

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 913 951**

51 Int. Cl.:

B64C 13/10 (2006.01)

B64C 13/46 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.07.2014** **E 14177141 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **11.05.2022** **EP 2826707**

54 Título: **Sistema de retroalimentación para un miembro de control de vuelo de una aeronave**

30 Prioridad:

16.07.2013 GB 201312667

15.11.2013 GB 201320181

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

06.06.2022

73 Titular/es:

TACTILAIR LIMITED (100.0%)
36 Yardley Park Road, Tonbridge
Kent TN9 1NF, GB

72 Inventor/es:

MCCULLOCH, NORMAN

74 Agente/Representante:

SÁEZ MAESO, Ana

ES 2 913 951 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

Sistema de retroalimentación para un miembro de control de vuelo de una aeronave

Campo de invención

- 5 Esta invención se refiere a aeronaves y se refiere más particularmente a aeronaves del tipo que tienen un servomecanismo para ajustar las superficies de control de vuelo de acuerdo con el movimiento del piloto del miembro de control de vuelo en la cabina de la aeronave.

Antecedentes

- 10 Un ejemplo de una aeronave que tiene un servomecanismo para ajustar las superficies de control de vuelo de acuerdo con el movimiento del piloto del miembro de control de vuelo en la cabina de la aeronave es la llamada aeronave con pilotaje por cable en la que el servomecanismo hidráulico es operado por ordenadores eléctricos.

- 15 Es conocido proporcionar aeronaves de este tipo con un sistema de retroalimentación diseñado para aplicar una fuerza al miembro de control de vuelo durante una maniobra acrobática, la fuerza varía de acuerdo con los parámetros de vuelo que incluyen "entre otros" la velocidad aerodinámica indicada y el grado de movimiento del miembro de control de vuelo fuera de una posición central neutral. Esto proporciona al piloto una "sensación" de las fuerzas ejercidas sobre la aeronave durante la maniobra acrobática. Ejemplos de tales sistemas de retroalimentación se describen en las especificaciones de patentes EP 0034873A3, GB 619988 y US. 2008/0142642A1.

- 20 La velocidad aerodinámica indicada de una aeronave se obtiene normalmente de la presión dinámica del aire que actúa sobre una sonda Pitot en un fuselaje o en un ala de una aeronave, esta presión se suministra a un indicador de velocidad aerodinámica calibrado para mostrar la velocidad aerodinámica en función de la presión dinámica del aire. Sin embargo, si la sonda Pitot se bloquea parcial o totalmente durante el vuelo, el indicador de velocidad aerodinámica dará una lectura falsa. Esto puede surgir, por ejemplo, debido a la formación de hielo en la sonda, o debido a que la aeronave vuela hacia un enjambre de insectos o hacia una nube de ceniza volcánica. El piloto de una aeronave en la que hay un mal funcionamiento del indicador de velocidad aerodinámica no sabrá si la aeronave está volando demasiado despacio con el riesgo de estancamiento o si la aeronave está volando demasiado rápido con el riesgo de exceder la velocidad aerodinámica máxima de la aeronave, a la altitud a la que está volando. El bloqueo del tubo Pitot también puede causar el mal funcionamiento del altímetro y del indicador de velocidad vertical, y habrá poca o ninguna "sensación" en el miembro de control de vuelo debido a la falta de entrada de velocidad aerodinámica en el sistema de retroalimentación. El piloto puede entonces confundirse.

- 30 El documento US. 4236685 A divulga un mecanismo de dirección para una aeronave que incluye un miembro de dirección operable manualmente y un sistema de dirección automático. Comprende una unidad de sensación de cabeceo que proporciona una "sensación de cabeceo" artificial en la palanca de control del piloto y un circuito de amortiguación y control de fuerza.

Resumen de la invención

- 35 Un objeto de la presente invención es proporcionar un aparato que permita al piloto de una aeronave del tipo descrito estimar la velocidad aerodinámica indicada en el caso de mal funcionamiento del indicador de velocidad aerodinámica. Por conveniencia, el término "velocidad aerodinámica indicada" se utiliza en todo momento para denotar la velocidad aerodinámica correspondiente a la presión dinámica del aire en el Pitot, incluso cuando hay un mal funcionamiento del indicador de velocidad aerodinámica.

- 40 Cuando una aeronave está realizando una maniobra de alabeo para virar a babor, el torque ejercido sobre el alerón en el ala de estribor debido a la resistencia del aire incrementa con el incremento en el ángulo de deflexión del alerón en relación con el ala, y de manera similar en un viraje a estribor el torque ejercido sobre el alerón de babor debido a que la resistencia del aire incrementa con el incremento del ángulo de deflexión en relación con el ala, y la presente invención surgió de la apreciación de que, a velocidades aerodinámicas lentas, solo se requiere una pequeña cantidad de torque para mover los alerones desde la posición central a una posición que produzca la máxima tasa de balanceo, pero a velocidades aerodinámicas más altas se requiere un torque mucho mayor para mover los alerones desde la posición central a una posición que produzca la misma tasa de balanceo.

- 45 De acuerdo con un primer aspecto de la presente invención, se proporciona un sistema de retroalimentación para un miembro de control de vuelo en la cabina de una aeronave que tiene un servomecanismo para ajustar las superficies de control de vuelo de acuerdo con el movimiento de un piloto del miembro de control de vuelo, que comprende:

- 50 medios de detección operables para monitorizar la variación en la potencia transmitida a través del servomecanismo durante una maniobra acrobática que involucra el movimiento de la aeronave en el eje de balanceo y/o en el eje de cabeceo al monitorizar parámetros que varían con dicha variación de potencia;

un ordenador operable por los medios de detección para generar señales basadas en los valores monitorizados de dichos parámetros y correspondientes a dicha variación de potencia; y,

medios táctiles operables por las señales para impartir al miembro de control de vuelo una respuesta táctil representativa de dicha variación de potencia;

en donde el ordenador está programado para generar dichas señales en cada una de las altitudes de crucero espaciadas al realizar la misma maniobra acrobática a velocidades aerodinámicas en un rango de velocidades aerodinámicas que incrementa desde una velocidad aerodinámica cercana a la velocidad de estancamiento hasta la velocidad aerodinámica máxima permitida a esa altitud, y los medios táctiles son operables por dichas señales para impartir, al miembro de control de vuelo, respuestas táctiles que incrementan desde un valor débil al realizar la misma maniobra acrobática en un extremo de dicho rango de velocidades aerodinámicas hasta un valor fuerte al realizar la misma maniobra acrobática en el otro extremo de dicho rango de velocidades aerodinámicas;

por lo que la naturaleza de la respuesta táctil al realizar la misma maniobra acrobática a cualquiera de dichas altitudes de crucero espaciadas proporciona al piloto una estimación de la velocidad aerodinámica de la aeronave en relación con la velocidad de estancamiento y/o la velocidad aerodinámica máxima permitida a esa altitud.

