

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 389 803**

51 Int. Cl.:
G01L 19/04 (2006.01)
G01G 19/07 (2006.01)
G01M 1/12 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **98911640 .5**
96 Fecha de presentación: **13.03.1998**
97 Número de publicación de la solicitud: **0991927**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **12.04.2000**

54 Título: **Procedimiento para obtener información y aparato para determinar el peso de un avión**

30 Prioridad:
15.04.1997 US 838199

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
31.10.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
31.10.2012

73 Titular/es:
HYDRO-AIRE, INC. (100.0%)
3000 WINONA AVENUE
BURBANK, CALIFORNIA 91510-7722, US

72 Inventor/es:
NANCE, C. KIRK

74 Agente/Representante:
VALLEJO LÓPEZ, Juan Pedro

ES 2 389 803 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

Procedimiento para obtener información y aparato para determinar el peso de un avión

La presente invención se refiere a un procedimiento para obtener información sobre un avión y a un aparato para determinar el peso de un avión.

5 **Antecedentes de la invención**

Dos factores críticos en el vuelo de cualquier avión son el peso y el equilibrio de ese avión. Un fabricante de aeroplanos debe hacer público el peso bruto máximo de ese aeroplano. Esto sirve para asegurar que, a la velocidad de despegue, las alas están generando suficiente propulsión para levantar el peso del aeroplano. Un factor igualmente importante a considerar es si el aeroplano está en un equilibrio apropiado (centro de gravedad) o dentro de límites aceptables que puedan compensarse por ajustes del equilibrio aerodinámico.

El peso de un avión está soportado sobre una pluralidad de puntales del tren de aterrizaje plegables. Estos puntales del tren de aterrizaje contienen fluido hidráulico a presión y gas nitrógeno. La presión dentro de cada uno de los puntales del tren de aterrizaje está relacionada con la cantidad de peso que está soportando el puntal del tren de aterrizaje. Los puntales del tren de aterrizaje de un avión incorporan la técnica de amortiguamiento de formación de fluido hidráulico a través de un orificio dentro del puntal. El gas nitrógeno es un agente amortiguador adicional. Se usan múltiples sellos de junta tórica dentro del puntal del tren de aterrizaje para retener el fluido hidráulico y el gas nitrógeno comprimido contenido dentro de cada puntal del tren de aterrizaje. La retención del gas nitrógeno comprimido y el fluido hidráulico por los sellos de junta tórica se debe a la cantidad extrema de fricción que estos sellos mantienen a medida que mueven hacia arriba y hacia abajo las paredes del cilindro del puntal del tren de aterrizaje. Esta fricción (definida en la industria de puntales de avión como "fricción estática"), aunque puede mejorar la calidad de amortiguamiento del puntal del tren de aterrizaje, distorsiona las presiones internas del puntal del tren de aterrizaje, puesto que estas presiones están relacionadas con la cantidad de peso que está soportando el puntal del tren de aterrizaje. Se necesitan compensaciones para corregir las lecturas de presión distorsionadas provocadas por la fricción estática dentro de estos puntales del tren de aterrizaje para determinar con precisión el peso del avión.

Los sistemas previos para determinar el peso máximo y el centro de gravedad se conocen bien y están bien documentados. Puede hacerse referencia a la Patente de Estados Unidos Nº 3.513.300 de Elfenbein, Patente de Estados Unidos Nº 3.581.836 de Segerdahl, Patente de Estados Unidos Nº 5.521.827 de Lindberg y col, y el presente inventor, Patente de Estados Unidos Nº 5.214.586 y Patente de Estados Unidos Nº 5.548.517 de Nance.

La Patente de Estados Unidos Nº 3.513.300 de Elfenbein, identificó la relación entre el peso del avión y la presión dentro de los puntales del tren de aterrizaje. Elfenbein fue el primero en la técnica en medir la presión del puntal del tren de aterrizaje y relacionarla con la cantidad de peso soportado. La técnica anterior de Elfenbein no compensaba las distorsiones de presión del puntal del tren de aterrizaje provocadas por la fricción estática del puntal.

La Patente de Estados Unidos Nº 3.581.836 de Segerdahl, identificaba la fricción como un factor que causaba errores en la relación entre la presión dentro de los puntales del tren de aterrizaje y el peso del avión. La técnica anterior de Segerdahl incorpora la práctica de inyectar y extraer fluido de los puntales del tren de aterrizaje. Segerdahl enseña la práctica de medir la presión del fluido hidráulico dentro de la línea hidráulica que se usa para inyectar y extraer fluido hidráulico hacia y desde el puntal del tren de aterrizaje. Esta práctica mide la presión que no solo está relacionada con el peso soportado y la fricción del puntal del tren de aterrizaje, sino que también mide la presión superior del mecanismo de inyección de fluido hidráulico y la presión inferior del mecanismo de extracción de fluido hidráulico. Esta presión falsa superior o inferior, que se asume como la presión del puntal del tren de aterrizaje y que se usa en los cálculos de peso, está distorsionada por el diferencial de presión entre la presión dentro del cuerpo del puntal del tren de aterrizaje y la presión superior o inferior del mecanismo de inyección de fluido hidráulico. Se miden erróneamente presiones altas a medida que se inyecta fluido hidráulico en el puntal, al igual que se miden erróneamente presiones bajas a medida que el fluido hidráulico se extrae del puntal. Debe haber una presión sustancialmente mayor en el mecanismo de inyección de fluido hidráulico, o el puntal del tren de aterrizaje no se extendería, y una presión sustancialmente menor en el mecanismo de extracción de fluido hidráulico, o el puntal del tren de aterrizaje no se plegaría. La técnica anterior de Segerdahl ignora también las fluctuaciones de presión en el gas nitrógeno del tren de aterrizaje provocadas por la compresión de ese gas nitrógeno. A medida que el fluido hidráulico se inyecta en un puntal del tren de aterrizaje, se comprime el gas nitrógeno. La compresión del gas nitrógeno genera calor. A medida que aumenta la temperatura del gas nitrógeno comprimido, aumentará la presión del gas nitrógeno, así como del fluido hidráulico con el cual está en contacto directo, hasta una presión mayor que la presión relacionada directamente con la fricción del puntal del tren de aterrizaje y el peso que está soportando el puntal. Estas fuentes de error no son reconocidas por la técnica anterior de Segerdahl.

La Patente de Estados Unidos Nº 5.521.827 de Lindberg y col, continúa con la técnica anterior de Segerdahl y Nance (que se describirá más adelante) sobre la identificación de la fricción como un factor que provoca errores en la relación directa entre la presión dentro de los puntales del tren de aterrizaje y el peso del avión. Lindberg enseña la práctica de múltiples inyecciones de fluido hidráulico que elevan cada puntal del tren de aterrizaje hasta casi toda

su extensión y múltiples extracciones de fluido hidráulico que bajan cada puntal del tren de aterrizaje hasta casi su plegado completo. Aunque estos movimientos extremos hacia arriba y hacia abajo, que elevan y bajan el avión hasta 60,96-91,44 cm, pueden ofrecer algún alivio respecto a los errores potenciales en la técnica anterior enseñada por Segerdahl, siendo dicho movimiento extremo del avión incompatible con los procedimientos de carga de avión actuales que utilizan un "puente de embarque" flotante para pasajeros adyacente a la puerta del avión y cintas transportadoras para cargar el equipaje que se prolongan directamente hasta el interior de cada uno de los compartimentos de carga del avión. El movimiento extremo del avión podría provocar daños graves al avión o lesiones a los pasajeros si se usara la práctica de Lindberg durante el procedimiento de carga del avión.

La presente invención se refiere a mejoras en la técnica anterior mencionada anteriormente así como a la técnica anterior del presente inventor (Nance), Patente de Estados Unidos N° 5.214.586 y Patente de Estados Unidos N° 5.548.517. La tecnología de Nance, entre otras cosas, mide las distorsiones de presión provocadas por la fricción del sello del puntal, y después almacena esta información para una referencia futura en caso de que no funcione un mecanismo de inyección y extracción de fluido hidráulico. Esta tecnología incorpora el almacenamiento de límites de presión definidos a usar en la determinación de aterrizajes difíciles del avión. Esta tecnología mide también la temperatura del fluido del puntal y ajusta las distorsiones de presión provocadas por los cambios de temperatura.

El documento US-A-3 802 523 desvela otro procedimiento y sistema conocido para determinar el peso del avión detectando la presión estática en las patas oleoneumáticas del avión.

En el documento US-A-4 597 548 se describe un procedimiento para obtener información de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1. Más específicamente, el documento US-A-4 597 548 desvela un procedimiento para obtener información sobre un avión, estando el avión soportado por una pluralidad de puntales del tren de aterrizaje presurizados, experimentando los puntales del tren de aterrizaje fricción, a menudo denominada fricción estática, distorsionada la fricción estática las presiones internas del puntal relacionadas con los pesos soportados por los puntales del tren de aterrizaje, conteniendo los puntales del tren de aterrizaje un fluido y gas, comprendiendo dicho procedimiento cambiar la cantidad de fluido en cada uno de los puntales del tren de aterrizaje a medida que se mueve el puntal del tren de aterrizaje respectivo en una primera dirección.

Por el documento US-A-3 802 523 se conoce también un aparato para determinar el peso de un avión de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 24.

Sumario de la invención

Un objeto de la presente invención es proporcionar mejoras al indicador de peso y centro de gravedad a bordo del avión previo del presente inventor, que utiliza puntales del tren de aterrizaje presurizados.

Otro objeto de la presente invención es proporcionar un indicador del peso y del centro de gravedad a bordo del avión que minimice el movimiento vertical del avión, durante las mediciones de peso.

Otro objeto de la presente invención es proporcionar un indicador del peso y del centro de gravedad a bordo del avión que minimice el cambio en la temperatura del fluido en el puntal, que efectivamente cambie la presión de los fluidos en el puntal durante las mediciones de peso.

Otro objeto de la presente invención es determinar las cantidades relativas de fluido hidráulico y gas en un puntal de avión particular.

Para conseguir esto, el procedimiento para obtener información sobre un avión de la invención se caracteriza por las características reivindicadas en la parte de caracterización de la reivindicación 1 y la invención proporciona un aparato de acuerdo con la parte de caracterización de la reivindicación 24.

Básicamente, de acuerdo con la invención, el procedimiento cambia la cantidad de fluido en cada uno de los puntales del tren de aterrizaje a medida que se mueve el puntal del tren de aterrizaje respectivo en una primera dirección. Se detecta el movimiento de cada uno de los puntales del tren de aterrizaje. Tras la detección del movimiento de un puntal del tren de aterrizaje respectivo, se detiene la etapa de cambiar la cantidad de fluido en el puntal del tren de aterrizaje respectivo para mantener el movimiento del puntal al mínimo, minimizando de esta manera el movimiento del avión, y minimizando también los cambios de temperatura y las distorsiones de presión provocadas por los cambios de temperatura del fluido del puntal del tren de aterrizaje respectivo. Las etapas de cambiar la cantidad de fluido en cada uno de los puntales del tren de aterrizaje, detectar el movimiento de cada uno de los puntales del tren de aterrizaje, y detener el cambio de la cantidad de fluido en cada puntal del tren de aterrizaje respectivo se repite para mover el puntal de aterrizaje en una segunda dirección que es opuesta a la primera dirección. Durante las etapas anteriores, se determina la presión dentro de cada uno de los puntales del tren de aterrizaje. Estas determinaciones de presión se usan para compensar las distorsiones provocadas por la fricción estática del puntal.

De acuerdo con un aspecto de la presente invención, la etapa de detectar el movimiento de cada uno de los puntales del tren de aterrizaje incluye adicionalmente la etapa de detectar cambios en las presiones del puntal respectivo y detectar picos en los cambios de presión del puntal. La etapa de detectar el movimiento de cada uno de

los puntales del tren de aterrizaje incluye adicionalmente las etapas de detectar un pico de presión, y una inversión de presión, seguida de una presión estacionaria.

5 De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, todos los puntales en el avión están coordinados para moverse en la misma dirección. Antes de que los puntales se muevan en la segunda dirección, todos los puntales deben haber dejado de moverse. Estos aspectos minimizan adicionalmente el movimiento del avión.

10 De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, la fricción estática se reduce moviendo los puntales ligeramente para lubricar las superficies del puntal adyacentes. Este movimiento del puntal típicamente se produce antes del movimiento del puntal para realizar las mediciones de peso. Dicha carrera previa lubrica los sellos, reduciendo de esta manera la fricción estática, reduciendo de esta manera las distorsiones de presión provocadas por la fricción estática. Al reducir la cantidad de fricción estática experimentada durante el procedimiento de medición de la fricción estática se reducirá el error en la medición final del peso del avión.

15 De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, las etapas de cambiar la cantidad de fluido en cada puntal tienen lugar en un primer puerto de acceso del puntal del tren de aterrizaje respectivo, mientras que la etapa de medición de la presión dentro del puntal tiene lugar en un segundo puerto de acceso del puntal respectivo. El primer y segundo puertos de acceso están separados físicamente por un volumen de fluido en el puntal. Como alternativa, las etapas de cambiar la cantidad de fluido en cada puntal tienen lugar en un primer puerto de acceso, que es el único puerto de acceso en el que se usa un ajuste de separación entre presión y flujo para evitar distorsiones en las determinaciones de presión provocadas por el flujo de fluido.

