen en el presente documento. En una forma de realización, diversos componentes del sistema de control de vuelo 200 se pueden distribuir dentro de la aeronave 100. En una forma de realización, el sistema de control de vuelo 200 incluye un procesador 210, unos controles de piloto 220, una memoria 230, un visualizador 240, un sensor de actitud de cabeceo 250, un sensor de tasa de cabeceo 255, un radioaltímetro 160, un sensor de velocidad vertical 270, un sensor de aceleración vertical 280 y otros componentes 290.

El procesador 210 puede incluir, por ejemplo, un microprocesador, un procesador de único núcleo, un procesador de múltiples núcleos, un microcontrolador, un dispositivo lógico (por ejemplo, un dispositivo lógico programable que está configurado para llevar a cabo operaciones de procesamiento), un dispositivo de procesamiento de señales digitales (DSP, *digital signal processing*), una o más memorias para almacenar instrucciones ejecutables (por ejemplo, soporte lógico, soporte lógico inalterable, u otras instrucciones), y / o cualquier otra combinación apropiada de dispositivo de procesamiento y / o memoria para ejecutar instrucciones para llevar a cabo cualquiera de las diversas operaciones que se describen en el presente documento. El procesador 210 está adaptado para interconectarse y comunicarse con los componentes 160, 220, 230, 240, 250, 255, 270 y 280 para llevar a cabo etapas de procesamiento y método tal como se describe en el presente documento.

- 5 En diversas formas de realización, se debería apreciar que las instrucciones y / u operaciones de procesamiento se pueden integrar en soporte lógico y / o soporte físico como parte del procesador 210, o código (por ejemplo, datos de configuración o soporte lógico) que se puede almacenar en la memoria 230. Algunas formas de realización de las instrucciones y / u operaciones de procesamiento que se divulgan en el presente documento se pueden almacenar por medio de un medio legible por máquina 213 de una forma no transitoria (por ejemplo, una memoria, una unidad de disco duro, un disco compacto, un disco de vídeo digital o una memoria flash) que va a ser ejecutado por un ordenador (por ejemplo, un sistema lógico o basado en procesador) para llevar a cabo diversos métodos que se divulgan en el presente documento.
- 10 En diversas formas de realización, el medio legible por máquina 213 se puede incluir como parte del sistema de control de vuelo 200 y / o independiente del sistema de control de vuelo 200, con instrucciones almacenadas que se proporcionan al sistema de control de vuelo 200 mediante el acoplamiento del medio legible por máquina 213 con el sistema de control de vuelo 200 y / o mediante la descarga por el sistema de control de vuelo 200 (por ejemplo, a través de un enlace cableado o inalámbrico) de las instrucciones a partir del medio legible por máquina (por ejemplo, que contiene la información no transitoria).
- 15 La memoria 230 incluye, en una forma de realización, uno o más dispositivos de memoria (por ejemplo, una o más memorias) para almacenar datos e información. Los uno o más dispositivos de memoria pueden incluir diversos tipos de memoria, incluyendo dispositivos de memoria volátil y no volátil, tales como RAM (*Random Access Memory*, Memoria de Acceso Aleatorio), ROM (*Read Only Memory*, Memoria de Solo Lectura), EEPROM (*Electrically Erasable Read Only Memory*, Memoria de Solo Lectura Eléctricamente Borrable), memoria flash, u otros tipos de memoria. En una forma de realización, el procesador 210 está adaptado para ejecutar un soporte lógico que está almacenado en la memoria 230 y / o el medio legible por máquina 213 para llevar a cabo diversos métodos, procesos y operaciones de una forma tal como se describe en el presente documento.
- 20 El sistema de control de vuelo 200 incluye, en una forma de realización, uno o más sensores para proporcionar unas señales de datos de control de vuelo al procesador 210. En una forma de realización, los sensores incluyen un sensor de actitud de cabeceo 250, un sensor de tasa de cabeceo 255, un sensor de velocidad vertical 270, un sensor de aceleración vertical 280 y un radioaltímetro 160. Los sensores del sistema de control de vuelo 200 prevén la detección del movimiento inercial (por ejemplo, unas señales de medición de movimiento inercial a partir de los sensores 250, 255, 270, y / o 280) y la altitud (por ejemplo, unas señales de medición de altitud a partir del radioaltímetro 160) de la aeronave 100. En algunas formas de realización, los sensores 250, 255, 270, 280, y / o 160 se pueden poner en práctica como dispositivos de soporte físico discretos. Los sensores pueden proporcionar unas señales de medición de sensor (por ejemplo, datos de sensor) para calcular valores de perfil de descenso y de cabeceo, por ejemplo, la altitud actual 129, la velocidad vertical 124, la actitud de cabeceo actual 106 y la tasa de cabeceo actual 114.
- 25 El procesador 210 se puede adaptar para recibir datos de sensor a partir de sensores, procesar datos de sensor, almacenar datos de sensor en la memoria 230 y / o recuperar datos de sensor almacenados a partir de la memoria 230. En diversos aspectos, los sensores se pueden colocar de forma remota y el procesador 210 se puede adaptar para recibir de forma remota unas señales de medición de sensor a partir de sensores a través de buses de comunicación cableados o inalámbricos dentro de la aeronave 100. El procesador 210 se puede adaptar para procesar datos de sensor que están almacenados en la memoria 230 para proporcionar datos de sensor al visualizador 240 para su visualización por un usuario.
- 30 El visualizador 240 incluye, en una forma de realización, un dispositivo de visualización (por ejemplo, un visualizador de cristal líquido (LCD, *liquid crystal display*)) o diversos otros tipos de visualizadores de vídeo, monitores y / o indicadores generalmente conocidos para su uso con el sistema de control de vuelo de aeronave 200. El procesador 210 se puede adaptar para visualizar información y datos de sensor en el visualizador 240. El procesador 210 se puede adaptar para recuperar información y datos de sensor a partir de la memoria 230 y visualizar cualquier información y datos de sensor recuperados en el visualizador 240. El visualizador 240 puede incluir una electrónica de visualización, que puede ser utilizada por el procesador 210 para visualizar información y datos de sensor. El visualizador 240 puede recibir información y datos de sensor directamente a partir de uno o más sensores (por ejemplo, los sensores 250, 255, 160, 270 y / o 280) a través del procesador 210, o la información y los datos de sensor se pueden transferir a partir de la memoria 230 a través del procesador 210.
- 35 Los controles de piloto 220 incluyen, en una forma de realización, un dispositivo de entrada de usuario y / o de interfaz que tiene uno o más componentes accionados por el usuario, tal como una palanca, un mando en horquilla, y / u otros dispositivos de control que están adaptados para generar una o más señales de control de entrada accionadas por el usuario. En otra forma de realización, los controles de piloto 220 incluyen un sistema de piloto automático que proporciona las mismas señales de control o unas similares. El procesador 210 se puede adaptar para detectar señales de entrada de control a partir de los controles de piloto 220 y responder a cualquier señal de entrada de control detectada que se reciba a partir de los mismos. Por ejemplo, en algunas formas de realización, los controles de piloto 220 pueden proporcionar señales de entrada de control a través de un dispositivo de control para ajustar las superficies primarias de control de vuelo. En diversas formas de realización, se debería apreciar que
- 40
- 45
- 50
- 55

los controles de piloto 220 se pueden adaptar para incluir otros uno o más mecanismos activados por el usuario para proporcionar diversas otras operaciones de control del sistema de control de vuelo 200, tal como navegación, comunicación, control de cabeceo, control de alabeo, control de guiñada, control de empuje, y / o diversas otras características y / o parámetros.

5 Se pueden contemplar otros tipos de controles de piloto 220, tales como, una interfaz gráfica de usuario (GUI, *graphical user interface*), que se puede integrar como parte del visualizador 240 (por ejemplo, una pantalla táctil accionada por el usuario), que tiene una o más imágenes de los mecanismos activados por el usuario (por ejemplo, botones, botones selectores, controles deslizantes, u otros), que están adaptados para interconectarse con un usuario y recibir señales de control de entrada de usuario a través del visualizador 240. Como un ejemplo para una o  
10 más formas de realización tal como se analiza adicionalmente en el presente documento, el visualizador 240 y los controles de piloto 220 pueden representar porciones apropiadas de una tableta, un ordenador portátil, un ordenador de sobremesa, u otro tipo de dispositivo. Además, los controles de piloto 220 se pueden adaptar para integrarse como parte del visualizador 240 para funcionar como tanto un dispositivo de entrada de usuario como un dispositivo de visualización, tal como, por ejemplo, un dispositivo de pantalla táctil que está adaptado para recibir señales de  
15 entrada de un usuario que toca partes diferentes de la pantalla de visualización.