Debe entenderse que la expresión "la misma maniobra acrobática" significa una maniobra acrobática que tiene sustancialmente la misma tasa de balanceo o la misma tasa de cabeceo de la maniobra acrobática anterior.

La potencia transmitida a través del servomecanismo puede ser monitorizada midiendo la corriente eléctrica suministrada al servomecanismo, o midiendo la presión del líquido en los actuadores del servomecanismo electrohidráulico, o midiendo el torque transmitido a través del servomecanismo, o por cualquier otro parámetro que varíe con la variación de potencia.

El sistema de realimentación de acuerdo con la invención puede calibrarse a baja altitud con el ordenador programado para que la respuesta táctil sea débil a las pequeñas variaciones de potencia que se producen cuando la maniobra acrobática se realiza a una velocidad aerodinámica indicada cercana a la velocidad de estancamiento en vuelo recto y nivelado a baja altitud, y la respuesta táctil es relativamente fuerte a las grandes variaciones de potencia que se producen cuando la maniobra acrobática se realiza a una velocidad aerodinámica indicada cercana a la máxima permitida a baja altitud.

Sin embargo, debido a la reducción de la densidad del aire con el incremento de la altitud, el rango de velocidad entre la velocidad aerodinámica indicada a la que una aeronave subsónica se estanca en vuelo recto y nivelado y la velocidad aerodinámica máxima indicada a la que la aeronave está diseñada para volar se reduce progresivamente con el incremento de la altitud, y a elevadas altitudes sólo hay un pequeño rango de velocidad entre la velocidad aerodinámica indicada de estancamiento y la velocidad aerodinámica máxima indicada.

Por lo tanto, el sistema de retroalimentación se calibra preferiblemente a altitudes espaciadas sobre el rango de altura de la aeronave, o continuamente sobre el rango de altura total de una aeronave, de modo que la respuesta táctil sea débil ante las pequeñas variaciones de potencia que se producen cuando se realiza la maniobra acrobática a una velocidad aerodinámica indicada cercana a la velocidad de estancamiento de la aeronave en vuelo recto y nivelado a cada altitud, y la respuesta táctil es relativamente fuerte en las mayores variaciones de potencia que ocurren cuando la maniobra acrobática se realiza a una velocidad aerodinámica indicada cercana a la velocidad aerodinámica máxima permitida en cada altitud.

La respuesta táctil es preferiblemente una fuerza resistente que impulsa al miembro de control de vuelo hacia una posición central cuando la aeronave está realizando una maniobra acrobática, pero la respuesta táctil puede ser una fuerza vibratoria, cuya frecuencia es representativa de la variación de potencia durante una maniobra acrobática. Debe entenderse que el término "débil" se utiliza aquí para definir una respuesta táctil que es la fuerza mínima detectable por el piloto o por baja frecuencia en el caso de una respuesta vibratoria, y que el término "fuerte" se utiliza aquí para definir una respuesta táctil que es la fuerza máxima aceptable para el piloto o por alta frecuencia en el caso de una respuesta táctil vibratoria sin tensión indebida en los dedos, manos o brazos del piloto.

El piloto de una aeronave del tipo descrito que ha sido modificado de acuerdo con la invención sabrá, por experiencia volando con un indicador de velocidad aerodinámica preciso, la intensidad de la respuesta táctil que se espera del miembro de control de vuelo durante una maniobra acrobática a velocidad aerodinámica lenta indicada cercana a la velocidad aerodinámica de estancamiento a una altitud de crucero, y realizando la misma maniobra a una velocidad aerodinámica de crucero indicada a la altitud de crucero. La respuesta táctil no es una representación precisa de la velocidad aerodinámica indicada cuando la altitud, el peso de la aeronave, la presión barométrica y/o la temperatura del aire difieren de los de la calibración, pero es suficiente para proporcionar al piloto con una estimación de la velocidad aerodinámica indicada. En caso de mal funcionamiento del indicador de velocidad aerodinámica debido al bloqueo del tubo Pitot cuando la aeronave está volando en piloto automático bajo el control de los ordenadores, los ordenadores normalmente cierran el piloto automático y el mismo piloto tiene que hacerse cargo del control manual. Las aeronaves modernas normalmente están diseñadas para volar rectas y niveladas automáticamente si el empuje del motor y el ajuste del elevador se ajustan a configuraciones específicas, y los ordenadores se pueden programar para establecer los controles en estas configuraciones antes de cerrar el piloto automático. No obstante, el piloto puede confundirse por las lecturas falsas de los instrumentos, pero el movimiento de los controles para iniciar una maniobra de alabeo, picado o ascenso se confirmará inmediatamente, por la naturaleza o intensidad de la respuesta

táctil transmitida desde el miembro de control de vuelo a su mano, que está volando muy por encima de la velocidad de estancamiento y por debajo de la velocidad máxima del aire.

Los medios de detección puede ser operables para monitorizar la variación de la potencia transmitida a través del servomecanismo para un alerón durante una maniobra de alabeo, pero es preferiblemente operable para monitorizar la mayor variación obtenida midiendo la diferencia entre la potencia transmitida a través del servomecanismo para el alerón en una de las dos alas principales de la aeronave y la potencia transmitida a través del servomecanismo para el alerón en la otra ala principal durante la variación en el grado de alabeo de la aeronave, siendo operables los medios informáticos para generar señales representativas de la diferencia en potencia, y siendo la respuesta táctil representativa de la diferencia de potencia. Alternativamente, o además, los medios de detección pueden ser operables para monitorizar la potencia transmitida a través del servomecanismo para el elevador en el plano de cola de la aeronave durante la variación en el grado de cabeceo de la aeronave, siendo las señales representativas de la variación de potencia durante el movimiento de cabeceo.