20 De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, la etapa de detectar el movimiento del puntal del tren de aterrizaje respectivo incluye adicionalmente la etapa de detectar el movimiento mediante un sensor mecánico fijado al puntal del tren de aterrizaje respectivo.

De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, las etapas de cambiar la cantidad de fluido en cada puntal del tren de aterrizaje se realiza mediante una bomba. Un tipo de bomba particular usada es un Cilindro de Medición de Aislamiento.

25 De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, las etapas de cambiar la cantidad de fluido para mover el puntal del tren de aterrizaje respectivo en la primera dirección y después en la segunda dirección producen un cambio neto en el fluido en el puntal del tren de aterrizaje respectivo de cero. Ese cambio neto de cero en la cantidad de fluido en el puntal después de medir la presión es útil para asegurar que el puntal se mantiene apropiadamente.

30 De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, la primera dirección es extender el puntal y la segunda dirección es plegar el puntal. Cuando el puntal está extendido, existe una fricción estática ligeramente mayor que cuando el puntal está plegado y se denomina "fricción estática asimétrica".

35 De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, el peso soportado por cada puntal del tren de aterrizaje se determina a partir de las determinaciones de presión compensada y el peso no suspendido. El peso no suspendido es el peso de los componentes del tren de aterrizaje del avión localizados por debajo del fluido contenido dentro del puntal del tren de aterrizaje. El peso del avión se determina a partir de las determinaciones de peso compensado respectivas. El centro de gravedad del avión puede determinarse a partir de los pesos compensados. La etapa de compensar las determinaciones de presión de los puntales del tren de aterrizaje para las distorsiones provocadas por la fricción estática del puntal incluye adicionalmente la etapa de aplicar un desfase a las determinaciones de peso a partir de cada puntal del tren de aterrizaje para compensar cualquier fricción estática asimétrica de los puntales del tren de aterrizaje.

De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, la etapa de determinar el peso del avión tiene lugar mientras el avión se está cargando o descargando.

45 De acuerdo con otro aspecto más de la presente invención, el peso del avión determinado está compensado con respecto a los errores provocados por el viento que pasa a través de las alas del avión y que genera una distorsión de peso por elevación del ala. Además, el peso del avión determinado está compensado con respecto a los errores provocados por las acumulaciones de hielo externo o fluidos externos sobre el avión.

50 La presente invención proporciona también un procedimiento para determinar el peso de un avión, estando dicho avión soportado por una pluralidad de puntales del tren de aterrizaje presurizados. El avión tiene un portal que está alineado verticalmente con un dispositivo de carga, en el que los objetos pueden cargarse hacia y desde el avión a través del portal usando el dispositivo de carga. El procedimiento cambia la cantidad de fluido en cada uno de los puntales del tren de aterrizaje de manera que mueve el puntal del tren de aterrizaje respectivo. Se detecta el movimiento de cada puntal del tren de aterrizaje. La alineación vertical del portal con el dispositivo de carga se mantiene interrumpiendo el cambio de la cantidad de fluido en el puntal del tren de aterrizaje respectivo tras la detección del movimiento del puntal del tren de aterrizaje respectivo. Durante las etapas de cambio de la cantidad de fluido en cada uno de los puntales del tren de aterrizaje, detección del movimiento de cada uno de los puntales del tren de aterrizaje, y mantenimiento de la alineación vertical del portal con el dispositivo de carga interrumpiendo el

5 cambio de la cantidad de fluido en el puntal del tren de aterrizaje respectivo, se determina la presión dentro de cada uno de los puntales del tren de aterrizaje respectivos. Estas determinaciones de presión están compensadas con respecto a las distorsiones provocadas por la fricción estática. El peso soportado por cada uno de los puntales del tren de aterrizaje se determina a partir de las determinaciones de presión compensadas respectivas y el peso no suspendido. El peso del avión se determina a partir de las determinaciones de peso compensado respectivas.

De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, el dispositivo de carga puede ser una rampa para pasajeros o una rampa para mercancías.

10 La presente invención proporciona también un procedimiento para determinar las cantidades relativas de gas y líquido en un puntal del tren de aterrizaje de un avión. La cantidad de fluido en el puntal cambia. La presión en el puntal se mide mientras cambia la cantidad de fluido. Se determina la tasa de cambio de la presión durante al menos una de las etapas de cambio de la cantidad de fluido en cada uno de los puntales del tren de aterrizaje. El fluido incluye un líquido y un gas comprimido. La cantidad de gas comprimido respecto a la cantidad del líquido se determina en cada puntal a partir de la tasa de cambio de presión para ese puntal. De esta manera, puede determinarse el estado relativo del puntal.

15 De acuerdo con otro aspecto de la presente invención, la etapa de determinar la cantidad relativa del líquido con respecto a gas incluye adicionalmente la etapa de comparar la tasa de cambio de presión medida del puntal con una tabla de consulta de tasas de cambio conocidas en la presión.

20 La presente invención proporciona también un aparato para determinar el peso de un avión. El avión está soportado por una pluralidad de puntales del tren de aterrizaje presurizados. Los puntales del tren de aterrizaje experimentan fricción estática. La fricción estática distorsiona las presiones internas ya que están relacionadas con los pesos soportados por los puntales del tren de aterrizaje. Los puntales comprenden fluido. El aparato tiene una bomba para inyectar y/o extraer fluido de cada uno de los puntales del tren de aterrizaje. En cada uno de los puntales del tren de aterrizaje está montado un sensor para detectar la presión del fluido en su interior. En cada uno de los puntales del tren de aterrizaje está montado un sensor de movimiento para detectar el movimiento de los puntales del tren de aterrizaje. Un controlador tiene una entrada que está acoplada al sensor de movimiento y una salida que está acoplada a la bomba, haciendo el controlador que la bomba deje de inyectar o extraer fluido del puntal cuando el sensor de movimiento detecta el movimiento del puntal. A los sensores de presión está acoplado un ordenador de peso del avión. El ordenador de peso del avión determina el peso del avión a partir de las presiones detectadas.

Breve descripción de los dibujos

30 Aunque las características de la presente invención, que se consideran novedosas, se expresan en las reivindicaciones adjuntas, los detalles adicionales con respecto a las prácticas preferidas y con respecto a los objetos adicionales y características de los mismos pueden comprenderse más fácilmente por referencia a la siguiente descripción considerada junto con los dibujos adjuntos, en los que:

35 La Figura 1 es una vista del lado inferior de un avión de pasajeros comercial típico con un tren de aterrizaje tipo triciclo, en la posición extendida.

La Figura 2 es una vista frontal en sección transversal parcial de un puntal de tren de aterrizaje de un avión de pasajeros comercial típico, con pistón cerrado, sellos de junta tórica y placa de orificios.

La Figura 3 es una vista de un avión de pasajeros comercial típico cerca del equipo de soporte típico de tierra de un aeropuerto.

40 La Figura 4 es una vista esquemática de la invención de acuerdo con una realización preferida.

La Figura 5 es una vista lateral de un diagrama representativo despiezado del puntal del tren de aterrizaje de un avión de pasajeros comercial típico, mostrado con componentes fijados de otra realización de la invención.

La Figura 6 es un diagrama representativo despiezado de un tipo alternativo de puntal de tren de aterrizaje, con componentes fijados de la invención.

45 La Figura 7 es una vista en sección transversal de un Cilindro de Medición de Aislamiento (CMA).

La Figura 8 es un diagrama representativo despiezado del conjunto del sensor de presión del puntal.

La Figura 9 es un diagrama representativo despiezado de un puntal del tren de aterrizaje de un avión de pasajeros comercial típico, con componentes fijados de la invención.

50 La Figura 10 es una vista en sección transversal de un ajuste de separación entre presión y flujo.

La Figura 11 es una vista lateral de un enlace tipo tijera del puntal del tren de aterrizaje del avión de pasajeros comercial típico con componentes fijados de la invención.

La Figura 12 es un diagrama esquemático del ordenador/controlador a bordo de la invención.

La Figura 13 es una ilustración del procedimiento de medición de la fricción estática del tren de aterrizaje.

La Figura 14 es una ilustración del procedimiento de reducción de la fricción estática del tren de aterrizaje.

55 La Figura 15 es una ilustración del procedimiento de identificación de niveles bajos de fluido hidráulico en el puntal del tren de aterrizaje.

Descripción detallada de la realización preferida

Haciendo referencia ahora a los dibujos, en los que los números de referencia similares designan partes correspondientes a lo largo de las diversas vistas y, más particularmente, en la Figura 1 de los mismos, se muestra un avión de pasajeros 1 comercial típico con configuración del tren de aterrizaje en triciclo que consiste en un tren de aterrizaje 3 delantero, un tren de aterrizaje 5 principal de babor, y un tren de aterrizaje 7 principal de estribor.

Haciendo referencia ahora a la Figura 2, se muestra cada tren de aterrizaje 3, 5, 7 (Figura 1) convencional y disponible en el mercado, que consiste en un puntal 8 de amortiguamiento tipo oleoneumático, denominado en lo sucesivo en el presente documento "puntal", que conjuntamente soporta el peso del aeroplano sobre los neumáticos 12, y un amortiguador interno de fluido, que también absorbe los choques del aterrizaje. En los puntales 8 disponibles en el mercado, el fluido incluye un líquido hidráulico (denominado en el presente documento fluido hidráulico 15) y gas nitrógeno 17. Internamente, cada puntal contiene un pistón 9 de acero forjado, con una placa 13 de orificios que contiene un agujero 14 que amortigua el movimiento de compresión del puntal. Los sellos 11 de junta tórica sirven para retener el fluido hidráulico 15 y el gas nitrógeno 17 comprimido dentro del cilindro del puntal. El puntal 8 puede presurizarse externamente a través de un ajuste 19 de acceso de gas nitrógeno. Puede accederse al fluido hidráulico a través del ajuste 20.

Haciendo referencia ahora a la Figura 3, se muestra un avión de pasajeros 1 comercial típico soportado por los puntales 8 del tren de aterrizaje. Los puntales 8 del tren de aterrizaje comprimen 2 a medida que se añade peso o extienden 2 a medida que se retira peso del avión de pasajeros 1. Cerca y alrededor del avión de pasajeros 1 hay un equipo de soporte en tierra de aeropuerto típico, tal como una pasarela de embarque 4 para pasajeros que tiene un puente de embarque 6 para pasajeros que se extiende hasta la ventanilla 16 de pasajeros del avión de pasajeros. La rampa 18 del puente de embarque está situada sobre cualquier hueco entre el suelo 35 de la cabina principal del avión de pasajeros y el puente de embarque 6 para pasajeros y restringe todos excepto un ligero movimiento hacia arriba y hacia abajo del avión de pasajeros 1. Los movimientos extremos hacia arriba y hacia abajo del avión de pasajeros 1 podrían provocar un daño grave al avión de pasajeros 1 y al puente de embarque 6. Un brazo 23 de la cinta transportadora de equipajes motorizada también se extiende dentro del compartimento 24 de equipajes inferior del avión de pasajeros 1. Un movimiento extremo hacia arriba y hacia abajo del avión de pasajeros 1 podría provocar un daño grave al avión de pasajeros 1 y la cinta transportadora 23 de equipajes motorizada.

Haciendo referencia ahora a la Figura 4, se muestra un esquema de la invención que ilustra los componentes de conexión, en los que n representa aquellos componentes de la invención dedicados al tren de aterrizaje delantero, p representa los componentes de la invención dedicados al tren de aterrizaje de babor y s representa los componentes de la invención dedicados al tren de aterrizaje de estribor. El tren de aterrizaje 3 delantero, junto con el tren de aterrizaje 5 principal de babor y el tren de aterrizaje 7 principal de estribor soportan el peso del aeroplano sobre un amortiguador de fluido hidráulico y gas nitrógeno comprimido. Las señales de presión interna del puntal desde cada puntal de soporte de peso se miden mediante los conjuntos sensores de presión 31n, 31p, 31s y se transmiten a través de los colectores de cables 21n, 21p, 21s hasta un ordenador/controlador 25 a bordo. El sistema está accionado por una fuente de energía 27 existente en el avión. Los diversos cálculos e información se transmiten a través del colector de cables 22 a una pantalla 29 en la cabina o compartimento de mercancías del aeroplano.

Haciendo referencia ahora a la Figura 5, se muestra una vista detallada de la realización de los conjuntos sensores de presión 31n, 31p, 31s, en la que un puntal 8 de avión de pasajeros comercial típico incorpora una válvula 65 de presurización fijada a cada puntal a través del ajuste 19. La válvula 65 de presurización se retira para facilitar la instalación de un ajuste 33 en T. Un sensor 45 de presión está conectado al ajuste 33 en T. La válvula 65 está conectada al otro puerto del ajuste 33 en T. Las señales de presión relativas al peso soportado por el puntal 8 se envían al ordenador/controlador 25 (Figura 4) a través del colector de cables 21.

Haciendo referencia ahora a la Figura 6, se muestra una vista detallada alternativa de la realización de los conjuntos 31n, 31p, 31s del sensor de presión, en la que se proporciona una vista alternativa del puntal 8 que incorpora una válvula 65 de presurización superior fijada a cada puntal a través del ajuste 19. En algunos casos, este puntal 8 está limitado solo a un único puerto (en este caso el ajuste 19) para acceder a la presión del puntal. (Dicho puntal carece del ajuste 20 (véase la Figura 2)). La válvula 65 de presurización se retira para facilitar la instalación de un ajuste 33 en T. Un sensor 45 de presión está conectado al ajuste 33 en T. Las señales de presión relativas al peso soportado por el puntal 8 se envían al ordenador/controlador 25 (Figura 4) a través del colector de cables 21.