Los accionadores de superficie de control de vuelo 285 incluyen, en una forma de realización, unos accionadores para controlar las superficies primarias de control de vuelo de la aeronave 100. Las superficies primarias de control de vuelo pueden incluir el timón de profundidad 116. En algunas formas de realización, un piloto y / o copiloto puede ajustar una actitud de cabeceo longitudinal 106 de la aeronave 100 mediante la aplicación de una posición o una  
20 fuerza de columna de control para ajustar el timón de profundidad 116 del estabilizador horizontal 118. La fuerza de columna de control puede generar una señal de orden de timón de profundidad (por ejemplo, tal como la señal de orden de timón de profundidad 320 de la figura 3) para ajustar una desviación de timón de profundidad (por ejemplo, la desviación de timón de profundidad 120 y / o 122). En otras formas de realización, un sistema de piloto automático (por ejemplo, que se proporciona como parte de los controles de piloto 220) puede generar una señal de orden de  
25 timón de profundidad para ajustar una desviación de timón de profundidad 120 y / o 122. El procesador 210 puede recibir la señal de orden de timón de profundidad 320 y proporcionar una señal de desviación de timón de profundidad correspondiente (por ejemplo, tal como la señal de desviación de timón de profundidad 326 de la figura 3B que se proporciona a un accionador de timón de profundidad) para ajustar el timón de profundidad 116 del estabilizador horizontal 118.

30 Otras superficies primarias de control de vuelo se pueden situar sobre el ala 132 y el estabilizador vertical 140. El procesador 210 puede recibir una orden a partir de los controles de piloto 220 para ajustar un alerón 138 que está acoplado con el ala 132 para proporcionar un cambio de alabeo de la aeronave 100. El procesador 210 puede recibir una orden a partir de los controles de piloto 220 para ajustar el estabilizador vertical 140 (por ejemplo, mediante el ajuste de un timón móvil como parte del estabilizador vertical 140) para proporcionar un control de guiñada de la  
35 aeronave 100.

En otra forma de realización, el sistema de control de vuelo 200 puede incluir otros componentes 290, incluyendo sensores ambientales y / u operacionales, dependiendo de la aplicación o puesta en práctica detectada, que proporcionan información al procesador 210 (por ejemplo, mediante la recepción de unas señales de medición de sensor a partir de cada uno de los otros componentes 290). En una forma de realización, otros componentes 290  
40 pueden incluir un conmutador discreto (por ejemplo, tal como el conmutador 322 de la figura 3B). El conmutador discreto 322 se puede controlar por medio del procesador 210 para acoplar y / o desacoplar la señal de orden de timón de profundidad 320 con el limitador 319 para activar la evitación de golpes de cola. En diversas formas de realización, otros componentes 290 se pueden adaptar para proporcionar información y datos de señales en relación con las condiciones operativas y / o ambientales, tales como condiciones de temperatura interna y / o externa,  
45 condiciones de iluminación (por ejemplo, balizas que están montadas sobre el ala 132 y / o el fuselaje 104) y / o la distancia (por ejemplo, un sistema de determinación de distancia por láser). Por consiguiente, otros componentes 290 pueden incluir uno o más sensores convencionales tal como sería conocido por los expertos en la materia para monitorizar diversas condiciones (por ejemplo, condiciones ambientales y / u operativas) sobre la aeronave 100.

Las figuras 3A y 3B ilustran unos procesos para limitar de forma selectiva la desviación de timón de profundidad para evitar golpes de cola por una aeronave 100 de acuerdo con algunas formas de realización de la divulgación. En diversas formas de realización, los procesos de las figuras 3A y 3B se pueden llevar a cabo, por ejemplo, por medio del procesador 210 de la aeronave 100. En particular, la figura 3A ilustra un flujo de proceso global, y la figura 3B proporciona detalles adicionales de las diversas operaciones. Por consiguiente, la figura 3A y la figura 3B se describirán la una en relación con la otra. Durante los procesos de las figuras 3A y 3B, diversos valores de datos se  
55 pueden determinar a partir de uno o más sensores y / o calcularse tal como se analiza adicionalmente en el presente documento.

En el bloque 350 de la figura 3A, un perfil de descenso H' 302 se puede calcular para determinar la posición del tren de aterrizaje 128 en el futuro inmediato en relación con la pista 102. El perfil de descenso H' 302 se puede determinar mediante la combinación de una altitud actual del tren de aterrizaje principal 128 y una velocidad vertical

actual del tren de aterrizaje 128. La altitud actual 129 se puede calcular mediante la combinación de la señal de medición del radioaltímetro 160 con unos datos de movimiento inercial (por ejemplo, unos datos de movimiento inercial tal como se proporcionan, por ejemplo, por medio del sensor de actitud de cabeceo 250, el sensor de tasa de cabeceo 255, el sensor de velocidad vertical 270 y / o el sensor de aceleración vertical 280), tal como se describe en el presente documento. La velocidad vertical actual 124 se puede proporcionar al procesador 210 por medio de una señal de medición del sensor de velocidad vertical 270. La velocidad vertical 124 se puede multiplicar por un término de ganancia en el cálculo del perfil de descenso H' 302.

En el bloque 355, un perfil de cabeceo máximo previamente determinado 304 se puede determinar a partir de una tabla de consulta de  $\theta'$  frente a H' 303, usando el perfil de descenso H' 302 determinado del bloque 350. La tabla de consulta de  $\theta'$  frente a H' 303 proporciona una relación entre el perfil de cabeceo máximo 304 y el perfil de descenso H' 302. A este respecto, a medida que el tren de aterrizaje 128 se aproxima a la superficie de pista 102, tal como se indica por medio del valor decreciente del perfil de descenso H' 302, el perfil de cabeceo máximo 304 disminuye, lo que prevé menos valor de perfil de cabeceo positivo  $\theta'$  306 de la aeronave 100. La tabla de consulta de  $\theta'$  frente a H' 303 puede incluir una pluralidad de perfiles de cabeceo máximo calculados 304, en donde cada perfil de cabeceo máximo 304 se basa en uno correspondiente de una pluralidad de perfiles de descenso H' 302. Además, el perfil de cabeceo máximo 304 puede depender de la geometría de la aeronave 100, tal como se describe en el presente documento.

Haciendo referencia a la figura 3B, en algunas formas de realización, el perfil de cabeceo máximo 304 se puede reducir cuando un aerofreno montado en ala 305 está extendido. El aerofreno montado en ala 305 se puede accionar por medio de una orden de aerofreno a partir del procesador 210 para producir un momento de cabeceo positivo (por ejemplo, de morro arriba) 112. Por lo tanto, una reducción del perfil de cabeceo máximo 304 puede compensar el momento de cabeceo de morro arriba adicional 112 que es causado por el accionamiento del aerofreno 305.

En el bloque 360, el procesador 210 puede calcular un perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 para determinar una tendencia de cabeceo de la aeronave 100. El perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 se puede calcular mediante la combinación de una actitud de cabeceo actual 106 y una tasa de cabeceo actual 114, en donde la tasa de cabeceo 114 se puede multiplicar por un término de ganancia en el cálculo del perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306. A este respecto, una indicación de la actitud de cabeceo de la aeronave 100 en el futuro inmediato se puede proporcionar para ayudar a la determinación de si es posible un golpe de cola. La actitud de cabeceo actual 106 se puede proporcionar al procesador 210 por medio de una señal de medición que se produce por medio del sensor de actitud de cabeceo 250. La tasa de cabeceo actual 114 se puede proporcionar al procesador 210 por medio de una señal de medición que se produce por medio del sensor de tasa de cabeceo 255.

En el bloque 365, el procesador 210 puede comparar el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 con el perfil de cabeceo máximo 304 para determinar un perfil de cabeceo actual en exceso  $\theta'$  308. Si existe el perfil de cabeceo actual en exceso  $\theta'$  308 (por ejemplo, el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 es mayor que el perfil de cabeceo máximo 304), la desviación de timón de profundidad se puede limitar sobre la base del perfil de cabeceo máximo 304 para evitar un golpe de cola. Además, el perfil de cabeceo actual en exceso  $\theta'$  308 se puede multiplicar por un término de ganancia proporcional 310 y el producto se puede convertir a unos grados de la desviación de timón de profundidad 309.