El sistema de retroalimentación de la invención puede estar provisto de medios electromagnéticos operables por las señales generadas por el ordenador para aplicar, al miembro de control de vuelo, una fuerza resiliente que impulsa al miembro de control de vuelo hacia una posición central, la intensidad de la fuerza resiliente siendo representativa de la variación en la potencia durante la maniobra acrobática. Alternativamente, la aeronave puede estar provista de un dispositivo vibratorio instalado en el miembro de control de vuelo y operable por las señales generadas por el ordenador para aplicar al miembro de control una fuerza vibratoria cuya frecuencia sea representativa de la variación de potencia durante la maniobra acrobática. El dispositivo vibratorio puede ser un motor eléctrico que tiene una armadura rotativa equipada con un peso cilíndrico desplazado del eje de rotación de la armadura, como se conoce en la técnica, estando el ordenador programado para variar la velocidad de la armadura y, por lo tanto, la frecuencia de vibración, en respuesta a la variación de la potencia transmitida a través del servomecanismo en una maniobra acrobática.

Una aeronave con pilataje por cable que tiene una unidad de control de vuelo de construcción convencional con una palanca lateral para el piloto puede equiparse convenientemente con un sistema de retroalimentación adicional de acuerdo con la invención, el sistema de retroalimentación tiene un motor vibratorio instalado en la palanca lateral y operable, cuando sea necesario, mediante un interruptor eléctrico en el panel de instrumentos de la cabina, o automáticamente en respuesta al apagado del piloto automático debido al bloqueo del tubo Pitot.

El término "velocidad de estancamiento" se utiliza para indicar, en una aeronave completamente cargada en vuelo recto, la velocidad aerodinámica indicada a la cual el flujo laminar de aire sobre al menos parte de la superficie del ala comienza a colapsar cuando el ángulo de ataque entre las alas y la dirección de vuelo incrementa a un valor crítico.

En una realización, el ordenador está programado para que la respuesta táctil sea débil cuando la maniobra acrobática se realiza a una velocidad aerodinámica indicada cercana a un extremo del rango de velocidad aerodinámica entre la velocidad de estancamiento y la velocidad aerodinámica máxima permitida cuando se vuela a, al menos, una altitud de crucero, y la respuesta táctil es relativamente fuerte cuando la misma maniobra acrobática se realiza a una velocidad aerodinámica indicada cercana al otro extremo del rango de velocidad aerodinámica a la altitud de crucero.

En otra realización, el ordenador está programado para que la respuesta táctil sea débil ante las pequeñas variaciones de potencia que se producen cuando la maniobra acrobática se realiza a una velocidad aerodinámica indicada cercana a la velocidad de estancamiento de la aeronave, al menos, una altitud de crucero de la aeronave, y la respuesta táctil es relativamente fuerte en las mayores variaciones de potencia que ocurren cuando la misma maniobra acrobática se realiza a una velocidad aerodinámica indicada cercana a la máxima permitida en la altitud de crucero.

En otra realización, el ordenador está programado para que la respuesta táctil sea débil cuando la maniobra acrobática se realiza a una velocidad aerodinámica indicada cercana a la velocidad de estancamiento en cada altitud en el rango de altura de la aeronave, y la respuesta táctil es relativamente fuerte cuando la misma maniobra acrobática se realiza a una velocidad aerodinámica indicada cercana a la máxima permitida en cada altitud.

En otra realización, el ordenador está programado para que la intensidad de la respuesta táctil sea directamente proporcional a la velocidad aerodinámica indicada en todo el rango de velocidad aerodinámica entre la velocidad de estancamiento y la velocidad aerodinámica máxima permitida en cada altitud cuando se realiza la maniobra acrobática.

En otra realización, la respuesta táctil es una fuerza resiliente que impulsa al miembro de control de vuelo hacia una posición central.

En otra realización de la invención, la respuesta táctil es una fuerza vibratoria aplicada al miembro de control de vuelo, siendo la frecuencia de la fuerza vibratoria representativa de dicha variación de potencia.

En otra realización, los medios de detección son operables para medir la diferencia entre la potencia transmitida a través del servomecanismo que opera el alerón en una de las alas principales de la aeronave y la potencia transmitida a través del servomecanismo que opera el alerón en la otra ala principal durante variaciones en el grado de alabeo de la aeronave, y el ordenador está programado para generar señales representativas de dicha diferencia de potencia, y

los medios táctiles son operables por las señales para impartir al miembro de control de vuelo una respuesta táctil representativa de dicha diferencia de potencia.

5 En otra realización, el sistema puede utilizarse en una aeronave que tiene actuadores hidráulicos para ajustar las superficies de control de vuelo y la potencia transmitida a través del servomecanismo se monitoriza midiendo la presión del fluido hidráulico en los actuadores.

En otra realización, los medios táctiles comprenden medios electromagnéticos operables por dichas señales generadas por el ordenador para aplicar al miembro de control de vuelo una fuerza resiliente que impulsa al miembro de control de vuelo hacia una posición central, siendo la intensidad de la fuerza resiliente representativa de la variación de dicha potencia durante la maniobra acrobática.

10 En otra realización, los medios táctiles comprenden un motor vibratorio instalado en el miembro de control de vuelo y operable por las señales generadas por el ordenador para aplicar, al miembro de control de vuelo, una fuerza vibratoria cuya frecuencia es representativa de la variación de dicha potencia durante la maniobra acrobática.

Breve descripción de los dibujos

15 Una aeronave convencional del tipo descrito y equipada de un dispositivo de retroalimentación controlado por un ordenador para aplicar resistencia táctil al movimiento de la palanca de control de vuelo puede modificarse fácilmente reprogramando el ordenador para operar de acuerdo con la presente invención. A continuación, se describirán las realizaciones específicas de la invención y la calibración de dicha aeronave para una altitud de crucero, a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos esquemáticos adjuntos, en los que:

La Figura 1 es una vista isométrica de una unidad de control de vuelo de construcción simplificada;

20 La Figura 2 es una sección vertical a través del eje A-A transversal de la figura 1;

La Figura 3 es una sección vertical a través del eje B-B longitudinal de la figura 1; y

La Figura 4 es una vista isométrica de una construcción modificada de la unidad de control de vuelo de las Figuras 1-3.