Haciendo referencia ahora a la Figura 7, se muestra una vista de un Cilindro Medidor de Aislamiento (CMA) 38. El CMA 38 es un accionador hidráulico o neumático con forma cilíndrica con un pistón 40 flotante interno. El flujo de fluido hidráulico dentro del CMA 38 está controlado por una válvula 41 electrónica, con el flujo desde el CMA 38 controlado por una válvula 43 electrónica. Las instrucciones a la válvula 41 electrónica y la válvula 43 electrónica son recibidas desde el ordenador/controlador 25 (Figura 4) y transmitidas a través del colector de cables 56. Una línea hidráulica 46 está conectada al lado de alta presión del sistema hidráulico del avión, una línea 47 hidráulica está conectada al lado de retorno de presión cero del sistema hidráulico del avión y una línea 36 hidráulica/neumática está conectada al fluido hidráulico o gas nitrógeno dentro del puntal del avión 8 (véase la Figura 9). El CMA 38 inyecta un volumen medido previamente de fluido en cada puntal 8, y después extrae el volumen exacto de fluido del puntal 8. Para asegurar que el volumen de fluido en el puntal 8 permanece sin cambiar, el pistón 40 flotante tanto

empieza como vuelve a la misma posición dentro del cilindro 38 para cada ciclo de inyección y extracción. En la realización preferida, esta posición está apoyada en la pared 42 del cilindro. Cuando el CMA 38 no se está utilizando en la inyección y extracción de fluido desde el puntal 8, la válvula electrónica 43 se abrirá durante un periodo de tiempo definido y después se cerrará. Esto alivia toda la presión del sistema hidráulico del avión dentro del CMA 38 y localizará el pistón 40 flotante contra la pared 42 del cilindro CMA y estará listo para el siguiente ciclo de inyección y extracción.

Haciendo referencia ahora a la Figura 8, se muestra un sensor 45 de presión conectado al ajuste 33 en T. Las señales de presión relativas al peso soportado por el puntal 8 se envían al ordenador/controlador 25 (Figura 4) a través del colector de cables 21.

Haciendo referencia ahora a la Figura 9, se muestra un puntal 8 de avión de pasajeros comercial típico que incorpora una válvula 66 de regulación de suministro de fluido hidráulico fijada a cada puntal a través de un ajuste 20. En cada puntal 8, la válvula de regulación 66 se retira para facilitar la instalación de un ajuste 34 en T. Una línea hidráulica/neumática 36 está fijada al ajuste 34 en T y conduce el puntal 8 al CMA 38, que está montado dentro del hueco del tren de aterrizaje. El CMA 38 está fijado a la bomba 39 del sistema hidráulico del avión existente mediante una línea 46 hidráulica de alta presión y una línea 47 hidráulica de retorno de presión cero. El CMA 38 inyecta y extrae un volumen medido previamente de fluido hidráulico o gas nitrógeno en y desde el puntal 8 abriendo y cerrando la válvula 41 electrónica y la válvula 43 electrónica, respectivamente. Se prefiere que la línea 36 hidráulica/neumática esté fijada al ajuste 20, en lugar de al ajuste 19 que se usa para fijar el sensor 45 de presión. Esta separación se usa para evitar mediciones de presión falsas durante el flujo de fluido hacia y desde el puntal 8. Esto proporciona una separación física entre el sensor 45 de presión y el puerto 20 que se usa para inyectar y extraer fluido desde el puntal 8. Si no se dispone de tal separación, debe añadirse a la instalación un ajuste 48 de separación de presión a flujo (véase la Figura 10), entre el ajuste 33 en T y el ajuste 19, para asegurar que las mediciones de presión en el puntal no están distorsionadas por el flujo de fluido hidráulico o de gas nitrógeno. El ajuste de separación de presión a fluido se describirá con más detalle más adelante. Haciendo referencia de nuevo a la Figura 9, la fuente de presión usada para activar el CMA 38 se suministra por la bomba 39 del sistema hidráulico del avión existente u otra fuente de presión disponible en o fuera del avión. Las instrucciones para la válvula 41 electrónica y la válvula 43 electrónica son recibidas desde el ordenador/controlador 25 (Figura 4) y transmitidas a través del colector de cables 56. La inyección y extracción del volumen medido previamente de fluido hidráulico, hacia y desde cada puntal, permite al ordenador/controlador 25 identificar y compensar las distorsiones de presión del puntal provocadas por la fricción estática del puntal, manteniendo al mismo tiempo el movimiento del avión en un mínimo. Puede usarse un CMA separado y bomba del sistema hidráulico como sistema 44 portátil del avión. El ajuste 34 en T puede adaptarse para fijar el sistema 44 portátil fuera del avión a través de la línea hidráulica/neumática 37.

Haciendo referencia ahora a la Figura 10, se muestra un ajuste 48 de separación entre presión y flujo. Como se ha analizado anteriormente, algunos puntales 8 solo tienen un ajuste 19 de acceso. En tal puntal, este único ajuste de acceso debe usarse tanto para tomar muestras de presión como para inyectar/extraer fluido desde el puntal. El ajuste 48 de separación entre presión y flujo incorpora un ajuste 49 roscado conectado a un tubo 51 corto y un ajuste 50 roscado conectado a un tubo 52 más largo. Los tubos 51, 52 se extienden hacia abajo dentro del puntal 8 para exponerse al gas nitrógeno y/o el fluido hidráulico. El conjunto 31 de sensor de presión (Figura 6) está fijado al ajuste 49 roscado y la línea 36 hidráulica/neumática está fijada al ajuste 50 roscado. Las mediciones de presión acceden al puntal 8 desde el puerto 53 (en la parte inferior del tubo 51). El CMA 38 accede al puntal 8 para inyectar/extraer fluido a través del puerto 54 (en la parte inferior del tubo 52). Los puertos 53, 54 están separados físicamente entre sí dentro del puntal por un volumen de fluido. Esta separación del conjunto 31 de sensor de presión y la línea hidráulica/neumática 36 evita mediciones de presión falsas durante el flujo de fluido hacia y desde el puntal 8.

Haciendo referencia ahora a la Figura 11, se muestra una porción inferior de cada tren de aterrizaje que consiste en un puntal 8 de amortiguamiento tipo oleoneumático y un pistón 9 de acero forjado. El pistón 9 tiene una rotación restringida dentro del cilindro exterior del puntal 8 mediante un enlace 26 tipo tijera del puntal. El enlace 26 tipo tijera del puntal incorpora un perno 28 giratorio. Un Transductor Digital Variable Radial, denominado en lo sucesivo en el presente documento TDVR 32, está fijado al enlace 26 tipo tijera del puntal y al perno 28 giratorio de una manera que permite que el TDVR 32 mida el movimiento del enlace 26 tipo tijera del puntal respecto al perno 28 giratorio. La medición del movimiento del enlace tipo tijera del puntal es un procedimiento para determinar y medir mecánicamente la extensión del puntal y el plegado del puntal. Las señales de medición de la extensión del puntal a partir del TDVR 32 se envían al ordenador/controlador 25 (Figura 4) a través del colector de cables 30.

Haciendo referencia ahora a la Figura 12, se muestra el ordenador/controlador 25, en el que n representa aquellos componentes de la invención dedicados al tren de aterrizaje delantero, p representa aquellos componentes de la invención dedicados al tren de aterrizaje de babor y s representa aquellos componentes de la invención dedicados al tren de aterrizaje de estribor. Las señales de entrada de presión a través del colector de cables 21n delantero, el colector de cables 21p de babor y el colector de cables 21s de estribor se transmiten al ordenador/controlador 25. El ordenador/controlador 25 recibe una velocidad de viento variable e información sobre la dirección del viento a través del colector de cables 77 desde un indicador de velocidad de viento direccional montado externamente típico, permitiendo que un programa 76 de ajuste de viento corrija el peso del avión determinado para los errores de peso

medidos previamente en comparación con la velocidad del viento y la dirección del viento. Las correcciones de velocidad del viento y dirección del viento se almacenan en el programa 76 de ajuste de viento. Un procedimiento para desarrollar la corrección de la velocidad del viento es poniendo el avión detrás del torbellino de la hélice del motor de un avión turbopropulsor grande, tal como el avión militar C-130. Uno o varios aviones C-130 generarán un túnel aerodinámico externo aumentando el empuje del motor. Los indicadores de velocidad del viento están colocados en las puntas de las alas del avión cuando las mediciones de peso y centro de gravedad del avión se toman a diferentes velocidades de viento. Estas mediciones de peso y centro de gravedad están relacionadas con las diversas velocidades del viento medidas y se almacenan en el programa 76 de ajuste de la velocidad del viento. El avión se gira 15° y las mediciones de peso y centro de gravedad se relacionan de nuevo con diversas velocidades del viento que están ahora cruzando el avión a un ángulo diferente. Se ponen diversos pesos dentro del avión para asegurar que los ajustes de velocidad del viento se miden en todo el intervalo de pesos potenciales de despegue del avión. Estos valores almacenados pueden referenciarse a una velocidad de viento particular y desfase de la dirección. Este desfase puede usarse para corregir las mediciones de peso usando el programa 76 de ajuste de viento.

El ordenador/controlador 25 recibe también información de la inclinación del avión desde un sensor de inclinación de avión típico a través del colector de cables 79. El programa 78 de compensación de la inclinación del avión corrige el peso del avión determinado para los errores provocados por que el avión no esté nivelado. Los cálculos para fricción estática del puntal, peso bruto, centro de gravedad y compensación de inclinación son realizados por el ordenador/controlador 25 y después transmitidos a la pantalla 29 (véase la Figura 4) a través del colector de cables 22.

Para determinar el peso total de un avión, con una configuración del tren de aterrizaje en triciclo, debe resolverse la siguiente ecuación, Wt 80:

$$Wn + Wp + Ws = Wt \quad (80)$$

donde:

25 Wn es el peso soportado por el puntal delantero,
 Wp es el peso soportado por el puntal de babor,
 Ws es el peso soportado por el puntal de estribor, y
 Wt es el peso total del aeroplano.

Un procedimiento para determinar los valores Wn 81, Wp 82 y Ws 83 es resolver:

$$30 \quad [(Pn \pm Sn) \times SAn] + Un = Wn \quad (81)$$

$$[(Pp \pm Sp) \times SAp] + Up = Wp \quad (82)$$

$$[(Ps \pm Ss) \times SAs] + Us = Ws \quad (83)$$

donde:

35 Pn es la cantidad de Presión dentro del puntal delantero,
 Pp es la cantidad de Presión dentro del puntal de babor,
 Ps es la cantidad de Presión dentro del puntal de estribor,
 Sn es la Fricción Estática determinada en el puntal delantero,
 Sp es la Fricción Estática determinada en el puntal de babor,
 Ss es la Fricción Estática determinada en el puntal de estribor,
40 SAn es el Área Superficial de soporte de carga del puntal delantero,
 SAp es el Área Superficial de soporte de carga del puntal de babor,
 SAs es el Área Superficial de soporte de carga del puntal de estribor,
45 Un es el Peso No Suspendido del puntal delantero,
 Up es el Peso No Suspendido del puntal de babor,
 Us es el Peso No Suspendido del puntal de estribor, y
 Wn es el Peso soportado por el puntal delantero,
 Wp es el Peso soportado por el puntal de babor,
 Ws es el Peso soportado por el puntal de estribor.

Las ecuaciones W_t , W_n , W_p y W_s se resuelven mediante los programas informáticos 80, 81, 82 y 83 respectivos (véase también la Figura 13). Determinar los valores de P_n , P_p y P_s : Estos valores son medidos por cada sensor 45 de presión de puntal respectivo (Figura 5).

- 5 Determinar los valores de S_n , S_p y S_s : Estos valores se miden controlando las presiones dentro de cada puntal 8 respectivo, mientras el puntal se extiende y después se pliega, permaneciendo el avión a un peso constante (véase la Figura 13). Restar la menor medición de presión registrada de la mayor mientras el puntal se extiende y después se pliega, dividiendo después esta medición registrada por dos, identifica la cantidad de fricción estática para cada puntal 8 respectivo, en ese momento en el tiempo; así como la presión dentro del puntal, que está relacionada con el peso soportado, libre de la fricción estática. Dependiendo de en qué dirección se ha movido el puntal la última vez, el valor de fricción estática puede sumarse o restarse de la presión medida dentro del puntal 8 respectivo. Otro enfoque es usar la presión promedio del puntal obtenida a partir de múltiples presiones que se han registrado mientras el puntal se extiende y después de pliega, siendo esta presión promedio del puntal proporcional ahora al peso que está soportando, libre de los efectos de la fricción estática del puntal.
- 10 Determinar los valores de S_{An} , S_{Ap} y S_{As} : Estos valores están disponibles a partir del fabricante del puntal del avión.
- 15 Determinar los valores de U_n , U_p y U_s : Estos valores de peso no suspendido están disponibles a partir del fabricante del puntal del avión. Estos valores son el peso de los componentes del puntal respectivos que no están localizados por encima de y soportados por el fluido hidráulico y el gas nitrógeno comprimido. Estos valores de peso no suspendido incluyen el peso de los neumáticos, ejes, frenos, fluido hidráulico, etc.
- 20 Para describir mejor las determinaciones mencionadas anteriormente de los valores S_n , S_p y S_s (véase la Figura 13); el programa 84 del ordenador/controlador coordina las instrucciones enviadas a los CMA 38 respectivos (Figura 8) a través de los colectores de cables 56n, 56p, 56s y las instrucciones para recibir las mediciones de presión desde los sensores 45 de presión respectivos a través de los colectores de cables 21n, 21p, 21s.