En algunas formas de realización, el valor de perfil de cabeceo actual en exceso  $\theta'$  308 se puede integrar y sumarse con el término de ganancia proporcional 310. A este respecto, el perfil de cabeceo actual en exceso  $\theta'$  308 se puede convertir en una tasa de cambio de timón de profundidad por medio de una ganancia integral. La tasa de cambio de timón de profundidad se integra para producir una salida de posición de timón de profundidad (por ejemplo, grados de la desviación de timón de profundidad). La salida de posición de timón de profundidad se puede sumar con el término de ganancia proporcional 310 para producir grados de la desviación de timón de profundidad 309.

En algunas formas de realización, se puede verificar que los grados de la desviación de timón de profundidad 309 se encuentran dentro de un rango de la autoridad total de timón de profundidad 311 (que se etiqueta Limitador -30 a 25) para la aeronave 100. La autoridad total de timón de profundidad 311 proporciona el rango completo de la desviación de timón de profundidad para la aeronave 100. Por ejemplo, en algunas formas de realización, la autoridad total de timón de profundidad de la aeronave 100 311 puede incluir valores de la desviación de timón de profundidad, incluyendo de treinta grados negativos a veinticinco grados positivos. La autoridad total de timón de profundidad 311 puede depender de la geometría de la aeronave 100 y otra autoridad total de timón de profundidad de aeronave 311 puede ser idéntica a, menor que o mayor que la autoridad total de timón de profundidad de la aeronave 100. La salida de la autoridad total de timón de profundidad 311 es una orden de límite de desviación de timón de profundidad 312.

En algunas formas de realización, la orden de límite de desviación de timón de profundidad 312 se puede sumar con una salida de un filtro de retardo 314 (por ejemplo, una señal de orden de timón de profundidad de referencia 315) para producir un valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 que se proporciona a un bloque limitador 319 (que se etiqueta Limitador). A este respecto, la orden de límite de desviación de timón de profundidad

312 puede incrementar y / o decrementar la señal de orden de timón de profundidad de referencia 315 para producir el valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318. El filtro de retardo 314 puede proporcionar una realimentación de una señal de desviación de timón de profundidad de salida 326 para producir la señal de orden de timón de profundidad de referencia 315 en grados de la desviación de timón de profundidad. El filtro de retardo 314 emite en la práctica una señal de desviación de timón de profundidad de baja frecuencia para controlar la aeronave 100 durante una maniobra de aterrizaje.

Haciendo referencia a la figura 3B, el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 se compara con el perfil de cabeceo máximo 304 para proporcionar un perfil de cabeceo actual en exceso de salida  $\theta'$  308. El perfil de cabeceo actual en exceso  $\theta'$  308 se multiplica por el término de ganancia proporcional 310 para proporcionar grados de la desviación de timón de profundidad 309. En algunas formas de realización, los grados de la desviación de timón de profundidad 309 se pueden comparar con la autoridad total de timón de profundidad 311 (que se etiqueta Limitador -30 a 25) para verificar que el valor de desviación de timón de profundidad 309 se encuentra dentro del rango de la desviación de timón de profundidad del timón de profundidad 116 en la aeronave 100. La salida de la autoridad total de timón de profundidad 311 es la orden de límite de desviación de timón de profundidad 312. La orden de límite de desviación de timón de profundidad 312 se suma con el filtro de retardo 314 para producir el valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318. El valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 se puede proporcionar al limitador 319 para limitar la señal de orden de timón de profundidad actual 320.

En el bloque 370, el limitador 319 puede limitar la señal de orden de timón de profundidad actual 320. A este respecto, el limitador 319 puede imponer un límite inferior sobre los valores de señal de orden de timón de profundidad 320 y los valores de señal de orden de timón de profundidad 320 mayores que el valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 se proporcionan a la salida del limitador 319.

En el bloque 375, el procesador 210 puede proporcionar una señal de desviación de timón de profundidad de salida limitada 326 al timón de profundidad 116. Haciendo referencia a la figura 3B, un valor de limitador de desviación de timón de profundidad inferior 318 se puede acoplar eléctricamente con el limitador 319 para limitar la señal de orden de timón de profundidad 320 a través del limitador 319. Un conmutador 322 se puede acoplar con el limitador 319 en la entrada de conmutador 325.

Haciendo referencia de nuevo a la figura 3B, el conmutador 322 se puede usar para encender la evitación de golpes de cola durante las maniobras de aterrizaje de la aeronave 100 y conmutar a apagado la evitación de golpes de cola durante otras condiciones de vuelo de la aeronave 100 tales como las maniobras de crucero de vuelo normal. En una forma de realización, el conmutador 322 se pone en práctica en datos y código de soporte lógico en el procesador 210 para encender y apagar la limitación de orden de timón de profundidad de evitación de golpes de cola. En otra forma de realización, el conmutador 322 se pone en práctica como un conmutador discreto físico (por ejemplo, tal como se proporciona por medio de otros componentes 290). A este respecto, el conmutador 322 puede alternar entre la recepción de la salida de la señal de orden de timón de profundidad 320 directamente y la señal de orden de timón de profundidad 320 que se limita por medio del valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 en el limitador 319. El conmutador 322 se puede acoplar eléctricamente con la señal de orden de timón de profundidad 320 en una entrada de conmutador 323. El conmutador 322 se puede acoplar eléctricamente con la salida del bloque limitador 319 en una entrada de conmutador 325. Además, un contacto deslizante de conmutador 327 se puede acoplar con la señal de desviación de timón de profundidad de salida 326 en un primer extremo 327a del contacto deslizante de conmutador 327. El procesador 210 puede producir una señal eléctrica en la entrada de orden de conmutador 328 para alternar el contacto deslizante de conmutador 327 entre la entrada de conmutador 325 y la entrada de conmutador 323 en un segundo extremo 327b del contacto deslizante de conmutador 327.

En algunas formas de realización, el procesador 210 se puede configurar para actualizar de forma periódica el perfil de descenso  $H'$  302 y el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306. Además, los valores de perfil actualizados  $H'$  302 y  $\theta'$  306 se pueden usar para calcular un valor de limitador de desviación de timón de profundidad actualizado 318, tal como se describe en el presente documento.

Por lo tanto, de acuerdo con diversas formas de realización, las señales de orden de timón de profundidad 320 se pueden limitar de forma selectiva (por ejemplo, por medio del funcionamiento del limitador 319) sobre la base de la salida del filtro de retardo 314 y diversos criterios (por ejemplo, el perfil de descenso  $H'$  302, el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306, el perfil de cabeceo máximo 304, los grados de la desviación de timón de profundidad 309, la orden de límite de desviación de timón de profundidad 312 y / u otros criterios). En otras formas de realización, otras órdenes de control de vuelo se pueden limitar de forma selectiva de la misma forma o de una similar.

La figura 4 ilustra una gráfica de límites 400 de los perfiles de cabeceo máximo 304 de acuerdo con una forma de realización de la divulgación. La gráfica de límites 400 proporciona una representación gráfica de la relación entre el perfil de cabeceo máximo 304 y el perfil de descenso  $H'$  302. La gráfica de límites 400 puede proporcionar una representación gráfica del perfil de cabeceo máximo 304 en unas condiciones de perfil actuales para evitar un golpe de cola. A este respecto, una línea inclinada 430 representa el perfil de cabeceo máximo 304 sobre la base de un

perfil de descenso H' 302 determinado. En la figura 4, el área por encima de la línea inclinada 430 (por ejemplo, el área 440) son unos perfiles de cabeceo en donde el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 supera el perfil de cabeceo máximo 304. A este respecto, los perfiles de cabeceo actual  $\theta'$  306 en el área de 440 pueden producir unos valores de limitador de desviación de timón de profundidad 318 para generar la desviación de timón de profundidad positiva 122 para evitar un golpe de cola. A la inversa, el área por debajo de la línea inclinada 430 (por ejemplo, el área 450) son los perfiles de cabeceo 304 en donde el perfil de cabeceo actual adicional  $\theta'$  306 se puede permitir hasta el perfil de cabeceo máximo 304 de la línea inclinada 430 al tiempo que se evita un golpe de cola. Tal como se muestra en la figura 4, a medida que aumenta la altura del tren de aterrizaje 128 (por ejemplo, la altura del tren de aterrizaje 128 como parte del perfil de descenso H' 302) con respecto a la superficie de pista 102, aumenta el perfil de cabeceo máximo admisible (por ejemplo, el perfil de cabeceo máximo 304 como parte de la línea inclinada 403).