Descripción detallada

25 La aeronave es de construcción convencional y tiene los alerones en las alas y el elevador en la cola, cada uno ajustable angularmente por actuadores hidráulicos separados controlados a través de un ordenador por la unidad de control de vuelo operada por el piloto. Cada alerón y el elevador pueden estar formados en secciones separadas, cada sección es operada por un actuador separado y los actuadores para las secciones asociadas son alimentados desde un suministro común.

30 La unidad de control comprende una carcasa 10 exterior abierta en la parte superior, una caja 11 montada de forma pivotante en la carcasa 10 exterior para un movimiento angular alrededor de un eje A-A transversal a través de la parte inferior de la carcasa 10 exterior, y una palanca 12 de control montada de forma pivotante en la caja para el movimiento angular alrededor de un eje B-B longitudinal que intercepta el eje A-A transversal, la palanca 12 de control se proyecta hacia arriba desde el extremo superior de la caja 11 y fuera de la parte superior abierta de la carcasa 10 exterior. La
35 parte del extremo superior de la palanca 12 de control está equipada con una empuñadura 12a de un tamaño tal que puede sostenerse fácilmente en la mano del piloto. La unidad de control está montada en la cabina y dispuesta con su eje B-B longitudinal paralelo al eje de proa y popa de la aeronave y su eje A-A transversal paralelo a un eje de babor y estribor de la aeronave, de modo que la palanca 12 de control es movable desde una posición neutral de alerón en la caja a las posiciones de ajuste de alerón a babor y estribor de la posición neutral de alerón, y la palanca 12 de control, junto con la caja 11, es movable de proa y popa desde una posición neutral del elevador en el carcasa exterior a las posiciones de ajuste del elevador a proa y a popa de la posición neutral del elevador.

La carcasa 10 exterior está equipada con un equipo eléctrico que coopera con la caja 11 para generar señales eléctricas que se alimentan a un ordenador para controlar el movimiento angular del elevador en respuesta al movimiento hacia la proa y hacia la popa de la palanca 12 de control, junto con la caja 11, en cualquiera de las
45 posiciones de ajuste del elevador seleccionadas en cada una de las cuales el ordenador ajusta el elevador para conseguir una tasa de cabeceo específica, y la caja 11 está equipada con equipo eléctrico que coopera con la palanca 12 de control para generar señales eléctricas que se alimentan al ordenador para controlar el movimiento angular de los alerones en respuesta al movimiento de babor o estribor de la palanca 12 de control en cualquiera de las posiciones de ajuste de alerones seleccionadas en cada una de las cuales el ordenador ajusta los alerones para conseguir una
50 tasa específica de balanceo, todo como se conoce en la técnica.

De acuerdo con la invención, la caja 11 está equipada con un solenoide 13 electromagnético de estribor que tiene un émbolo 14 dispuesto para apoyarse contra la palanca de control cuando la palanca de control está en cualquiera de sus posiciones de ajuste de estribor, y la caja 11 está equipada con un solenoide 15 electromagnético de babor que tiene un émbolo 16 dispuesto para apoyarse contra la palanca de control cuando la palanca está en cualquiera de sus

posiciones de ajuste de babor, los solenoides 13, 15 son operables cuando están energizados para ejercer una fuerza resiliente proporcional a la corriente suministrada e impulsar a la palanca de control hacia su posición neutral de alerón. La carcasa 10 exterior está equipada con un solenoide 20 electromagnético de proa que tiene un émbolo 21 dispuesto para apoyarse contra la pared de proa de la caja cuando la palanca de control, junto con la caja, está en cualquiera de sus posiciones de ajuste del elevador de proa, y la caja exterior está equipada con un solenoide 22 electromagnético de popa que tiene un émbolo 23 dispuesto para apoyarse contra la pared de popa de la caja cuando la palanca de control, junto con la caja, está en cualquiera de sus posiciones de ajuste del elevador de popa, los solenoides 20, 22 son operables cuando están energizados para ejercer una fuerza resiliente proporcional a la corriente suministrada e impulsar la palanca de control, junto con la caja, hacia su posición neutral del elevador. En los dibujos, los émbolos de los solenoides se muestran en la posición totalmente retraída para ilustrar la libertad de movimiento de la palanca 12 de control, pero en operación los émbolos estarían en contacto con la palanca de control cuando está en su posición neutral central.

A continuación, se describirá a modo de ejemplo un método para calibrar la aeronave para su operación de acuerdo con la invención.

La aeronave, cuando lleva una carga completa, está volando a su altitud de crucero normal y a una velocidad aerodinámica cercana a la velocidad aerodinámica de estancamiento, y las presiones del líquido en los actuadores de los alerones de babor y estribor se miden cuando la aeronave está sujeta a la tasa máxima de balanceo (sin que realmente se produzca el estancamiento de la aeronave) mediante el movimiento de la palanca de control de vuelo bien a babor o estribor. A continuación, se incrementa la velocidad aerodinámica en un pequeño incremento, por ejemplo, 10 nudos, y se miden de nuevo las presiones del líquido en los actuadores de los alerones de babor y estribor cuando la aeronave se somete a la misma tasa de balanceo. Esta operación se repite para cada incremento de velocidad incremental, y luego se repite finalmente a la velocidad aerodinámica máxima permitida para la altitud de crucero normal. A continuación, se calcula la diferencia entre las presiones de líquido medidas en los actuadores de los alerones de babor y estribor a la velocidad de estancamiento, y esta diferencia de presión se utiliza para programar el ordenador para suministrar, a los solenoides de babor y estribor en la unidad de control de vuelo, suficiente corriente eléctrica para ejercer sobre la palanca de control la mínima fuerza táctil detectable por el piloto. El solenoide de estribor, por supuesto, será inoperable en un giro a babor, ya que estará fuera de contacto con la palanca de control, y de manera similar, el solenoide de babor será inoperable en un giro a estribor. A continuación, se calcula la diferencia entre las presiones de líquido medidas en los actuadores de los alerones de babor y estribor a la velocidad aerodinámica máxima permitida, y esta diferencia de presión se utiliza para programar el ordenador para suministrar, a los solenoides de babor y estribor, suficiente corriente para ejercer sobre la palanca de control la máxima fuerza táctil aceptable para el piloto. Luego se calcula la diferencia entre las presiones medidas de líquido en los actuadores de los alerones de babor y estribor para cada uno de los niveles de velocidad aerodinámica entre la velocidad aerodinámica de estancamiento y la velocidad aerodinámica máxima permitida, y el ordenador programado para que los solenoides de babor y estribor ejerzan una fuerza táctil creciente sobre la palanca de control de acuerdo con el incremento de la velocidad aerodinámica cuando la aeronave está sujeta a la misma tasa de balanceo. La fuerza táctil ejercida sobre la palanca de control durante el movimiento de la palanca de control entre la posición neutral del alerón y la posición de ajuste del alerón que proporciona la misma tasa de balanceo en cada incremento de velocidad incremental se determinará por el ordenador mediante interpolación matemática entre los puntos finales. El ordenador también está programado para que cualquier incremento en la diferencia de presión por encima de la calculada para la velocidad aerodinámica máxima permitida a una altitud de crucero, debido a una maniobra acrobática a una velocidad mayor a una altitud menor, resultará en una fuerza táctil sustancialmente igual a la que se puede obtener a una altitud normal de crucero. Dado que el rango de velocidad entre la velocidad aerodinámica indicada de estancamiento y la velocidad aerodinámica máxima indicada se reduce progresivamente con el incremento de la altitud, la calibración de una aeronave como se describe anteriormente se lleva a cabo preferiblemente a altitudes espaciadas sobre el rango de altura de la aeronave, y la aeronave está provista de un control de altitud operable para detectar la altitud a la que vuela la aeronave y preajustado el ordenador para seleccionar el rango de fuerza táctil en la palanca de control aplicable a esa altitud. La fuerza táctil ejercida sobre la palanca de control durante las maniobras acrobáticas a altitudes intermedias será determinada por el ordenador mediante interpolación matemática. El control de altitud incluye preferiblemente un medidor de altitud operado por radar u otro dispositivo de medición de altitud distinto de un altímetro operado por presión atmosférica que tiene un sensor que posiblemente podría funcionar mal debido a la acumulación de hielo, insectos o ceniza volcánica en el mismo.