Las etapas para determinar los valores S_n , S_p y S_s se realizan mediante el programa 84 informático:

- 25 1. Cada CMA 38 (Figura 9) inyecta un volumen medido previamente de fluido en su puntal 8 del tren de aterrizaje respectivo; para forzar que el efecto de la fricción estática sea contra el puntal, mientras se está extendiendo.
- 30 2. El ordenador/controlador 25 controla el movimiento del puntal a medida que se está inyectando fluido en el puntal. Una manera para controlar el movimiento del puntal es controlar la presión dentro del puntal. El ordenador/controlador 25 controla el aumento de la presión interna del puntal desde el sensor 45 de presión respectivo. Cuando los efectos de la fricción estática se han superado, estas presiones controladas dejarán de aumentar, caerán ligeramente (provocando un pico de presión positiva o "retroceso de presión") y después permanecen constantes, a medida que el puntal empieza a extenderse. Esta medición de la mayor presión se almacenará.
- 35 3. Cada CMA 38 extraerá entonces el mismo volumen medido previamente de fluido hidráulico de su puntal 8 respectivo, permitiendo que los efectos de fricción estática reduzcan la presión interna del puntal antes de que el puntal empiece a plegarse.
- 40 4. El ordenador/controlador 25 controla el movimiento del puntal a medida que se está extrayendo fluido. El ordenador/controlador 25 continúa controlando las presiones internas del puntal que ahora están cayendo desde el sensor 45 de presión respectivo. Cuando los efectos de la fricción estática se han superado, las presiones controladas dejarán de caer, aumentarán ligeramente (provocando un pico de presión negativa o "retroceso de presión") y después permanecen constantes a medida que el puntal empieza a plegarse. Esta medición inferior se almacenará. La fricción estática del puntal produce mediciones de presión artificialmente altas cuando el puntal se extiende, mientras que la fricción estática del puntal produce mediciones de presión artificialmente bajas cuando el puntal se pliega. El orden de inyección de fluido, después de extracción, puede invertirse para permitir la extracción de fluido antes de la inyección de fluido.
- 45 5. El ordenador/controlador 25 requerirá las mediciones de presión mayor y menor (pico) almacenadas previamente de cada puntal 8 y promediará estas mediciones respectivas para identificar la presión de puntal respectiva, que está relacionada con el peso soportado, libre de los efectos actuales de la fricción estática.
- 50 En los procedimientos anteriores, el movimiento del puntal se determina detectando las presiones pico del puntal. Como alternativa, el movimiento del puntal puede ser detectado mediante el ordenador/controlador 25 usando el TDRV 32 (véanse las Figuras 11 y 12).

Al inyectar y extraer la misma cantidad de fluido desde el puntal, la carga neta de fluido en el puntal es cero. Esto mantiene una relación o equilibrio apropiado de fluido hidráulico a gas nitrógeno en el puntal.

- 55 Para determinar el centro de gravedad (CG) de un avión debe resolverse la siguiente ecuación CG 85:

$$\{[W_n \times nl] + [(W_p + W_s) \times ml]\} \div W_t = CG \quad (85)$$

donde:

	<i>W_n</i>	es el peso soportado por el puntal delantero,
	<i>W_p</i>	es el peso soportado por el puntal de babor,
	<i>W_s</i>	es el peso soportado por el puntal de estribor,
	<i>W_t</i>	es el peso total del aeroplano,
5	<i>n_l</i>	es la localización del puntal delantero,
	<i>m_l</i>	es la localización de los puntales principales de babor y estribor, y
	CG	es el centro de gravedad del avión.

La ecuación para determinar el CG del avión se resuelve mediante el programa 85 informático.

Independientemente de la configuración de carga de un avión particular *n_l* y *m_l* son constantes conocidas; *W_n*, *W_p*, *W_s* y *W_t* son valores proporcionados a través de la solución de las ecuaciones 80-83 para determinar el peso total del aeroplano.

Un programa 86 de ordenador/controlador adicional, que indica las acumulaciones de hielo que distorsionan la elevación del ala, así como los cambios en el peso del avión debidos a estas acumulaciones de hielo, está disponible como una opción. Como una referencia, el peso de 0,028 metros cúbicos de hielo se almacena en la memoria de este programa (este peso es igual a 1,08 metros cuadrados de hielo por 2,54 cm de espesor, o 4,32 metros cuadrados de hielo por 6,35 mm de espesor, etc.). El metraje cuadrado total de la superficie exterior, de este avión particular, sobre el que puede acumularse hielo, se determina y también se almacena en la memoria permanente de este programa. Como alternativa, el fabricante del avión puede suministrar tablas relacionadas con el espesor de hielo como una función de la ganancia de peso en ese avión particular. Una vez que la carga del avión se ha completado y que todos los procedimientos de descongelación se han implementado, el piloto puede grabar dentro de este programa el "peso cargado limpio" actual del avión. Si un retraso en el despegue fuerza al avión a esperar y permite la re-acumulación de depósitos de hielo sobre las áreas superficiales exteriores, estas acumulaciones pueden indicarse en tiempo real puesto que están relacionadas con el peso añadido mostrado en esta invención. El piloto puede recuperar el "peso cargado limpio" y compararlo con el peso existente, menos cualquier combustible quemado, en cualquier tiempo anterior al despegue. Cuando un avión se pulveriza con fluido anticongelante el peso del avión aumenta en proporción directa al peso de ese fluido anticongelante. El peso del volumen promedio del fluido anticongelante usado para descongelar un tipo de avión particular, puede medirse y almacenarse en un programa 87 de descongelación. Se realizan procedimientos similares a aquellos descritos en el programa 87 de "descongelación" para generar un programa 90 de "peso de lluvia", para medir y desviar el peso de las acumulaciones de agua sobre las superficies exteriores del avión. El fluido anticongelante está en forma de un gel espeso donde no hay agua. El peso de las acumulaciones de agua sobre las superficies exteriores del avión es menor que el del fluido anticongelante. Cuando el avión se acerca a las velocidades de despegue, el agua o el fluido anticongelante y el hielo residual en el avión, así como su peso, se desprenderá del avión, haciendo al avión más ligero que lo medido originalmente. El piloto puede ajustar apropiadamente a la baja el peso medido del avión mediante la implementación del programa 87 de descongelación o, si las condiciones atmosféricas lo dictan, el programa 90 de "peso de lluvia". Puede usarse un ordenador/controlador 25 separado como un sistema portátil fuera del avión.

Haciendo referencia ahora a la Figura 13, se muestra una ilustración del programa 84 informático (Figura 12) que identifica y mide la fricción estática del puntal. Aunque el sistema está en funcionamiento, la presión del fluido dentro del puntal se mide en megapascuales (MPa). La presión del puntal se controla con el tiempo, t_1 a t_9 . La presión del puntal aumentará a medida que se inyecta fluido adicional dentro del puntal. Una vez que se ha inyectado fluido suficiente dentro del puntal para superar la cantidad actual de fricción estática del puntal, la presión interna del puntal disminuirá ligeramente (retroceso de presión), después permanecerá constante (fricción de deslizamiento) a medida que el puntal empieza a extenderse. El ordenador/controlador 25 (Figura 12) controla la presión del puntal a una velocidad muy rápida (ejemplo, 1.000 muestras de presión por segundo) durante todo el procedimiento. La presión del puntal permanece relativamente constante entre los tiempos t_1 - t_2 . En el tiempo t_2 , el ordenador/controlador 25 abre la válvula 41 de CMA para inyectar fluido en el puntal. El gas nitrógeno es relativamente compresible, donde el fluido hidráulico no lo es. A medida que se inyecta fluido en el puntal, la presión dentro del puntal aumenta a medida que el gas nitrógeno dentro del puntal se comprime. Entre los tiempos t_2 y t_3 , el fluido se inyecta en el puntal, pero el puntal no se extiende. Las características de compresión del gas nitrógeno actúan como un "resorte cargado por presión" dentro del puntal. En el momento exacto (tiempo t_3) en que el puntal empieza a extenderse (cuando las juntas tóricas 11, Figura 2, se liberan y empiezan a moverse a lo largo de la pared cilíndrica del puntal) la cantidad de fricción estática o fricción del puntal cambia de una fricción estática mayor a una fricción de deslizamiento menor. La presión acumulada y almacenada dentro del "resorte" de gas nitrógeno se libera y extenderá después el puntal una pequeña cantidad con una ligera disminución en la presión del puntal (retroceso de presión en el tiempo t_4). El puntal se extiende ligeramente entre los tiempos t_3 y t_5 . La velocidad del ordenador/controlador y su capacidad de reaccionar instantáneamente a los cambios de presión permiten que el ordenador cierre la válvula 41 del CMA (tiempo t_s) después de que el puntal empiece su extensión inicial, lo que detiene el flujo de fluido dentro del puntal y limita la extensión del puntal.

La presión controlada dentro del puntal pone de manifiesto un aumento de presión (tiempo t_2 - t_3) a medida que se inyecta el fluido hidráulico o gas nitrógeno y una inversión inequívoca o ligera disminución en la presión (tiempo t_3 - t_4) a medida que el puntal se extiende inicialmente y el "resorte" de gas nitrógeno se libera dentro del puntal. El pico

de presión (tiempo t_3), seguido de la inversión de presión (tiempo $t_3 - t_4$), seguido de la estabilización de presión (tiempo $t_4 - t_5$) son indicaciones al ordenador/controlador de que el puntal se ha extendido de hecho, y confirman que debe usarse la mayor presión registrada (tiempo t_3) justo antes de la inversión en la medición de la fricción estática del puntal.

5 De esta manera, el fluido se inyecta en el puntal entre los tiempos $t_2 - t_5$. El puntal se extiende entre los tiempos $t_3 - t_5$.

Cada uno de los puntales del tren de aterrizaje respectivos puede tener una cantidad diferente de fricción a superar y, por tanto, a medir. El programa 84 informático controla todos los puntales simultáneamente. Si uno de los puntales respectivos se extiende antes que el resto de puntales, el programa 84 informático retrasará la continuación del procedimiento de medición de la fricción del puntal en este puntal (tiempo $t_5 - t_6$), hasta que el ordenador/controlador haya reconocido que todos los puntales restantes han alcanzado una postura similar en el procedimiento de medición de la fricción del puntal. De esta manera, en el tiempo $t_5 - t_6$, el puntal no se extiende si ninguno de los puntales restantes no ha alcanzado t_5 .

Después de que todos los puntales en el avión se hayan extendido ligeramente, el fluido que se ha inyectado en el puntal se extrae entonces, empezando en el tiempo t_6 , provocando que la presión dentro del puntal disminuya. Entre los tiempos t_6 y t_7 , el puntal no se mueve. Una vez que la presión del puntal ha disminuido por debajo del punto en el cual una combinación de la fricción estática del puntal combinada con la presión del puntal soportará el peso llevado por ese puntal, el tren de aterrizaje empezará a plegarse en el tiempo t_7 . Justo antes de que el tren de aterrizaje empiece a plegarse la presión dentro del puntal alcanzará su punto más bajo (tiempo t_7) respecto a la cantidad actual de peso soportado. De nuevo, la velocidad del ordenador/controlador y su capacidad de reaccionar instantáneamente a los cambios de presión permiten que el ordenador/controlador cierre la válvula 43 del CMA en el tiempo t_9 . De esta manera, el puntal solo se mueve entre los tiempos t_7 y t_9 . Las mediciones de presión del puntal controladas pondrán de manifiesto una segunda inversión de presión (tiempo t_8) en la dirección opuesta a aquella de la extensión del puntal. A medida que la presión del puntal disminuye y que el puntal empieza a plegarse, junto con el cierre de la válvula 43 del CMA (tiempo t_9), la inercia descendente de la masa del puntal provocará esa segunda inversión de presión (tiempo t_8) en la dirección opuesta. Las presiones mayor y menor medidas se registran durante este procedimiento que típicamente tarda 4-6 segundos.

De esta manera, el fluido se extrae del puntal entre los tiempos $t_6 - t_9$. El puntal se pliega entre los tiempos $t_7 - t_9$.

El gas nitrógeno que se ha comprimido o expandido cambia la temperatura. Este cambio en la temperatura, denominado en lo sucesivo en este documento "efecto térmico", cambia la presión interna del puntal más allá de la presión del puntal respecto a la combinación de peso soportado y fricción estática del puntal. La cantidad de fluido inyectado y extraído se mantiene al mínimo, sirviendo también para eliminar cualquier efecto térmico. La velocidad a la que el ordenador/controlador mide las presiones mayor y menor, así como a la que inyecta y extrae fluido, minimiza el movimiento del puntal y las distorsiones de presión del puntal provocadas por los efectos térmicos.