En diversas formas de realización, los perfiles de cabeceo máximo 304 dependen del perfil de descenso H' 302 y la geometría de la aeronave 100. La geometría de la aeronave 100 incluye un valor de compresión de tren de aterrizaje y depende de la aeronave. A este respecto, cada tipo de aeronave puede incluir una tabla de consulta de  $\theta'$  frente a H' única 303.

Las figuras 5A a 5C ilustran unas representaciones gráficas de secuencia temporal de una maniobra de aterrizaje de una aeronave 100 agresiva de acuerdo con algunas formas de realización de la divulgación. Las figuras 5A a 5C ilustran unas representaciones gráficas de parámetros que están asociados con el sistema de evitación de golpes de cola 300 durante una maniobra de aterrizaje de una aeronave 100. Las representaciones gráficas de secuencia temporal de las figuras 5A a 5C incluyen la actitud de cabeceo 106, el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306, el perfil de cabeceo máximo 304, la señal de orden de timón de profundidad de piloto y / o de piloto automático 320 y el valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 que se representan gráficamente durante unos periodos secuenciales de la maniobra de aterrizaje. El tiempo en el eje x de las figuras 5A a 5C se divide en los periodos 505, 510, 515, 520, 525 y 530. 5A ilustra una representación gráfica de secuencia temporal que se muestra la actitud de cabeceo 106, los perfiles de cabeceo actual  $\theta'$  306 y los perfiles de cabeceo máximo 304 en grados. La figura 5A ilustra el margen de seguridad del casco de popa 142 de la aeronave 100 con respecto a la superficie de pista 102 en pies. La figura 5B ilustra la secuencia temporal de la figura 5A que se muestra una representación gráfica de fuerza de columna 512, en libras, cuando el piloto confirma una desviación de timón de profundidad. La figura 5C ilustra la secuencia temporal de la figura 5A que se muestra una representación gráfica de la señal de orden de timón de profundidad 320, un valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 y una señal de desviación de timón de profundidad de salida 326 en grados de la desviación de timón de profundidad.

El periodo 505 se puede corresponder con que la aeronave 100 se esté aproximando a la pista 102. Tal como se muestra en la figura 5A, los grados de la actitud de cabeceo 106 y el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 pueden ser aproximadamente iguales, lo que indica la ausencia de una tasa de cabeceo 114. La fuerza de columna 512 de la figura 5B también es aproximadamente nula, lo que indica que el piloto no está intentando hacer cabecear la aeronave 100. La figura 5C muestra que la señal de desviación de timón de profundidad de salida 326 es igual a la orden de timón de profundidad 320, lo que indica que el limitador 319 no está limitando la orden de timón de profundidad 320. El valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 se encuentra sustancialmente por debajo de cero, lo que indica que el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 es sustancialmente menor que el perfil de cabeceo máximo 304.

El periodo 510 se puede corresponder con la aeronave 100 en un descenso hacia la pista 102. Tal como se muestra en la figura 5A, los grados tanto del perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 como de la actitud de cabeceo están aumentando, lo que indica una actitud de morro arriba de la aeronave 100. Además, la fuerza de columna 512 está aumentando, lo que indica que el piloto está haciendo cabecear la aeronave 100. El casco de popa 142 se encuentra sobre una pendiente hacia abajo pronunciada hacia la superficie de pista 102. A medida que el casco de popa 142 se aproxima a la superficie de pista 102, el perfil de cabeceo máximo 304 está disminuyendo, lo que indica que el margen de seguridad del casco de popa 142 a la superficie de pista 102 está disminuyendo. El valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 de la figura 5C se está moviendo en una respuesta positiva a la reducción del casco de popa 142 en cuanto al margen de seguridad con respecto a la superficie de pista 102. En un punto 535 en el periodo 510 de la figura 5C se cortan el valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318, la señal de orden de timón de profundidad 320 y la señal de desviación de timón de profundidad 326. El tiempo 535 se corresponde con una altura del casco de popa 142 cerca de la superficie de pista 102. Después de eso, la señal de desviación de timón de profundidad 326 se limita por medio del limitador 319 tal como se muestra en la figura 5C. El piloto puede estar ordenando una desviación de timón de profundidad negativa adicional 120 tal como se muestra en la figura 5C. En respuesta a la fuerza de columna 512, la señal de orden de timón de profundidad 320 puede estar ordenando una desviación de timón de profundidad negativa en grados adicional tal como se indica por medio de la figura 5C. No obstante, el limitador 319 está limitando la señal de orden de timón de profundidad 320 a un valor de desviación de timón de profundidad negativo 326 mayor que la señal de orden de timón de profundidad 320.

El periodo 515 se corresponde con que el casco de popa 142 continúe aproximándose a la superficie de pista 102. Tal como se muestra en la figura 5A, el casco de popa 142 se aproxima a casi cero pies con respecto a la superficie de pista 102 tal como se indica por medio del tiempo 545. El perfil de cabeceo máximo 304 continúa disminuyendo durante un tiempo antes de que el casco de popa se aproxime a la superficie de pista 102. Después de eso, el perfil de cabeceo máximo 304 permanece constante. Tanto el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 como la actitud de cabeceo 106 muestran un rebasamiento más allá del perfil de cabeceo máximo 304. La fuerza de columna está disminuyendo durante el periodo 515 debido a que se puede proporcionar al piloto una información en el visualizador 240 de que el casco de popa 142 se está aproximando a la superficie de pista 102. No obstante, el valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 está ordenando que el timón de profundidad 116 responda con un momento de cabeceo de morro abajo 112 y la señal de desviación de timón de profundidad 326 está respondiendo al limitador 319 con una desviación de timón de profundidad positiva.

El periodo 520 se puede corresponder con que la aeronave 100 decelere al descender hacia la superficie de pista 102. A este respecto, el margen de seguridad del casco de popa 142 con respecto a la superficie de pista 102 se está moviendo lejos de la superficie de pista 102. La actitud de cabeceo 106 es aproximadamente igual al perfil de cabeceo máximo 304 durante este periodo, lo que indica que la actitud de cabeceo 106 se limita por medio del perfil de cabeceo máximo 304 cuando las condiciones se han estabilizado. El valor del valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 de la orden de posición de morro abajo está disminuyendo durante el periodo y la señal de desviación de timón de profundidad 326 está respondiendo al limitador 319. La señal de orden de timón de profundidad 320 se está limitando durante este periodo. A este respecto, el tiempo 555 indica una fuerza de columna intensa que se corresponde con que el piloto ordene un cambio significativo en la desviación de timón de profundidad. La señal de orden de timón de profundidad 320 responde con una posición de morro arriba significativa. No obstante, tal como se indica por medio de la figura 5C, la señal de orden de timón de profundidad 320 en el tiempo 555 se está limitando por medio del limitador 319 debido a que la señal de desviación de timón de profundidad 326 no responde a la entrada de piloto y continúa siguiendo el valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318. Además, el tiempo 565 indica que la señal de desviación de timón de profundidad 326 puede responder a la señal de orden de timón de profundidad 320 debido a que los grados de la señal de orden de timón de profundidad 320 son mayores que el valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318.

El periodo 525 se puede corresponder con que la aeronave 100 deshaga la rotación a la superficie de pista 102. A este respecto, el casco de popa 142 está rotando hacia arriba desde la superficie de pista 102 hasta la altura normal del casco de popa 142. La actitud de cabeceo 106 y el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 están disminuyendo, lo que indica una tasa de cabeceo negativa (por ejemplo, de morro abajo). La figura 5C indica una vez más que el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 es menor que el perfil de cabeceo máximo 304 debido a que la señal de desviación de timón de profundidad 326 está respondiendo a la señal de orden de timón de profundidad 320 y el valor de limitador de desviación de timón de profundidad 318 está disminuyendo de forma significativa.