La calibración de la aeronave en operación del elevador es similar a la de los alerones descritos anteriormente, excepto que el ordenador está programado para variar la fuerza táctil en respuesta a la diferencia entre la presión del líquido en el actuador del elevador cuando la aeronave vuela recta y nivelada y la presión del líquido en el actuador del elevador cuando la aeronave está sujeta a la misma tasa de movimiento de cabeceo, en todo el rango entre la velocidad aerodinámica de estancamiento y la velocidad aerodinámica máxima permitida.

En lugar de que la intensidad de la fuerza táctil esté directamente relacionada con la diferencia de presión entre los actuadores de los alerones de babor y estribor, y la diferencia de presión en el actuador del elevador, el ordenador puede programarse para detectar la velocidad aerodinámica asociada con la diferencia de presión e incrementar la intensidad de la fuerza táctil en proporción al incremento de la velocidad aerodinámica.

La unidad de control de vuelo de la Figura 4 es similar a la de las Figuras 1-3 excepto que los solenoides 13, 15 son reemplazados por resortes helicoidales, de los cuales solo se muestra uno en la Figura 4, que impulsa la palanca 12 de control hacia su posición neutral de alerón y también impulsan la palanca 12 de control junto con la caja 11 hacia su posición neutra del elevador. El extremo superior de la palanca de control está equipado con un motor 26 vibratorio que tiene un rotor desbalanceado diseñado para impartir vibración a la palanca de control al girar el rotor.

En una aeronave equipada con un sistema de retroalimentación que incorpora la unidad de control de vuelo de la Figura 4, el ordenador está programada para que, al menos a una altitud de crucero, la velocidad de rotación del rotor y, en consecuencia, la frecuencia de vibración impartida a la palanca de control, varía de acuerdo con la variación en la diferencia entre las presiones de líquido medidas en los alerones de babor y estribor durante la misma maniobra acrobática de balanceo a la altitud de crucero, y de acuerdo con la diferencia entre la presión del líquido en el actuador del elevador cuando la aeronave vuela recta y nivelada y la presión del líquido en el actuador del elevador cuando la aeronave está sometida a la misma tasa de movimiento de cabeceo, en todo el rango entre la velocidad aerodinámica de estancamiento y la velocidad aerodinámica máxima permitida. La programación del ordenador puede ser tal que la frecuencia de la vibración sea lenta cuando la aeronave esté realizando la maniobra acrobática a una velocidad cercana a la velocidad de estancamiento y la frecuencia de la vibración sea rápida cuando la aeronave esté realizando la maniobra acrobática a una velocidad cercana a la velocidad aerodinámica máxima permitida. Alternativamente, la programación del ordenador puede ser tal que la frecuencia de la vibración sea rápida cuando la aeronave esté realizando la maniobra acrobática a una velocidad cercana a la velocidad de estancamiento y la frecuencia de la vibración sea lenta cuando la aeronave esté volando cerca de la velocidad aerodinámica máxima permitida. El sistema de realimentación está preferiblemente provisto de un interruptor eléctrico en la cabina de la aeronave para desconectar el motor vibratorio cuando no se requiera.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema de retroalimentación para un miembro (12) de control de vuelo en una cabina de una aeronave que tiene un servomecanismo para ajustar las superficies de control de vuelo de acuerdo con el movimiento de un piloto del miembro (12) de control de vuelo, que comprende:
 - 5 medios de detección operables para monitorizar la variación en la potencia transmitida a través del servomecanismo durante una maniobra acrobática que involucra el movimiento de la aeronave en el eje de balanceo y/o en el eje de cabeceo mediante monitorización de parámetros que varían con dicha variación en la potencia;

un ordenador operable por los medios de detección para generar señales basadas en los valores monitorizados de dichos parámetros y correspondientes a dicha variación de potencia; y,
 - 10 medios (13, 14, 15, 16, 20, 21, 22, 23, 26) táctiles operables por las señales para impartir al miembro (12) de control de vuelo una respuesta táctil representativa de dicha variación de potencia;

en donde el ordenador está programado para generar dichas señales en cada una de las altitudes de crucero espaciadas al realizar la misma maniobra acrobática a velocidades aerodinámicas en un rango de velocidades aerodinámicas que se incrementa desde una velocidad aerodinámica cercana a la velocidad de estancamiento hasta
 - 15 la velocidad aerodinámica máxima permitida a esa altitud, y los medios táctiles son operables por dichas señales para impartir, al miembro de control de vuelo, respuestas táctiles que incrementan desde un valor débil al realizar la misma maniobra acrobática en un extremo de dicho rango de velocidades aerodinámicas hasta un valor fuerte al realizar la misma maniobra acrobática en el otro extremo de dicho rango de velocidades aerodinámicas;