Las presiones mayor y menor registradas se promedian para determinar la presión del puntal, que está relacionada con el peso real soportado, libre de los efectos de la fricción estática del puntal. Deteniendo el movimiento del puntal (extensión, plegado) casi tan pronto como comienza el movimiento del puntal, se consiguen diversas ventajas. En primer lugar, los efectos térmicos del gas nitrógeno en los puntales se reducen. Una segunda ventaja al minimizar el movimiento del puntal es evitar las distorsiones en las determinaciones del centro de gravedad. El centro de gravedad del avión está basado en las distribuciones de peso entre los puntales del tren de aterrizaje delantero y principal. El movimiento de extensión del puntal desplazará el peso de un puntal a otro, distorsionando las determinaciones del centro de gravedad. Una tercera ventaja al minimizar el movimiento del puntal es que las determinaciones de peso y de centro de gravedad pueden realizarse en las operaciones normales del día a día. La presente invención permite que el peso y el centro de gravedad se determinen mientras el avión está cargando pasajeros y mercancías. La extensión y plegado de cada puntal se minimiza a una fracción de centímetros (típicamente 0,64 - 1,27 cm). Esto mantiene la alineación vertical de la ventanilla del avión con su rampa respectiva. También elimina cualquier incomodidad al pasajero que podría estar provocada por el movimiento de los puntales (y, en consecuencia, del avión) hacia arriba y hacia abajo. Debido a que el peso y el centro de gravedad pueden determinarse durante otras operaciones en tierra, el tiempo que el avión pasa en tierra puede minimizarse. Adicionalmente, el rápido muestreo de las mediciones de presión permite que el peso y el centro de gravedad se determinen en tiempo real, a medida que el peso se retira de o se añade al avión.

La fricción estática del puntal no es exactamente simétrica en sus efectos sobre la presión del puntal tanto para la extensión como para el plegado del puntal. A medida que aumenta la presión del puntal, los sellos de junta tórica tienen una cantidad de fricción ligeramente mayor. A medida que disminuye la presión del puntal, los sellos de junta tórica tienen una cantidad de fricción ligeramente menor. Para aumentar la precisión en la medición de la fricción estática asimétrica del puntal, se miden las características de fricción del sello de la junta tórica del puntal y se crea una ecuación 88 de desfase (Figura 12) para promediar la presión más alta y la presión más baja del puntal. La ecuación 88 de desfase se determina empíricamente y se almacena en el ordenador/controlador 25.

Haciendo referencia ahora a la Figura 14, se muestra una ilustración de elementos adicionales y procedimientos del programa 84 informático (Figura 12). Además de las instrucciones a cada CMA 38 desde el ordenador/controlador

25 para inyectar y extraer fluido hacia y desde cada puntal 8, el ordenador/controlador 25 instruye también a cada CMA 38 a repetir el procedimiento de inyección y extracción de fluido hidráulico a través de un segundo ciclo. El primer ciclo de inyección y extracción se usa para limpiar y lubricar la superficie del pistón 9 del puntal (Figura 2). El primer ciclo de inyección y extracción deposita una película de fluido hidráulico sobre la superficie del pistón 9 del puntal. Esta película fina de fluido hidráulico reduce la cantidad de fricción de la junta tórica del puntal, reduciendo de esta manera la separación entre las presiones mayor y menor registradas, analizadas previamente. Esta invención utiliza el concepto de medir con precisión la fricción estática del puntal del tren de aterrizaje. Reduciendo la cantidad de fricción estática del puntal del tren de aterrizaje, la precisión de esta invención respecto a la técnica anterior aumenta en gran medida.

Haciendo referencia ahora a la Figura 15, se muestra una ilustración del programa 89 informático (Figura 12) que identifica y mide niveles deficientes de fluido en el puntal. El gas nitrógeno es relativamente compresible, donde el fluido hidráulico no lo es. Los puntales que parecen tener la postura del puntal apropiada, que de hecho tienen un nivel deficiente de fluido hidráulico, están sobre-suministradas con un exceso de gas nitrógeno. Los aumentos de presión del puntal se miden a medida que el fluido hidráulico se inyecta en cada puntal a un caudal constante, y después se comparan frente al tiempo que se tarda en alcanzar la extensión inicial del puntal (o compresión del puntal) identificada por el retroceso de presión. Cuando el fluido hidráulico se inyecta en un puntal que tiene un nivel deficiente de fluido hidráulico, la presión dentro del puntal aumenta a una velocidad más lenta (que el puntal suministrado apropiadamente) a medida que el exceso de gas nitrógeno dentro del puntal se comprime. La cantidad en exceso de gas nitrógeno actúa como un resorte, desviando el volumen de fluido hidráulico que se añade. La presión interna del puntal requerida para iniciar la extensión inicial del puntal será la misma. Para un flujo dado de fluido hidráulico, la cantidad de tiempo requerida para alcanzar la misma presión será mayor. Adicionalmente, el volumen de fluido hidráulico necesario para superar la fricción estática del puntal aumentará. Para un puntal con demasiado fluido hidráulico respecto a gas nitrógeno, la tasa de cambio de presión es más rápida que para un puntal suministrado apropiadamente. La identificación y control de la tasa de cambio de la presión interna del puntal requerida para iniciar la extensión inicial del puntal determina la deficiencia en los niveles de fluido del puntal. Este tiempo frente al cambio de presión se mide y almacena en el programa 89 informático. La tasa de cambio medida se compara con una tabla de consulta para determinar la proporción de fluido hidráulico a gas nitrógeno. A partir de esta comparación puede determinarse si el puntal tiene una cantidad apropiada de fluido hidráulico.

En una aplicación práctica de la realización preferida de esta nueva invención, el ordenador/controlador realizará las siguientes tareas:

1. Controlar las mediciones de presión de cada puntal usando los sensores de presión.
2. Inyectar fluido hidráulico o gas nitrógeno en cada puntal mientras el avión permanece a un peso relativamente constante.
3. Buscar un aumento de presión y después una inversión de presión que indique la extensión inicial del puntal.
4. Detener inmediatamente la inyección en cada puntal tras detectar el movimiento del puntal.
5. Extraer fluido hidráulico o gas nitrógeno comprimido de cada puntal mientras el avión permanece a un peso relativamente constante.
6. Buscar una disminución de presión y después una inversión de presión que indique un plegado inicial del puntal.
7. Detener inmediatamente la extracción de cada puntal después de detectar el movimiento del puntal.
8. Realizar los ajustes apropiados, para fricción estática, a las lecturas de presión medidas.
9. Realizar los ajustes apropiados para el peso no suspendido.
10. Calcular el peso total y el centro de gravedad del avión.
11. Mostrar el peso del avión calculado y el centro de gravedad al piloto.

Deteniendo el movimiento del puntal (extensión, plegado) casi tan pronto se inicia el movimiento, se consiguen diversas ventajas. En primer lugar, los efectos térmicos del gas nitrógeno en los puntales se reducen, como se ha analizado anteriormente. Una segunda ventaja al minimizar el movimiento del puntal es que las determinaciones de peso y centro de gravedad pueden realizarse en las operaciones normales del día a día. La presente invención permite que el peso y el centro de gravedad se determinen mientras el avión está cargando o descargando mercancías y pasajeros. La extensión y plegado de cada puntal se minimiza a una fracción de centímetros (típicamente 0,64 - 1,27 cm). Esto mantiene la alineación vertical de la ventanilla del avión con su rampa respectiva. También elimina cualquier incomodidad al pasajero que podría estar provocada por un excesivo movimiento hacia arriba y hacia abajo del puntal (y, en consecuencia, del avión). Debido a que el peso y el centro de gravedad pueden determinarse durante otras operaciones en tierra, el tiempo que el avión pasa en tierra puede minimizarse. Adicionalmente, el rápido muestreo de mediciones de presión permite que el peso y el centro de gravedad se determinen en tiempo real, a medida que se retira o se añade peso al avión.

Aunque se ha desvelado y analizado una realización ejemplar de la invención, se entenderá que son posibles otras aplicaciones de la invención y que la realización desvelada puede someterse a diversos cambios, modificaciones y sustituciones sin alejarse necesariamente del alcance de la invención como se reivindica.

REIVINDICACIONES

1. Un procedimiento para obtener información sobre un avión (1), estando soportado dicho avión (1) por una pluralidad de puntales (8) del tren de aterrizaje presurizados, experimentando dichos puntales (8) del tren de aterrizaje fricción, a menudo denominada fricción estática, distorsionando dicha fricción estática las presiones internas del puntal, que están relacionadas con los pesos soportados por dichos puntales (8) del tren de aterrizaje, conteniendo dichos puntales (8) del tren de aterrizaje un fluido (15) y gas (17), comprendiendo dicho procedimiento, a) cambiar la cantidad de dicho fluido (15) en cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje de manera que mueve dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo en una primera dirección, estando **caracterizado** dicho procedimiento **por** las etapas de:
- b) detectar mecánicamente dicho movimiento de cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje mediante un sensor (32) mecánico fijado a dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo;
 - c) después de dicha detección de dicho movimiento de dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo, dejar de cambiar la cantidad de dicho fluido (15) en dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo, de manera que se mantiene dicho movimiento del puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo al mínimo, de manera que se minimiza el movimiento del avión (1), y minimizar los cambios de temperatura y dichas distorsiones de presión provocadas por dichos cambios de temperatura de dicho fluido (15) del puntal del tren de aterrizaje respectivo;
 - d) repetir las etapas a) a c) tal como para mover cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje respectivo en una segunda dirección que es opuesta a dicha primera dirección;
 - e) durante las etapas a) a d) determinar la presión dentro de cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje respectivo; y
 - f) compensar dichas determinaciones de presión de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje para dichas distorsiones provocadas por dicha fricción estática del puntal.
2. El procedimiento de la reivindicación 1, **caracterizado por** comprender adicionalmente las etapas de detectar cambios en dichas presiones del puntal respectivo y detectar picos en dichos cambios de presión del puntal.
3. El procedimiento de la reivindicación 2, **caracterizado por** comprender adicionalmente la etapa de detectar un pico de presión seguido de una reducción de presión seguido de una presión estacionaria.
4. El procedimiento de la reivindicación 1, **caracterizado porque** todos dichos puntales (8) en dicho avión (1) están coordinados para moverse juntos, en la misma dirección.
5. El procedimiento de la reivindicación 4, **caracterizado por** comprender adicionalmente la etapa de detectar que todos los puntales (8) en el avión (1) hayan dejado de moverse en dicha primera dirección antes de realizar la etapa d) de la reivindicación 1.
6. El procedimiento de la reivindicación 1, **caracterizado porque** dichas etapas a) a d) se repiten para reducir la cantidad de dicha fricción estática de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje respectivos.
7. El procedimiento de la reivindicación 1, **caracterizado porque** la etapa de cambiar la cantidad de dicho fluido (15) en cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje ocurre en el primer puerto (54) de dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo, y la etapa de determinar la presión dentro de cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje respectivos ocurre en el segundo puerto (53) de dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo, estando dicho primer y segundo puertos (53, 54) separados físicamente por un volumen de fluido (15) en dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo.
8. El procedimiento de la reivindicación 1, **caracterizado porque** las etapas de cambiar la cantidad de dicho fluido (15) en cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje respectivos ocurre en un solo puerto de acceso de dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo, ocurriendo las etapas de cambiar la cantidad de fluido (15) en una primera localización en dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo y ocurriendo la etapa de determinar la presión dentro de cada puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo en una segunda localización en dicho puntal (8) del tren de engranaje respectivo, estando dicha primera y segunda localizaciones separadas físicamente por un volumen de fluido (15) en dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo.
9. El procedimiento de la reivindicación 1, **caracterizado porque** las etapas de cambiar la cantidad de dicho fluido (15) en cada uno de dichos puntales (8) del tren de engranaje se realiza mediante una bomba (39).
10. El procedimiento de la reivindicación 1, **caracterizado porque** las etapas de cambiar la cantidad de dicho fluido (15) en cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje se realiza mediante un Cilindro de Medición de Aislamiento (38).
11. El procedimiento de la reivindicación 1, **caracterizado porque** las etapas de cambiar la cantidad de dicho fluido (15) tal como para mover dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo en dicha primera dirección, y después en dicha segunda dirección, producen un cambio neto, en dicho fluido, en dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo, de cero.