El periodo 530 se puede corresponder con que aeronave 100 circule sobre la superficie de pista 102. A este respecto, el margen de seguridad del casco de popa con respecto a la superficie de pista permanece constante. La actitud de cabeceo 106 y el perfil de cabeceo actual  $\theta'$  306 permanecen constantes. Además, la fuerza de columna 512 es nula y la señal de orden de timón de profundidad 320, la señal de desviación de timón de profundidad 326 y el limitador 319 son constantes.

A la vista de la presente divulgación, se apreciará que el uso de un perfil de cabeceo y perfiles de descenso para determinar un valor de desviación de timón de profundidad limitante que se pone en práctica de acuerdo con diversas formas de realización que se exponen en el presente documento puede prever una aproximación mejorada para evitar que el casco de popa de la aeronave entre en contacto con el suelo durante una maniobra de aterrizaje de aeronave. A este respecto, limitar un valor de desviación de timón de profundidad, al tiempo que se sigue proporcionando un control de aterrizaje de aeronave, permite que una aeronave, tal como una aeronave comercial de fuselaje alargado, use una velocidad de aproximación de aterrizaje más baja de lo que sería necesario de otro modo para evitar golpes de cola. Un piloto puede confiar en una velocidad de aterrizaje aumentada para evitar un golpe de cola en sistemas convencionales. Unas velocidades de aproximación inferiores pueden tener un efecto positivo sobre un número de sistemas de aeronave y métricas de desempeño, incluyendo longitud de campo de aterrizaje, hipersustentación y ruido.

En donde sea aplicable, diversas formas de realización que se proporcionan por medio de la presente divulgación se pueden poner en práctica usando soporte físico, soporte lógico, o combinaciones de soporte físico y soporte lógico. Asimismo, en donde sea aplicable, los diversos componentes de soporte físico y / o componentes de soporte lógico que se exponen en el presente documento se pueden combinar en componentes compuestos que comprenden soporte lógico, soporte físico, y / o ambos sin apartarse del espíritu de la presente divulgación. En donde sea aplicable, los diversos componentes de soporte físico y / o componentes de soporte lógico que se exponen en el presente documento se pueden separar en subcomponentes que comprenden soporte lógico, soporte físico, o ambos sin apartarse del espíritu de la presente divulgación. Además, en donde sea aplicable, se contempla que los componentes de soporte lógico se puedan poner en práctica como componentes de soporte físico, y viceversa.

5 El soporte lógico de acuerdo con la presente divulgación, tal como datos y/o código de programa, se puede almacenar en uno o más medios legibles por ordenador. También se contempla que el soporte lógico que se identifica en el presente documento se pueda poner en práctica usando uno o más ordenadores y/o sistemas informáticos de propósito general o de propósito específico, en red y/o de otro modo. En donde sea aplicable, la ordenación de las diversas etapas que se describen en el presente documento se puede cambiar, combinarse en etapas compuestas y/o separarse en subetapas para proporcionar las características que se describen en el presente documento.

10 Algunas formas de realización que se han descrito en lo que antecede ilustran pero no limitan la invención. También se debería entender que son posibles numerosas modificaciones y variaciones de acuerdo con los principios de la presente invención. Por consiguiente, el alcance de la invención se define solo por medio de las siguientes reivindicaciones.

**REIVINDICACIONES**

1. Un método que comprende:

determinar un perfil de descenso (302) sobre la base de una altitud actual (129) y una velocidad vertical actual (124) de una aeronave (100);  
 5 determinar un perfil de cabeceo máximo (304) que está asociado con el perfil de descenso (302);  
 determinar un perfil de cabeceo actual (306) sobre la base de una actitud de cabeceo actual (106) y una tasa de cabeceo actual (114) de la aeronave (100);  
 comparar el perfil de cabeceo actual (306) con el perfil de cabeceo máximo (304) para determinar un perfil de cabeceo actual en exceso (308); y  
 10 limitar una señal de orden de timón de profundidad (320) sobre la base de la comparación para reducir una probabilidad de un golpe de cola de aeronave.

2. El método de la reivindicación 1, en donde la altitud actual (129) se basa en una distancia desde un tren de aterrizaje de aeronave (128) hasta una superficie de pista (102) tal como se determina, al menos en parte, por medio de una señal de medición de sensor.

15 3. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1 - 2, en donde determinar el perfil de cabeceo máximo (304) incluye acceder a una tabla de los perfiles de cabeceo máximo (303), en donde cada perfil de cabeceo máximo (304) se basa en uno correspondiente del perfil de descenso (302), y en donde el perfil de cabeceo máximo (304) se determina, al menos en parte, sobre el perfil de descenso (302) y una geometría de aeronave.

20 4. El método de la reivindicación 3, que comprende adicionalmente reducir el perfil de cabeceo máximo (304) cuando un aerofreno (305) está extendido.

5. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1 - 4, en donde:

la velocidad vertical actual (124) se determina por medio de una señal de medición del sensor de velocidad vertical (270);  
 25 la tasa de cabeceo actual (114) se determina por medio de una señal de medición del sensor de tasa de cabeceo (255); y  
 la actitud de cabeceo actual (106) se determina por medio de una señal de medición del sensor de actitud de cabeceo (250).

6. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1 - 5, en donde la comparación comprende convertir el perfil de cabeceo actual en exceso (308) en una orden de límite de desviación de timón de profundidad (312).

30 7. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1 - 6, que comprende adicionalmente aplicar un filtro de retardo (314) a una señal de desviación de timón de profundidad de salida (326) para proporcionar una señal de orden de desviación de timón de profundidad de referencia (315).

8. El método de la reivindicación 7, que comprende adicionalmente:

35 combinar un valor de la orden de límite de desviación de timón de profundidad (312) y la señal de orden de desviación de timón de profundidad de referencia (315) para producir un valor de limitador de desviación de timón de profundidad (318); y  
 limitar la señal de orden de timón de profundidad (320) para generar un valor de desviación de timón de profundidad (326) de no menos del valor de limitador de desviación de timón de profundidad (318).

40 9. El método de la reivindicación 8, en donde la limitación comprende responder a la señal de orden de timón de profundidad (320) para generar una señal de desviación de timón de profundidad de salida (326) cuando el valor de limitador de desviación de timón de profundidad (318) no se supera.

10. El método de cualquiera de las reivindicaciones 1 - 9, en donde la determinación comprende actualizar de forma periódica el perfil de descenso (302) y el perfil de cabeceo actual (306) para su uso en la limitación de la señal de orden de timón de profundidad (320).

45 11. Un sistema (200) que comprende:

una memoria (230) que comprende una pluralidad de instrucciones ejecutables; y  
 un procesador (210) que está adaptado para ejecutar las instrucciones para:

- determinar un perfil de descenso (302) sobre la base de una altitud actual (129) y una velocidad vertical actual (124) de una aeronave (100);  
determinar un perfil de cabeceo máximo (304) que está asociado con el perfil de descenso (302);  
5 determinar un perfil de cabeceo actual (306) sobre la base de una actitud de cabeceo actual (106) y una tasa de cabeceo actual (114) de la aeronave (100);  
comparar el perfil de cabeceo actual (306) con el perfil de cabeceo máximo (304) para determinar un perfil de cabeceo actual en exceso (308); y  
limitar una señal de orden de timón de profundidad (320) sobre la base de la comparación.
- 10 12. El sistema (200) de la reivindicación 11, en donde la altitud actual (129) se basa en una distancia desde un tren de aterrizaje de aeronave (128) hasta una superficie de pista (102) tal como se determina, al menos en parte, por medio de una señal de medición de sensor.
13. El sistema (200) de cualquiera de las reivindicaciones 11 - 12, en donde el perfil de cabeceo máximo (304) se determina, al menos en parte, sobre el perfil de descenso (302) y una geometría de aeronave.
- 15 14. El sistema (200) de la reivindicación 13, que comprende adicionalmente un aerofreno de aeronave (305), en donde el perfil de cabeceo máximo (304) se ajusta cuando el aerofreno (305) está extendido.
15. El sistema (200) de cualquiera de las reivindicaciones 11 - 14, en donde el procesador (210) está configurado para actualizar de forma periódica el perfil de cabeceo actual (306) y el perfil de descenso (302); y en donde las actualizaciones periódicas se usan para limitar la señal de orden de timón de profundidad (320).