mediante la cual la naturaleza de la respuesta táctil al realizar la misma maniobra acrobática a cualquiera de dichas altitudes de crucero espaciadas proporciona al piloto una estimación de la velocidad aerodinámica de la aeronave en relación con la velocidad de estancamiento y/o la velocidad aerodinámica máxima permitida a esa altitud.
2. Un sistema de retroalimentación como se reivindica en la reivindicación 1, en donde los medios táctiles son operables por dichas señales para impartir, al miembro de control de vuelo, respuestas táctiles que incrementan desde la respuesta táctil producida por la realización de la misma maniobra acrobática a dicha velocidad aerodinámica
 - 25 cercana a la velocidad de estancamiento hasta la respuesta táctil producida por la realización de la misma maniobra acrobática a la velocidad aerodinámica máxima permitida a esa altitud.
3. Un sistema de retroalimentación como se reivindica en la reivindicación 2, en donde el ordenador está programado para generar dichas señales en cada altitud en el rango de altura de la aeronave, y los medios táctiles son operables por las señales en cada altitud para impartir, al miembro de control de vuelo, respuestas táctiles que incrementan
 - 30 desde la respuesta táctil producida por la realización de la misma maniobra acrobática a dicha velocidad aerodinámica cercana a la velocidad de estancamiento a la respuesta táctil producida por la realización de la misma maniobra acrobática a la velocidad aerodinámica máxima permitida a esa altitud.
4. Un sistema de retroalimentación como se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 1-3, en donde los medios de detección son operables para medir la diferencia entre la potencia transmitida a través del servomecanismo que opera un alerón en una de las alas principales de la aeronave y la potencia transmitida a través del servomecanismo que opera un alerón en la otra ala principal durante las variaciones en el grado de alabeo de la aeronave, el ordenador
 - 35 está programado para generar señales representativas de dicha diferencia de potencia, y los medios (13, 14, 15, 16, 20, 21, 22, 23, 26) táctiles son operables por las señales para impartir al miembro (12) de control de vuelo una respuesta táctil representativa de dicha diferencia de potencia.
5. Un sistema de retroalimentación como se reivindica en la reivindicación 4, en una aeronave que tiene actuadores hidráulicos para ajustar las superficies de control de vuelo, en donde la potencia transmitida a través del servomecanismo es monitorizada midiendo la presión del fluido hidráulico en los actuadores.
6. Un sistema de retroalimentación como se reivindica en la reivindicación 4 o 5, en donde los medios (13, 14, 15, 16, 20, 21, 22, 23, 26) táctiles comprenden medios electromagnéticos operables por dichas señales generadas por el ordenador para aplicarlas al miembro (12) de control de vuelo una fuerza resiliente que impulsa al miembro (12) de control de vuelo hacia una posición central, siendo la intensidad de la fuerza resiliente representativa de dicha variación de potencia o dicha diferencia de potencia durante la misma maniobra acrobática.
7. Un sistema de retroalimentación como se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 1-3, en donde los medios táctiles comprenden un motor (26) vibratorio instalado en el miembro (12) de control de vuelo y operable por las señales generadas por el ordenador para aplicar al miembro (12) de control de vuelo, una fuerza vibratoria cuya frecuencia es
 - 50 representativa de dicha variación de potencia, o dicha diferencia de potencia, durante la misma maniobra acrobática.