12. El procedimiento de la reivindicación 11, **caracterizado porque** las etapas de cambiar la cantidad de fluido (15) en cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje son realizadas por el Cilindro de Medición de Aislamiento (38), comprendiendo dicho Cilindro de Medición de Aislamiento (38) un pistón (40) en un cilindro cerrado, comenzando dicho pistón (40) una carrera en dicho cilindro (38) con dicho pistón (40) localizado adyacente a un primer extremo de dicho cilindro (38) a medida que la cantidad de fluido (15) en dicho cilindro (38) se cambia para mover dicho puntal (8) en una primera dirección, cambiándose dicha cantidad de fluido (15) en dicho cilindro (38) después para mover dicho puntal (8) en una segunda dirección, dando como resultado que dicho pistón (40) termine dicha carrera en dicho cilindro (38) con dicho pistón (40) volviendo a una localización adyacente a dicho primer extremo de dicho cilindro (38).
13. El procedimiento de la reivindicación 1, **caracterizado porque** dicha primera dirección es para extender el puntal (8) y dicha segunda dirección es para plegar del puntal (8).
14. El procedimiento de la reivindicación 1, en el que dicho fluido (15) comprende un líquido (15) y dicho gas es un gas comprimido (17), que comprende adicionalmente las etapas de:
- determinar la tasa de cambio de dicha presión durante al menos una de las etapas de cambiar la cantidad de fluido (15) en cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje; y
 - determinar la cantidad de dicho gas comprimido (17) respecto a la cantidad de dicho líquido (15) en cada uno de dichos puntales (8) a partir de dicha tasa de cambio de presión de dicho puntal (8) del tren de aterrizaje respectivo.
15. El procedimiento de la reivindicación 1, **caracterizado por** comprender adicionalmente las etapas de:
- determinar el peso soportado por cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje a partir de dichas determinaciones de presión compensada y peso no suspendido respectivas;
 - determinar el peso de dicho avión (1) a partir de dichas determinaciones de peso compensado respectivas.
16. El procedimiento de la reivindicación 15, **caracterizado por** comprender adicionalmente la etapa de determinar el centro de gravedad de dicho avión (1) a partir de dichos pesos compensados determinados respectivos soportados por dichos puntales (8) del tren de aterrizaje respectivos.
17. El procedimiento de la reivindicación 15, **caracterizado porque** la etapa de compensar dichas determinaciones de presión de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje para dichas distorsiones provocadas por dicha fricción estática del puntal que comprende adicionalmente la etapa de aplicar un desfase a dichas determinaciones de peso desde cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje para compensar cualquier fricción estática asimétrica de los puntales (8) del tren de aterrizaje.
18. El procedimiento de la reivindicación 15, **caracterizado por** comprender adicionalmente la etapa de determinar dicho peso de dicho avión (1) mientras dicho avión (1) se está cargando o descargando.
19. El procedimiento de la reivindicación 15, **caracterizado por** comprender adicionalmente la etapa de determinar y compensar dicho peso del avión determinado para los errores provocados por el paso del viento a través de dicho avión (1).
20. El procedimiento de la reivindicación 15, **caracterizado por** comprender adicionalmente la etapa de determinar y compensar dicho peso del avión determinado para los errores provocados por acumulaciones de hielo externas sobre dicho avión (1).
21. El procedimiento de la reivindicación 15, **caracterizado por** comprender adicionalmente la etapa de determinar y compensar dicho peso del avión determinado para los errores provocados por fluidos externos sobre dicho avión (1).
22. El procedimiento de la reivindicación 15, **caracterizado porque** dicho avión (1) tiene un portal (16) alineado verticalmente con un dispositivo (18) de carga, en el que los objetos pueden cargarse hacia y desde dicho avión (1) a través de dicho portal (16) usando dicho dispositivo (18) de carga, y dicho dispositivo (18) de carga es una rampa (18) para pasajeros.
23. El procedimiento de la reivindicación 15, **caracterizado porque** dicho avión (1) tiene un portal (16) alineado verticalmente con un dispositivo (23) de carga, en el que los objetos pueden cargarse hacia y desde dicho avión (1) a través de dicho portal (16) usando dicho dispositivo (23) de carga, y dicho dispositivo (23) de carga es una rampa (23) para mercancías.
24. Un aparato para determinar el peso de un avión (1), estando soportado dicho avión (1) por una pluralidad de puntales (8) del tren de aterrizaje presurizados, experimentando dichos puntales (8) del tren de aterrizaje fricción estática, distorsionando dicha fricción estática las presión internas del puntal, que están relacionadas con los pesos soportados por dichos puntales (8) del tren de aterrizaje, comprendiendo dichos puntales (8) fluido (15) y gas (17), **caracterizado por:**

- a) una bomba (39) para acoplarla a cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje adaptados para permitir inyectar y/o extraer fluido (15) de cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje;
- b) un sensor (31) de presión para acoplarlo en relación con cada uno de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje adaptados para detectar la presión de dicho fluido (15) en su interior;
- 5 c) un sensor (32) de movimiento mecánico para fijarlo a cada uno de dicho puntales (8) del tren de aterrizaje adaptado para detectar el movimiento de dichos puntales (8) del tren de aterrizaje;
- d) un controlador (25) que tiene una entrada que está acoplada a dicho sensor (32) de movimiento mecánico y una salida que está acoplada a dicha bomba (39), estando adaptado dicho controlador (25) para provocar que dicha bomba (39) deje de inyectar o extraer fluido (15) desde dicho puntal (8) cuando el movimiento del puntal
- 10 (8) es detectado por dicho sensor (32) de movimiento mecánico;
- e) un procesador (25) acoplado a dichos sensores (31) de presión y dicho controlador (25), estando dicho procesador (25) adaptado para determinar el peso de dicho avión (1) a partir de dichas presiones detectadas; y
- f) un indicador (29) adaptado para proporcionar dicho peso de avión determinado a un ser humano, estando acoplado dicho indicador (29) a dicho procesador (25).
- 15 25. El aparato de la reivindicación 24 **caracterizado porque** dicho sensor (32) de movimiento mecánico comprende un transductor digital variable radial.

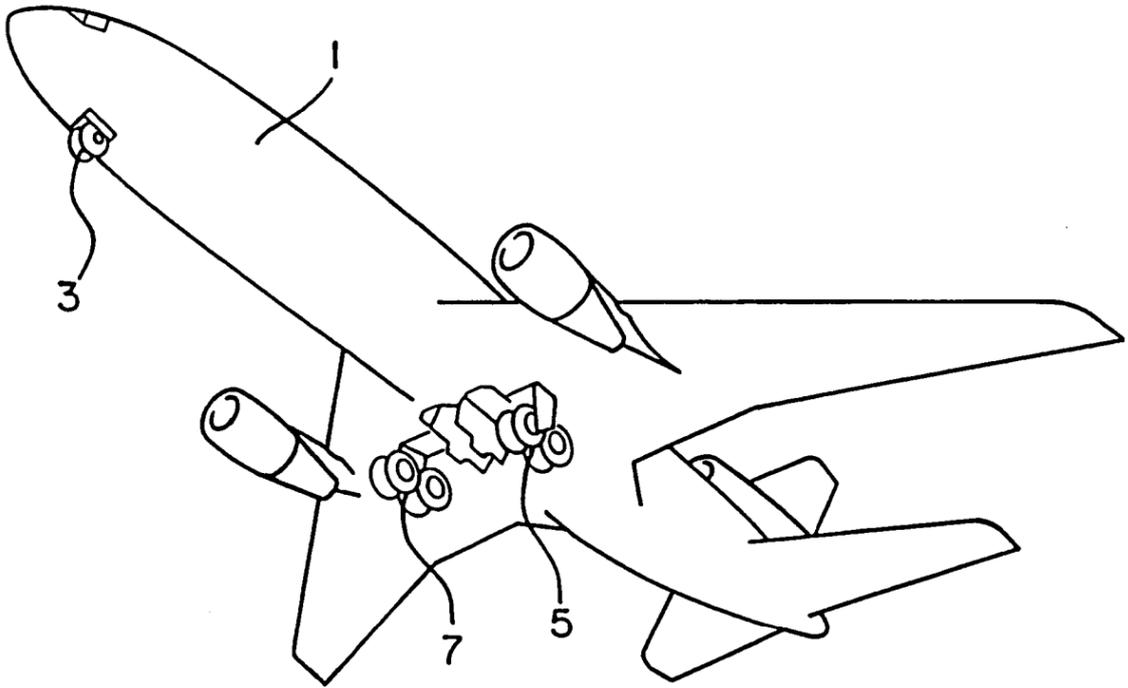
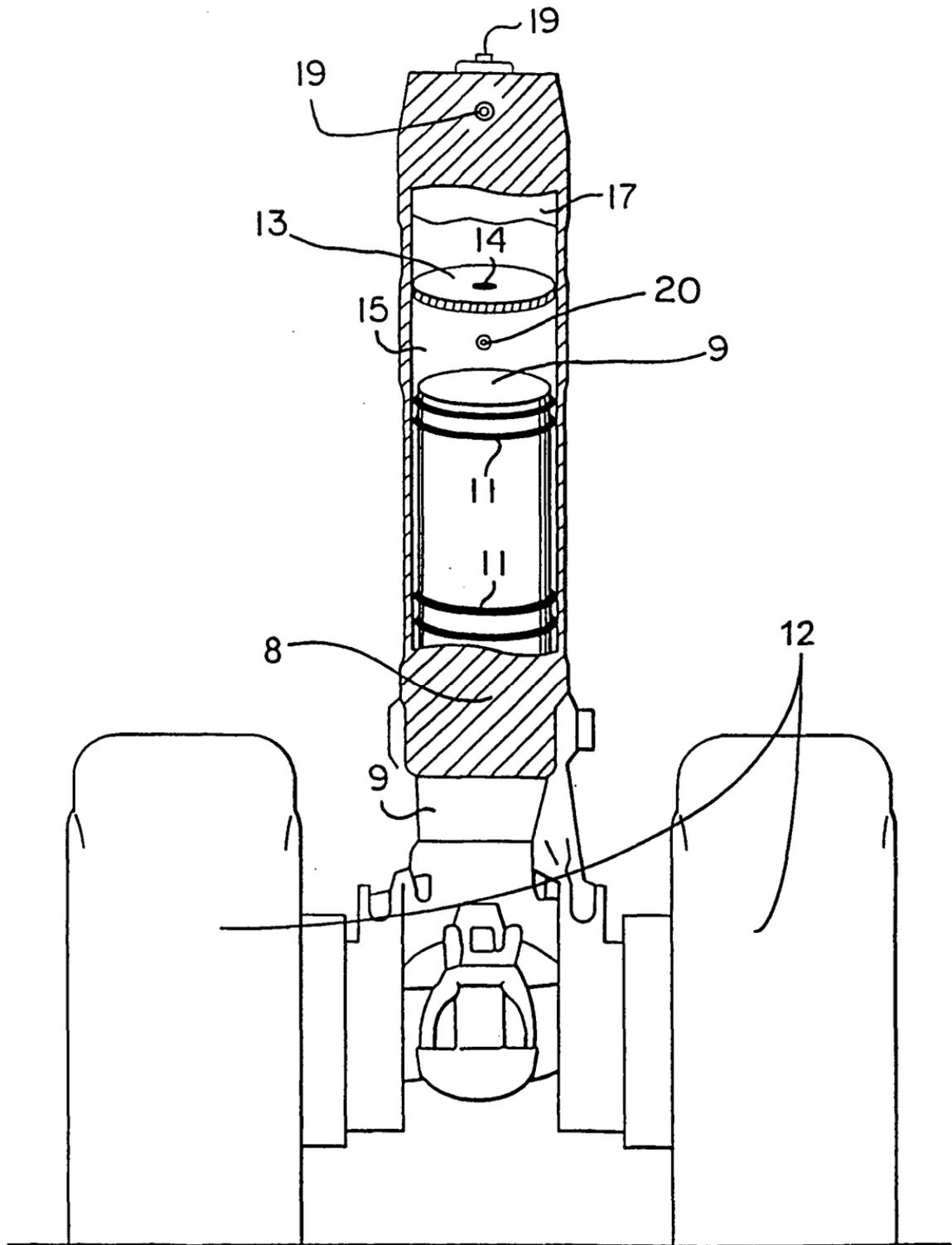