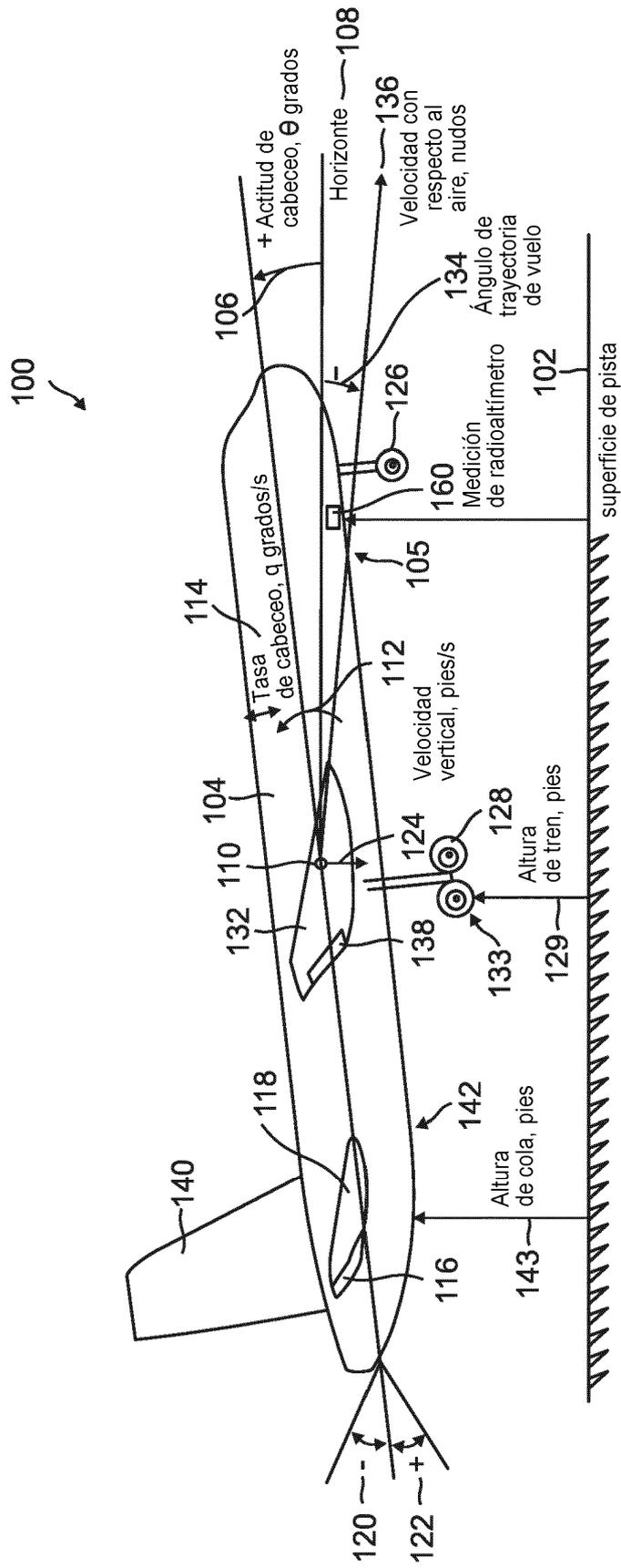


FIG. 1

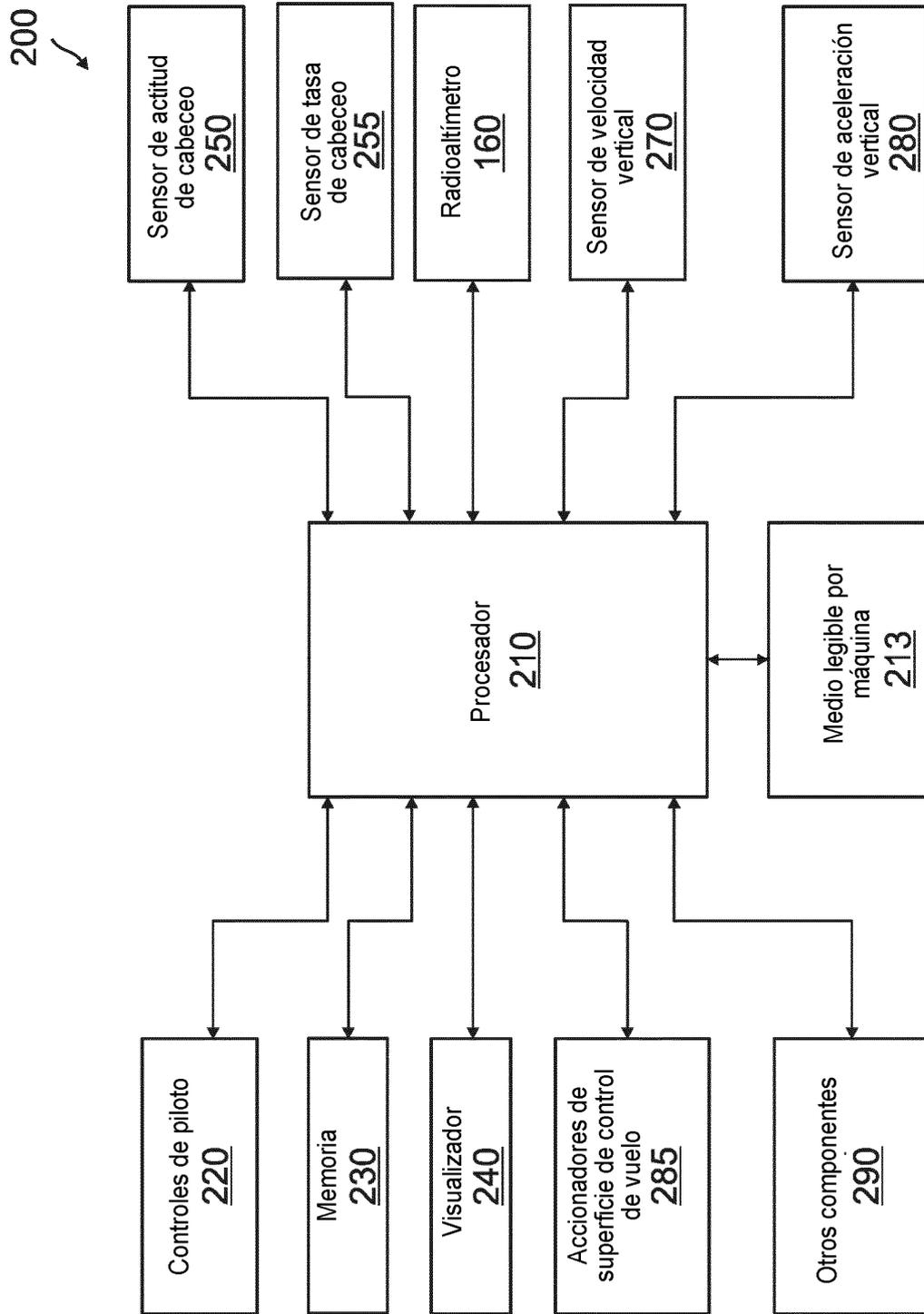


FIG. 2

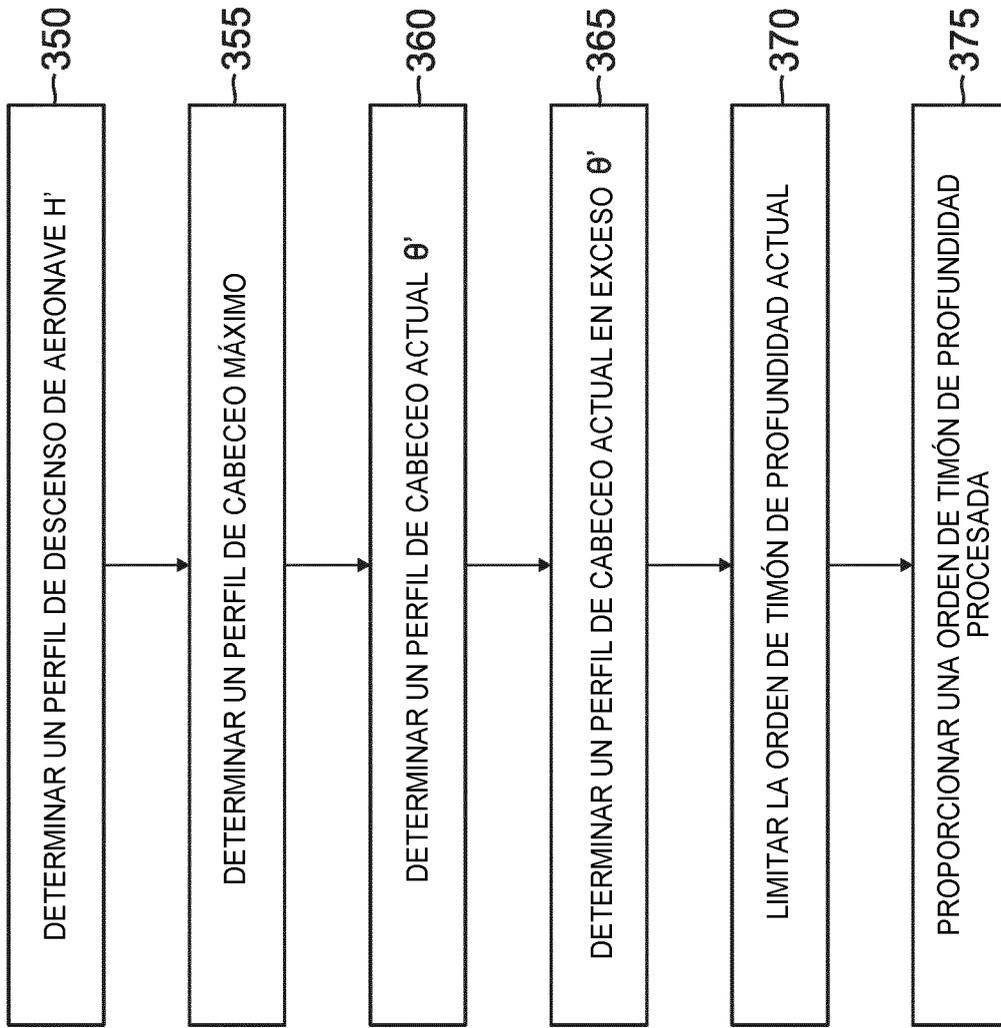