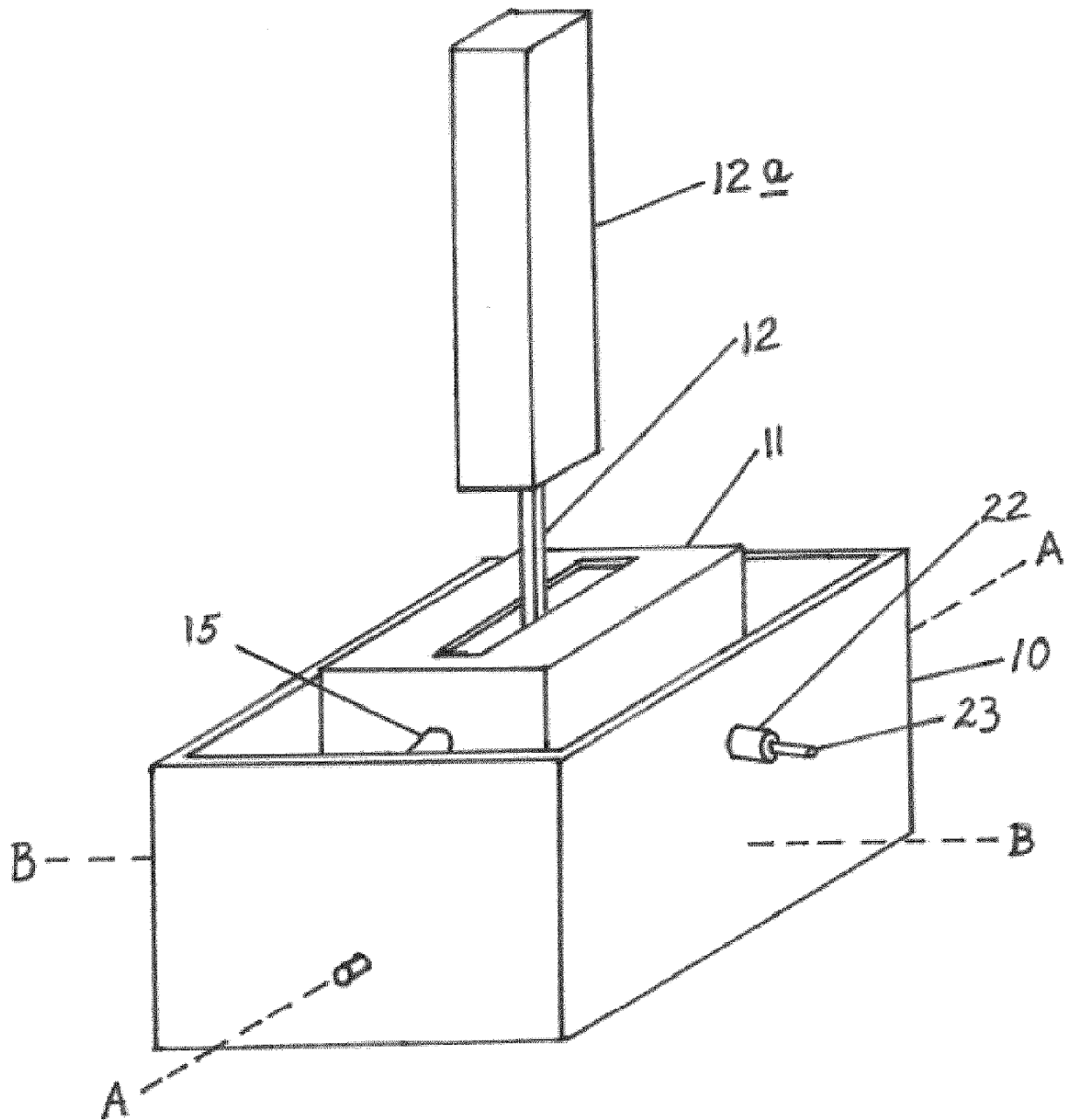


Figura 1

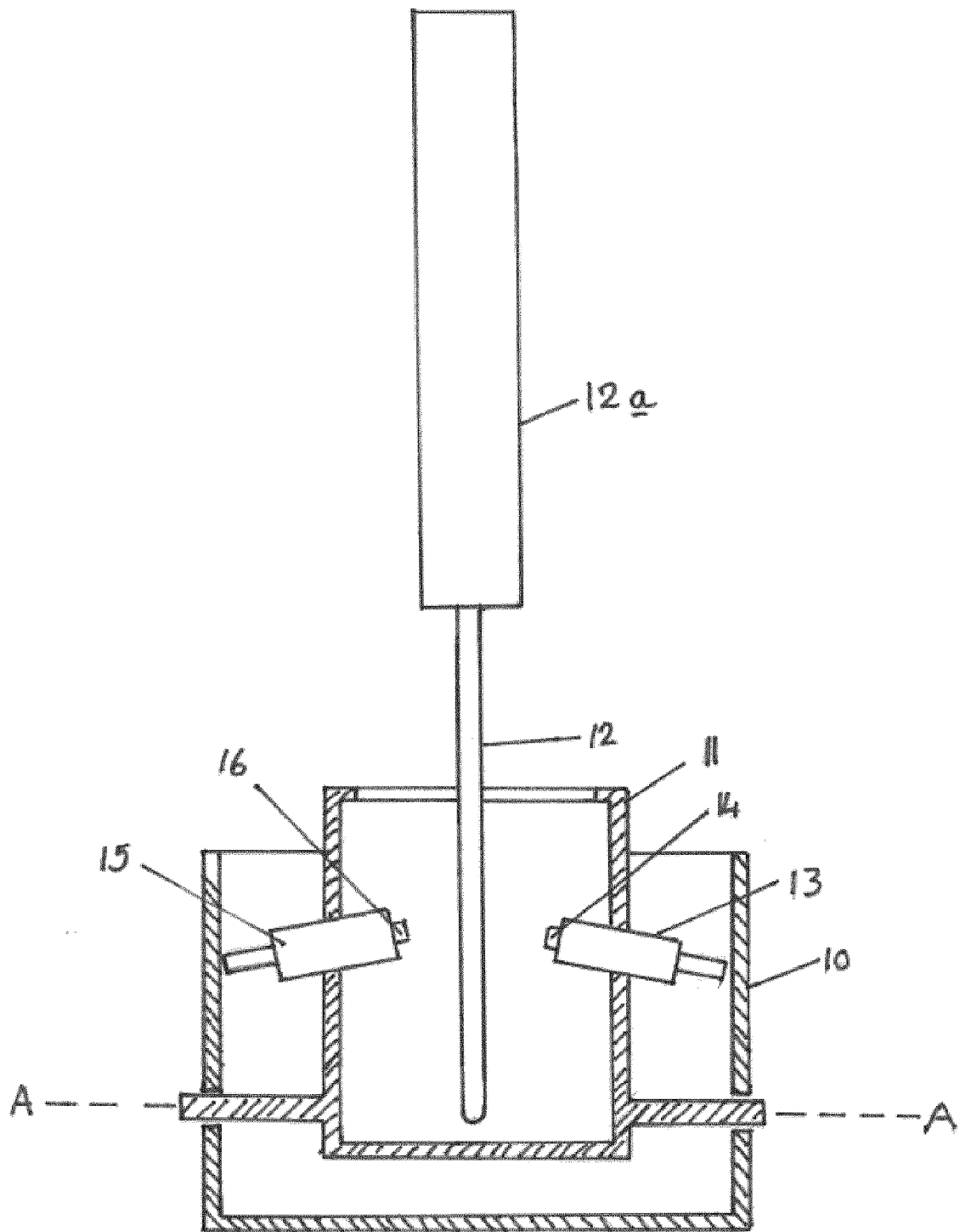


Figura 2