FIG. 1



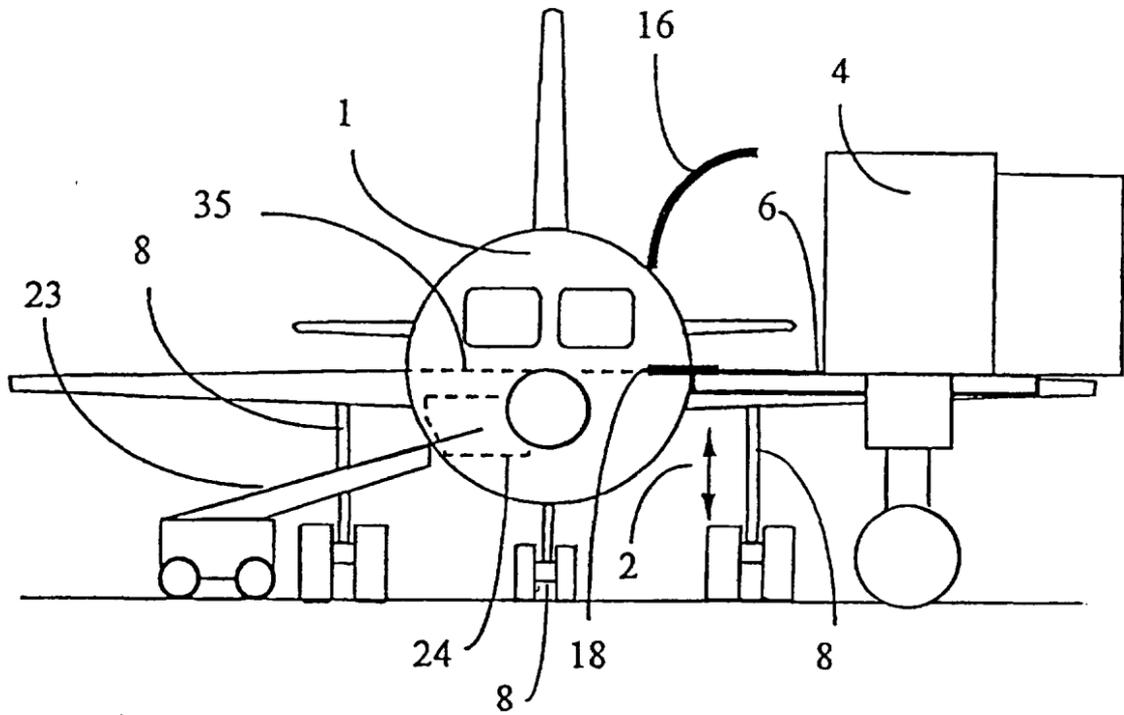


FIG. 3

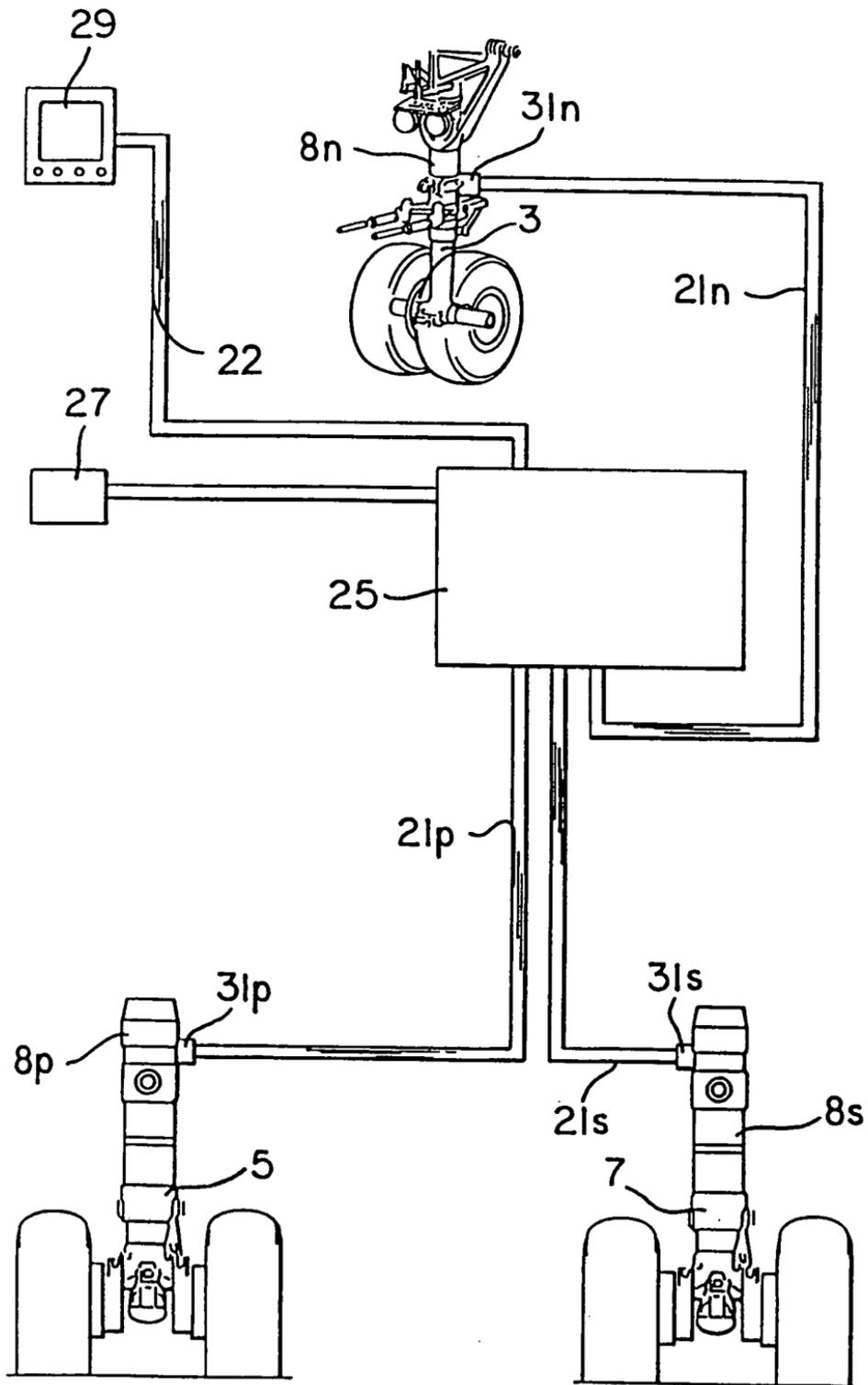


FIG. 4

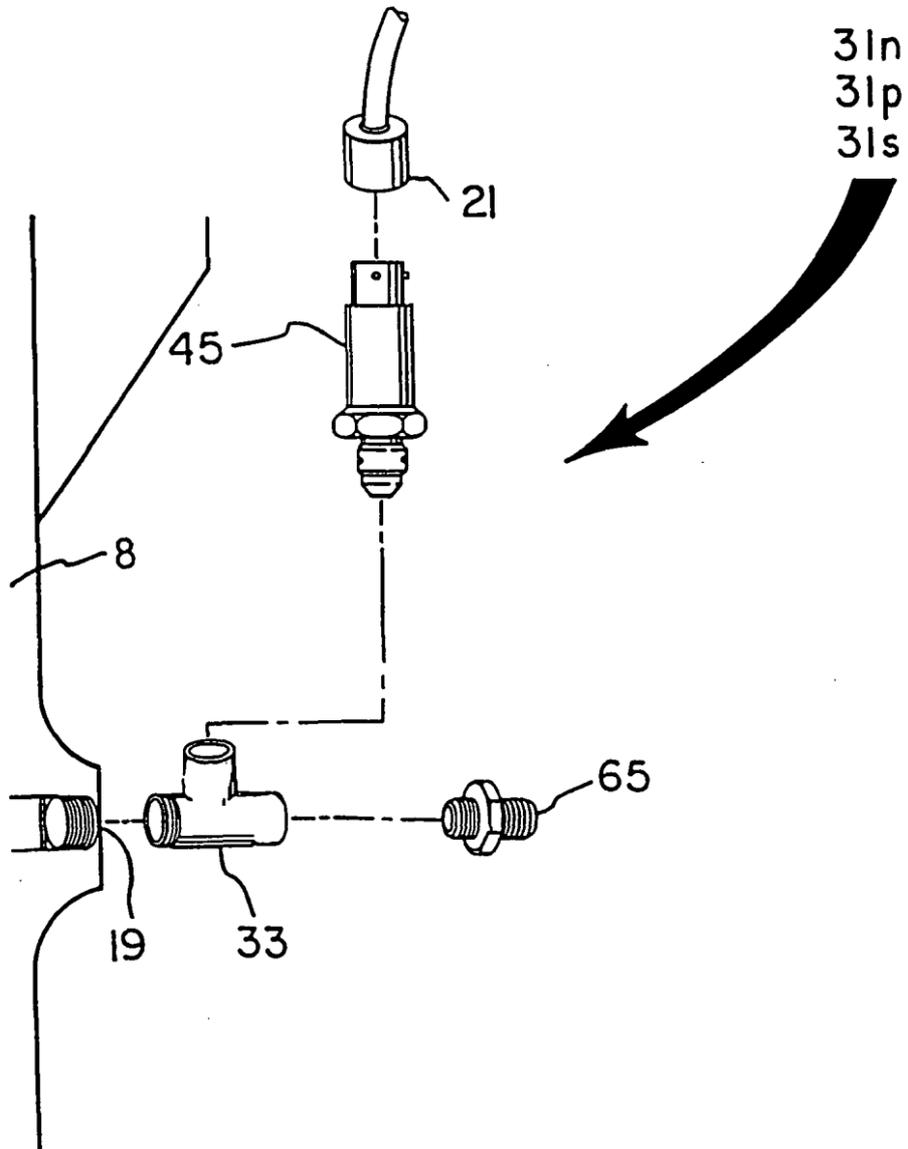


FIG. 5

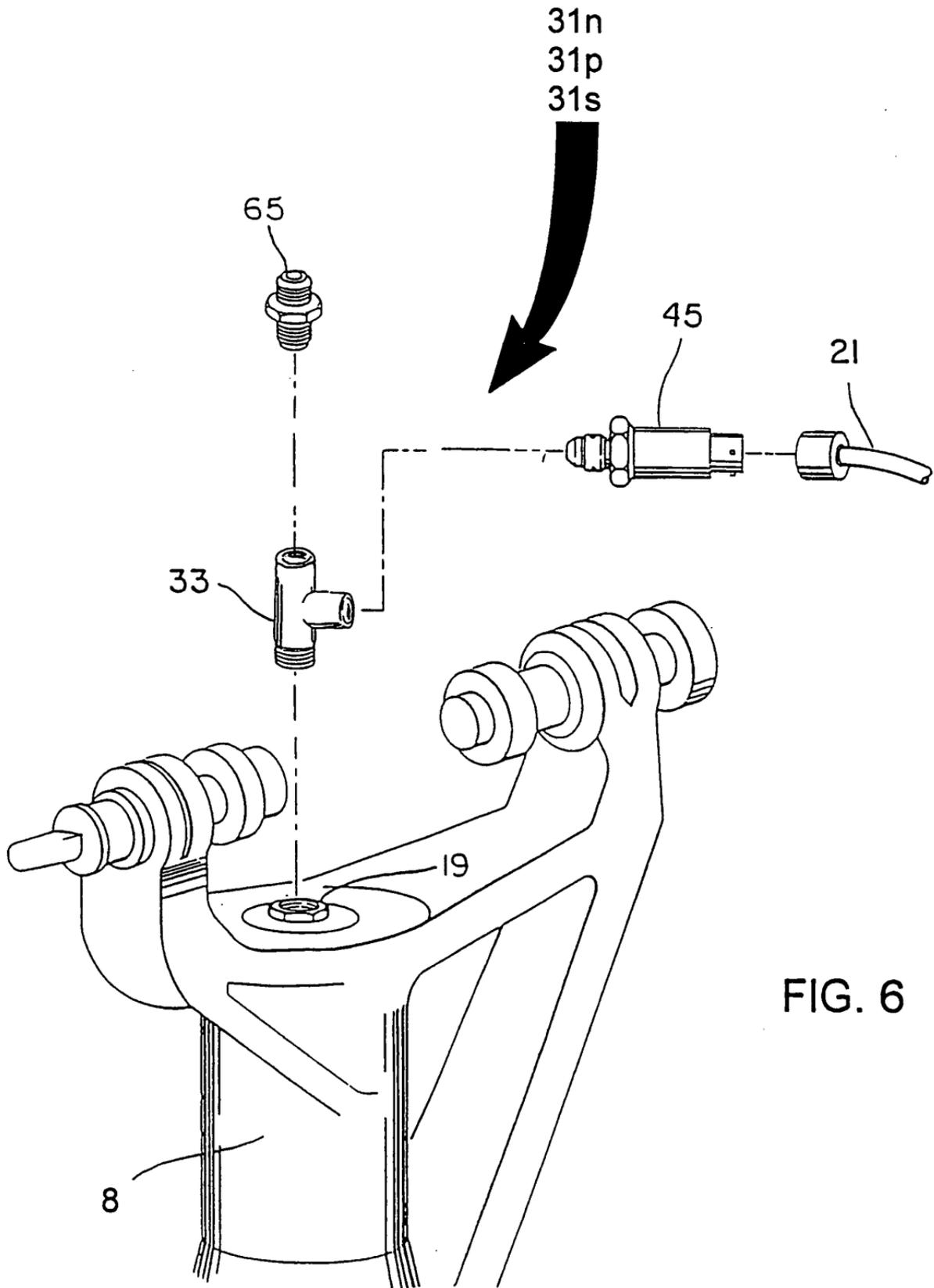
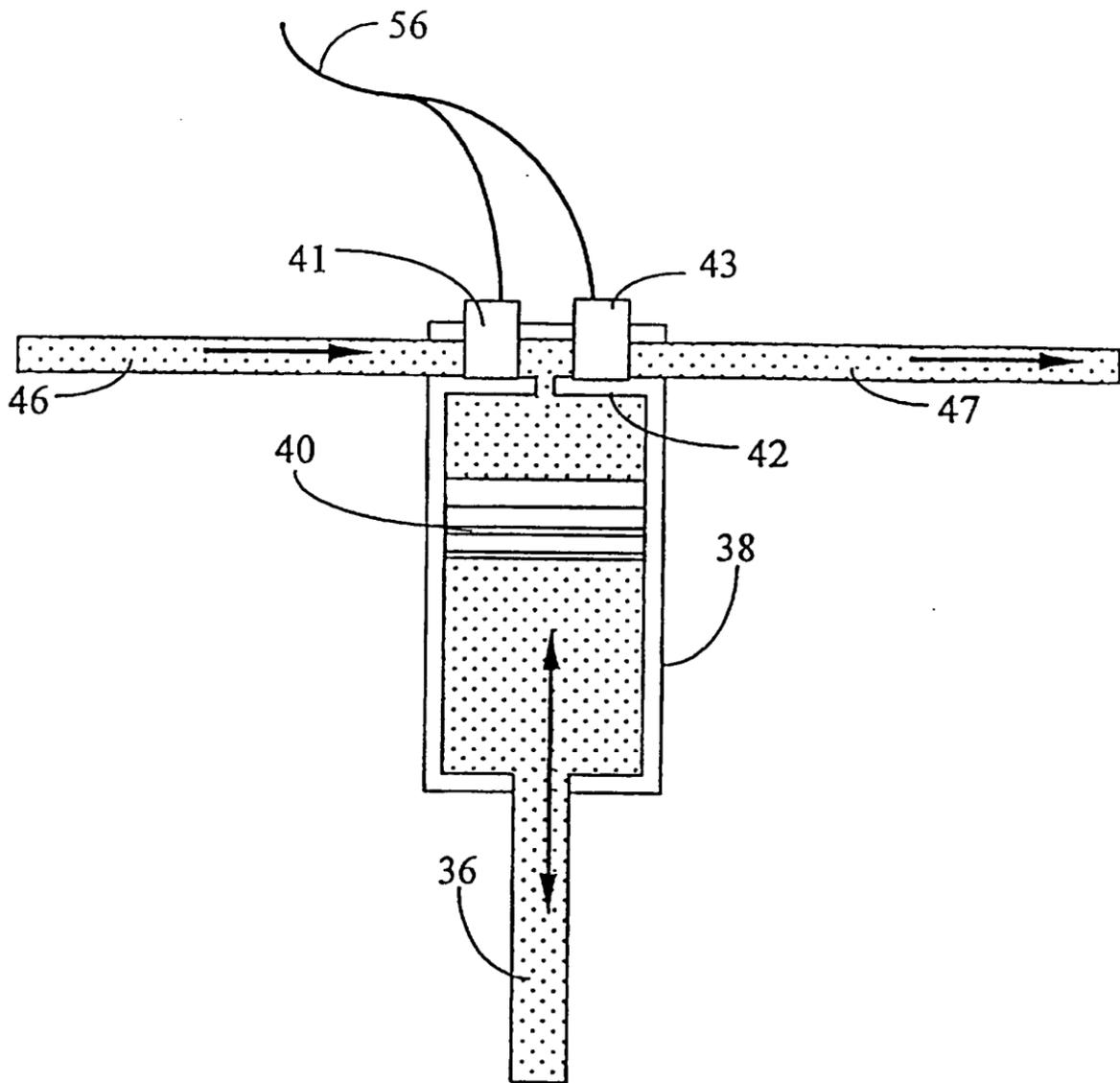