FIG. 3A

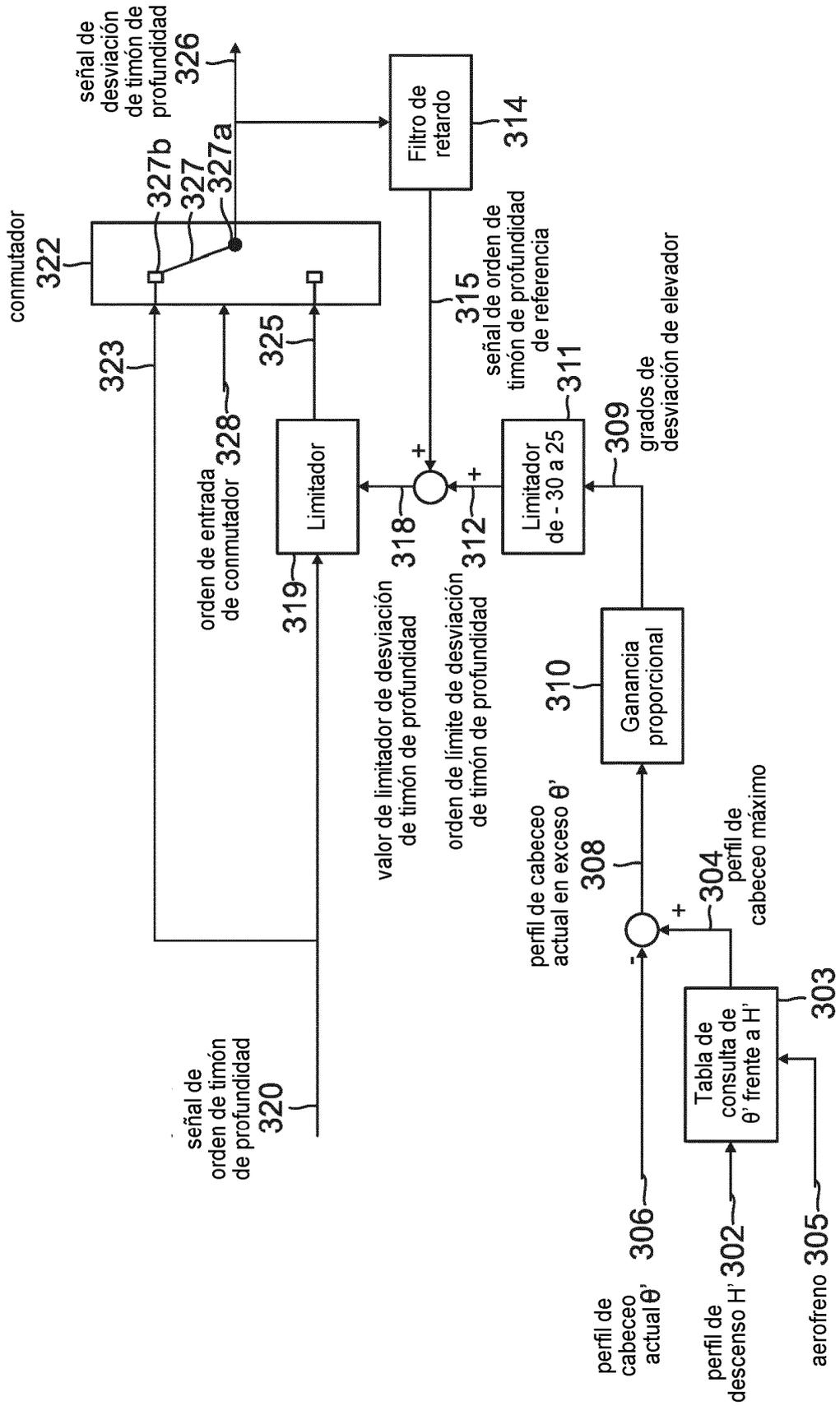


FIG. 3B

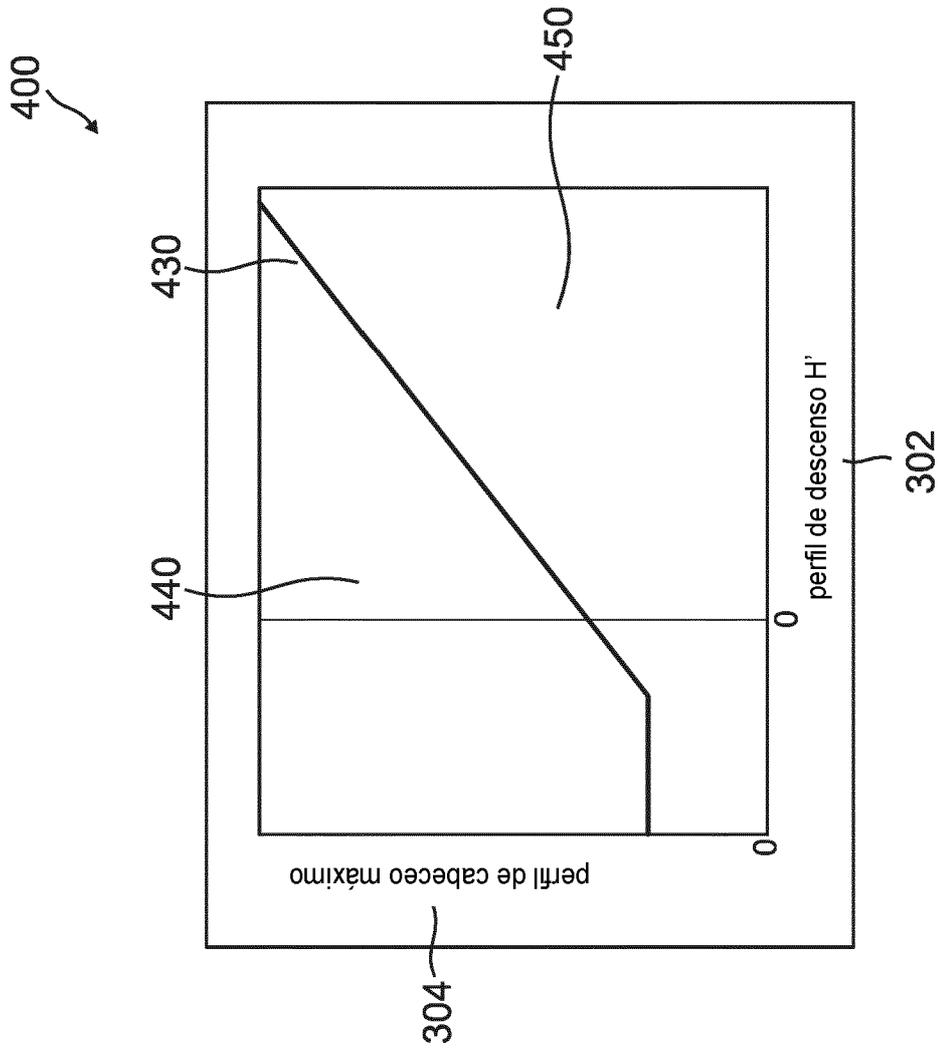


FIG. 4