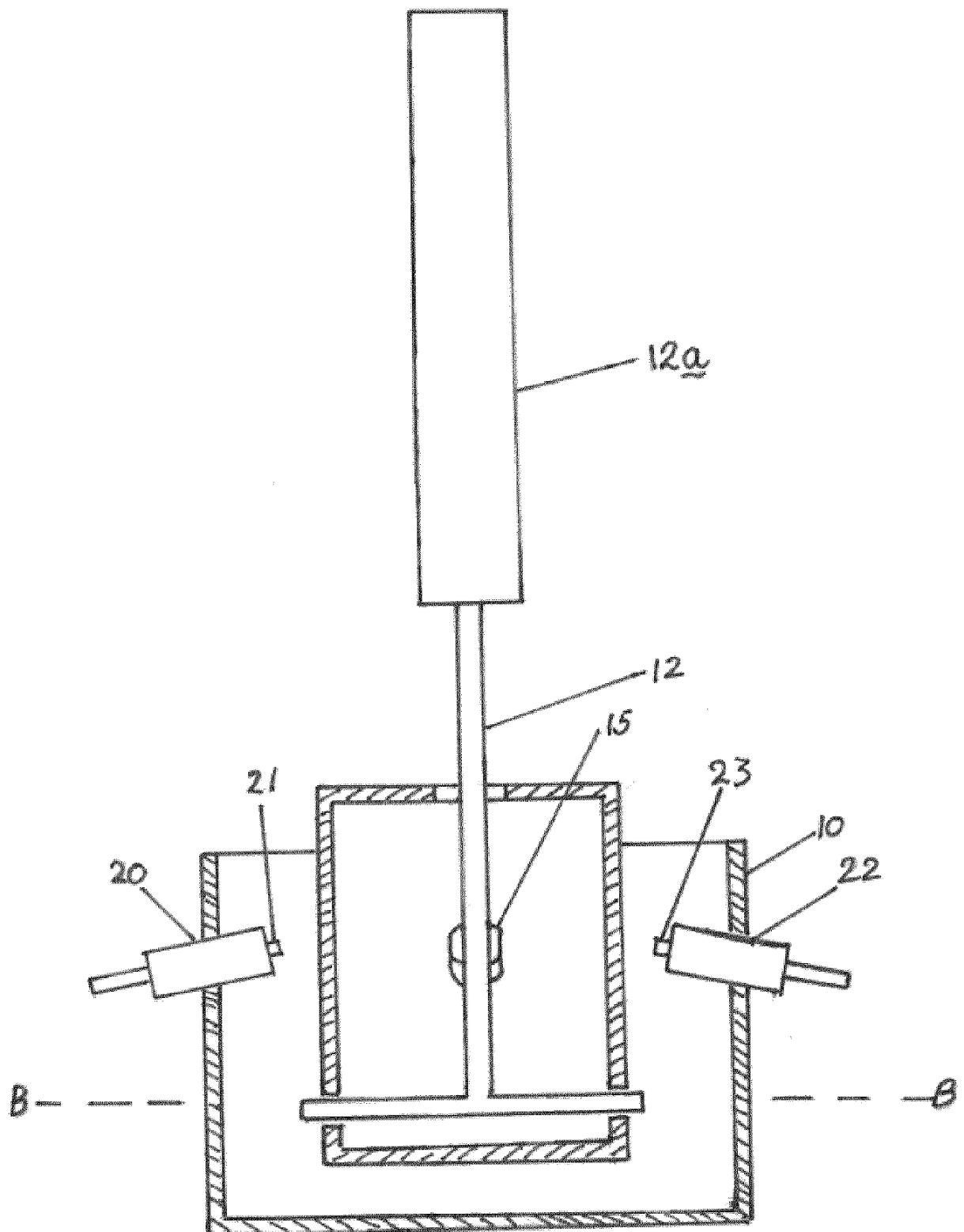


Figura 3

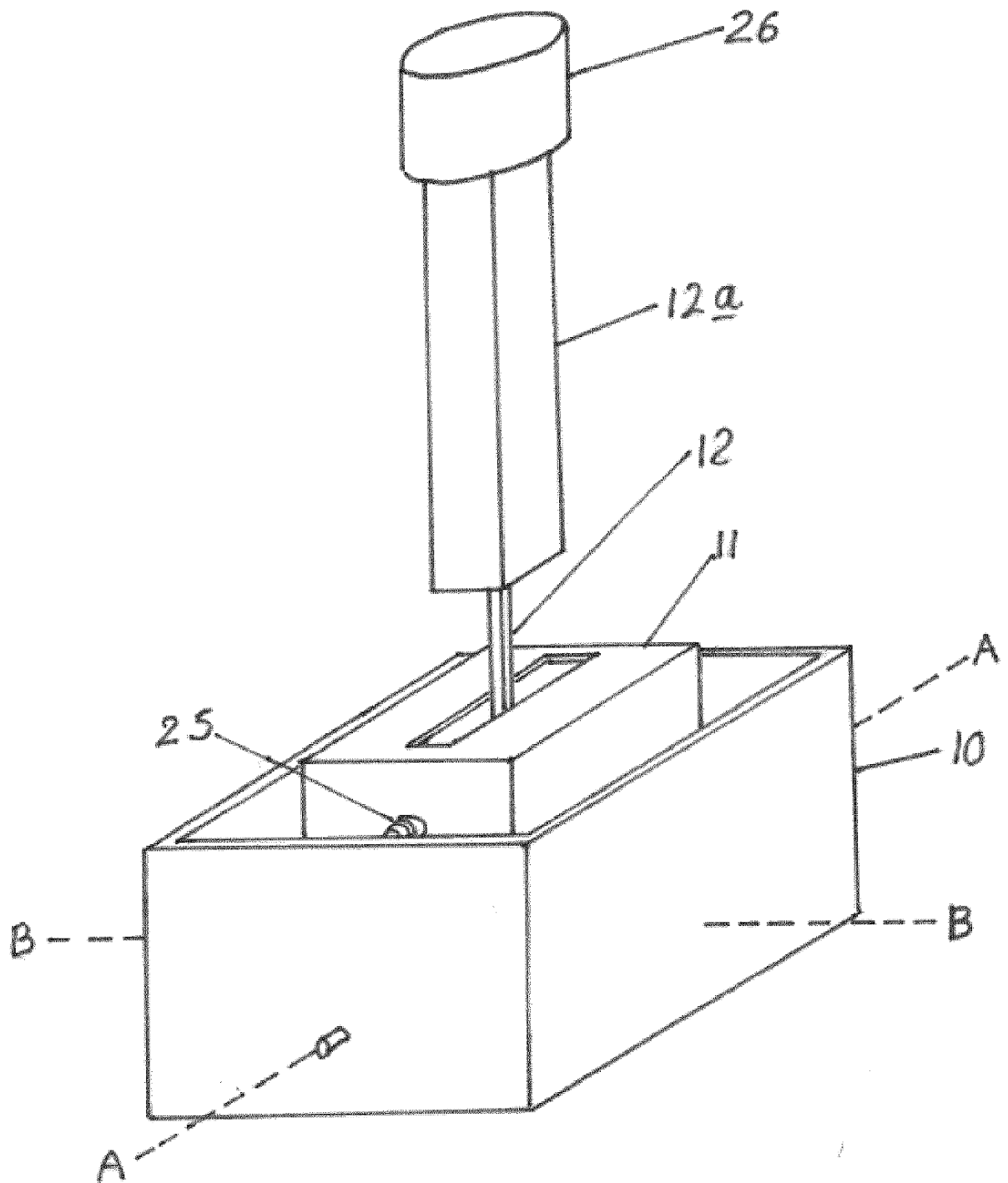


Figura 4