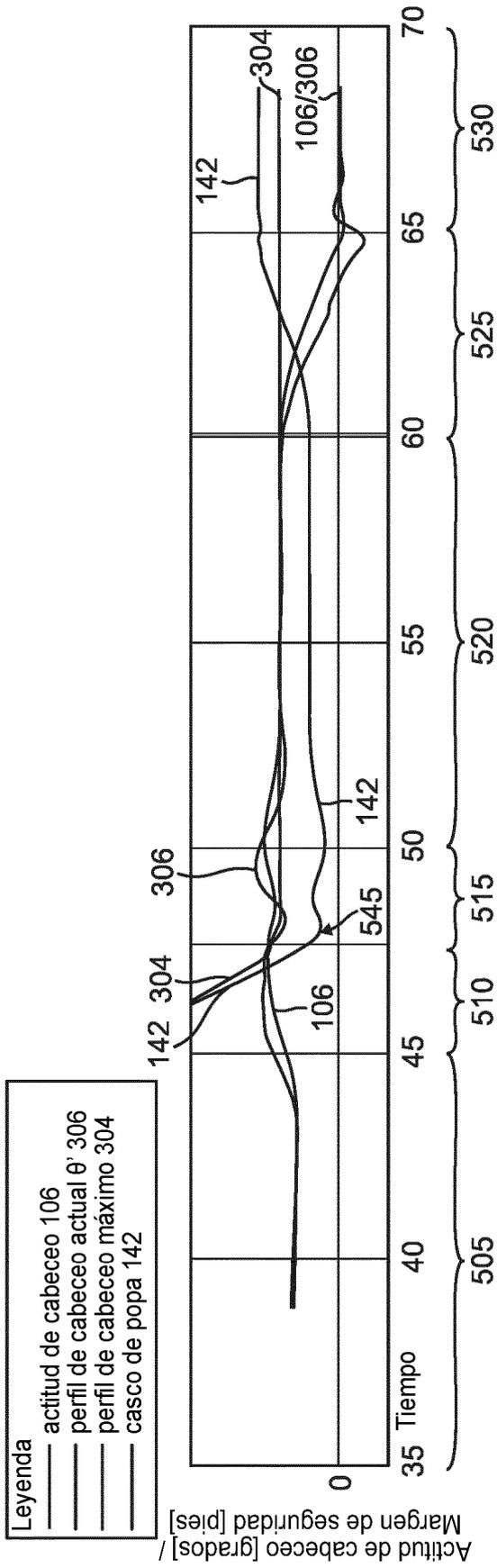


FIG. 5A

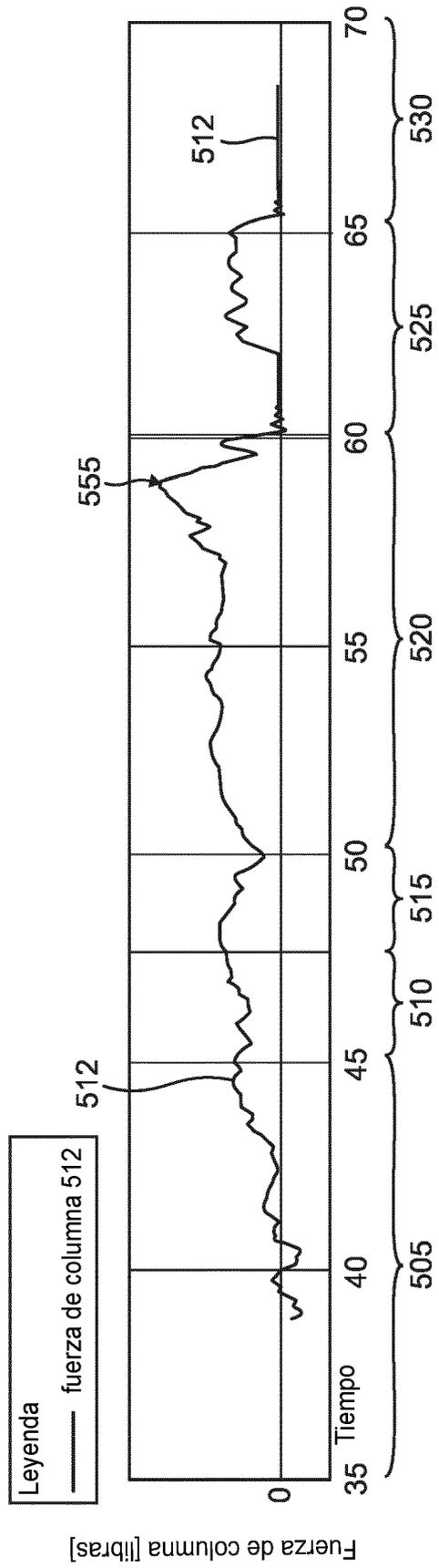


FIG. 5B

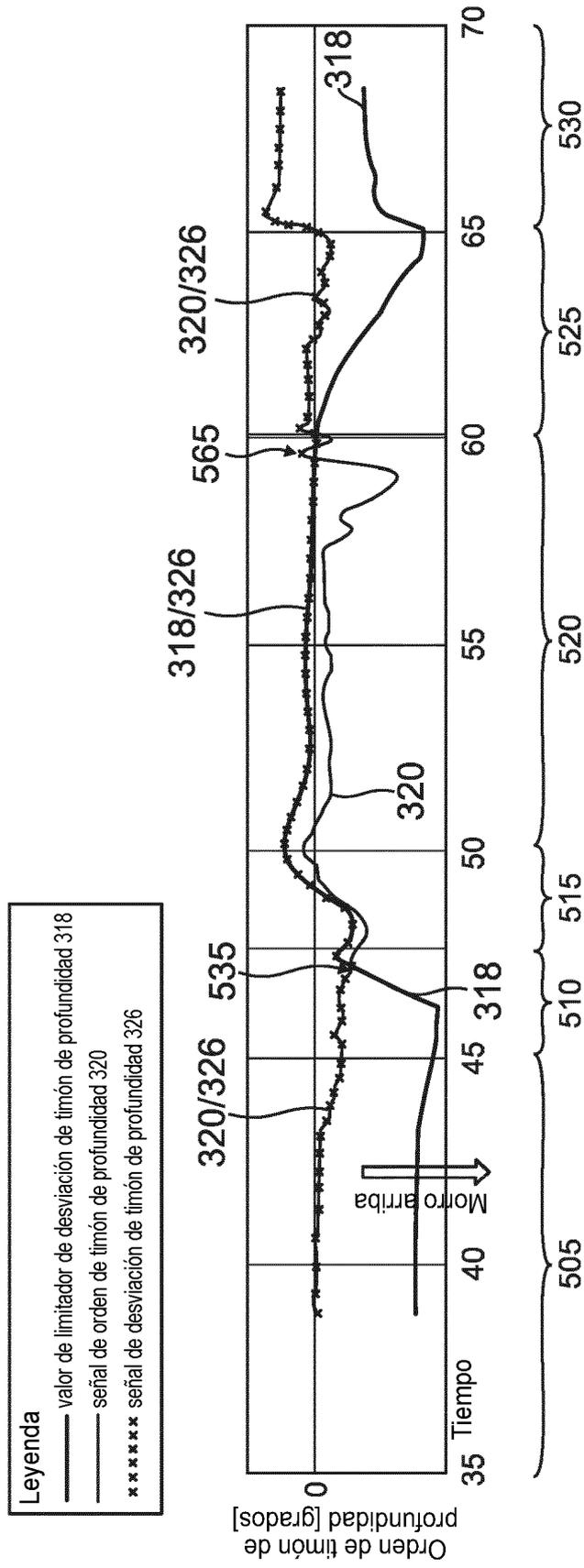


FIG. 5C