FIG. 6



Cilindro de Medición de Aislamiento (CMA)

FIG. 7

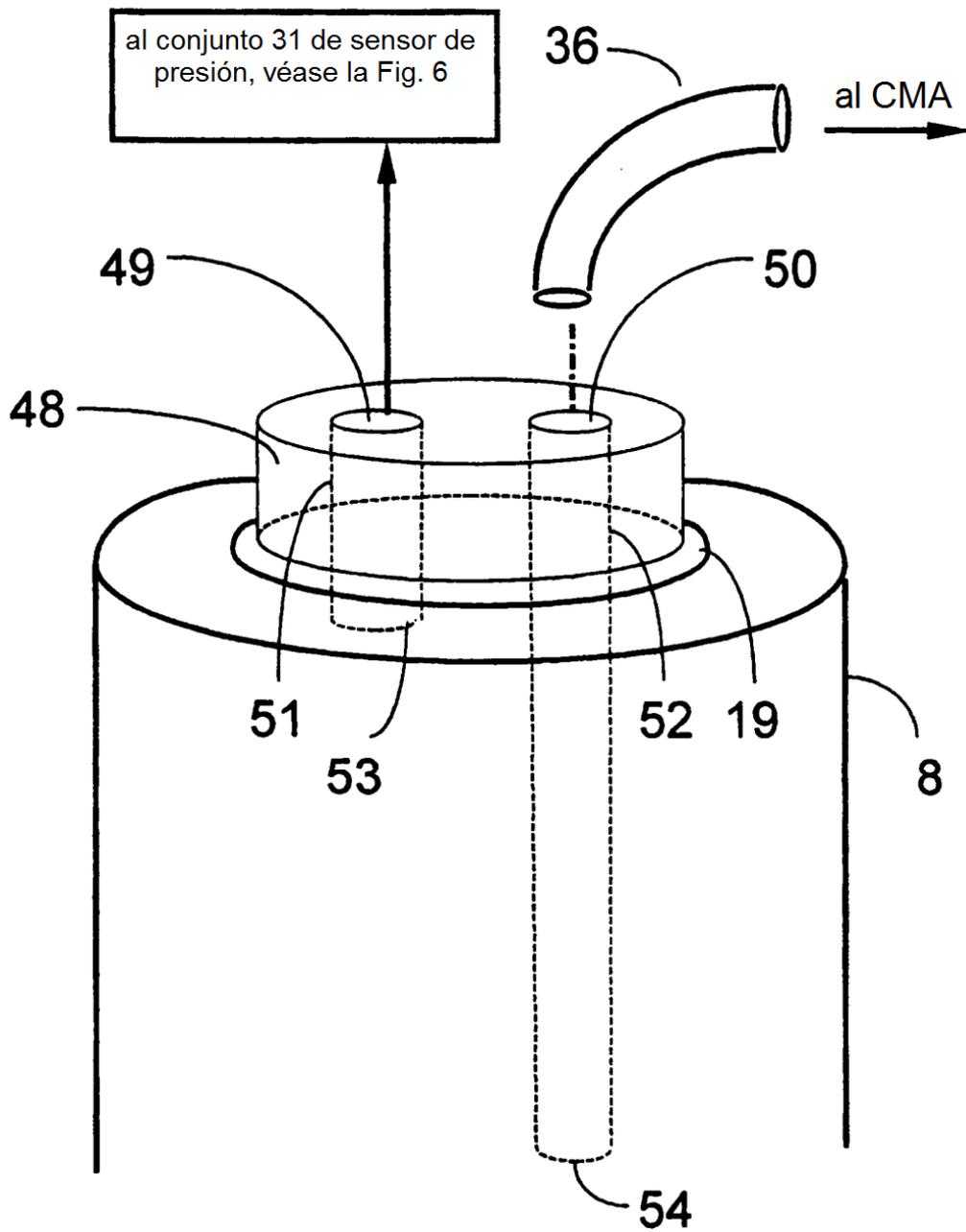


FIG. 10

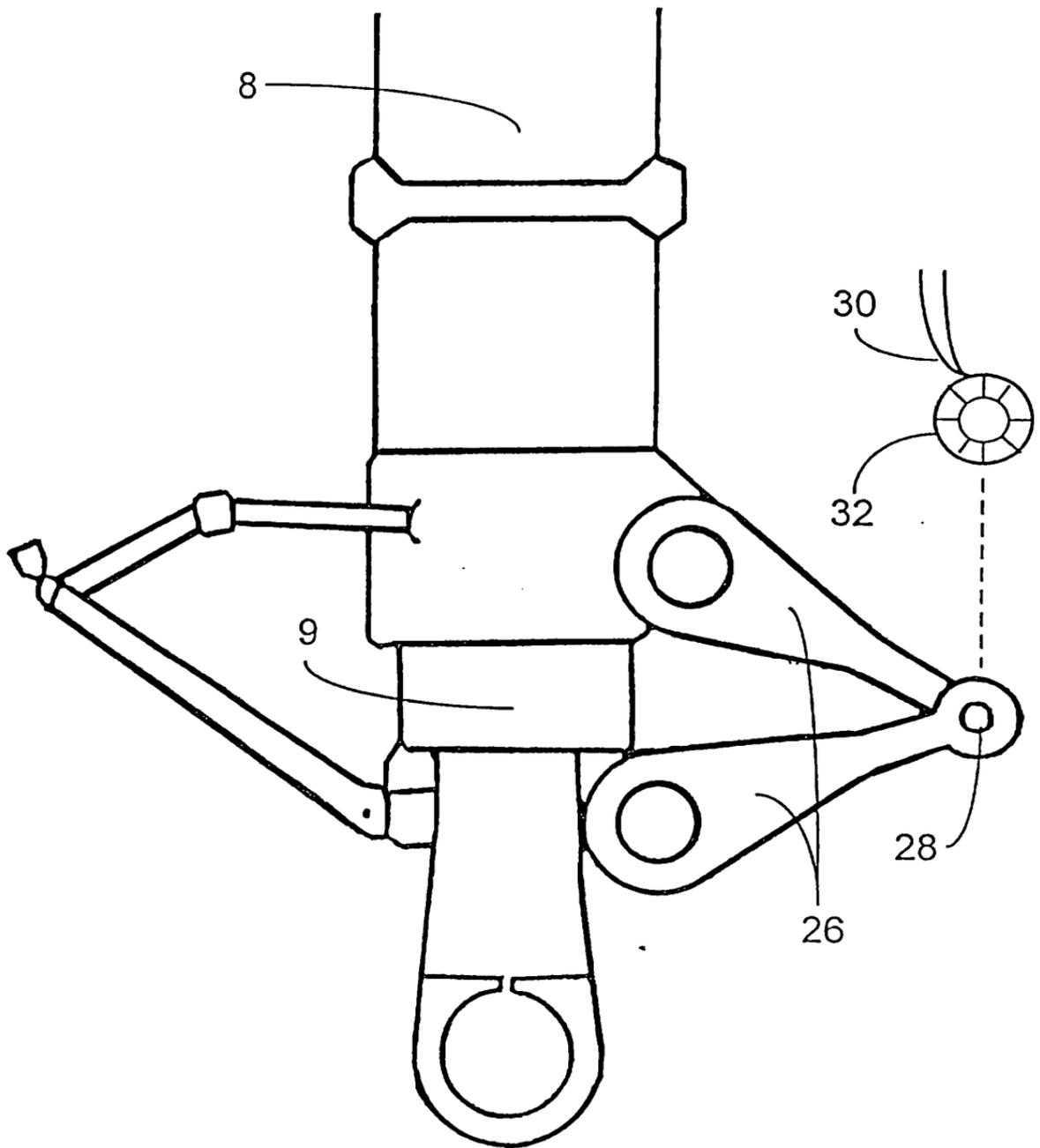


FIG. 11

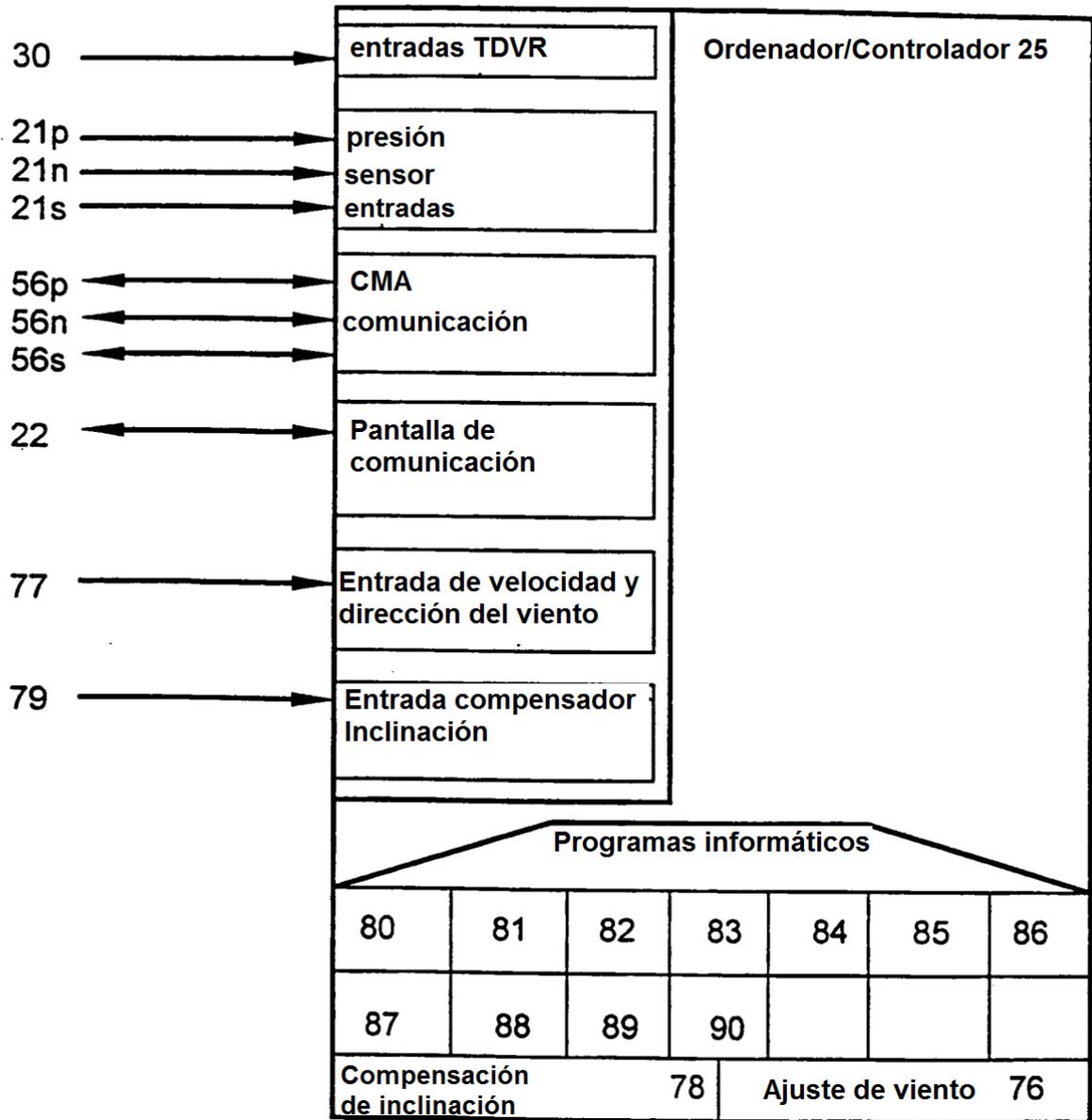


FIG. 12

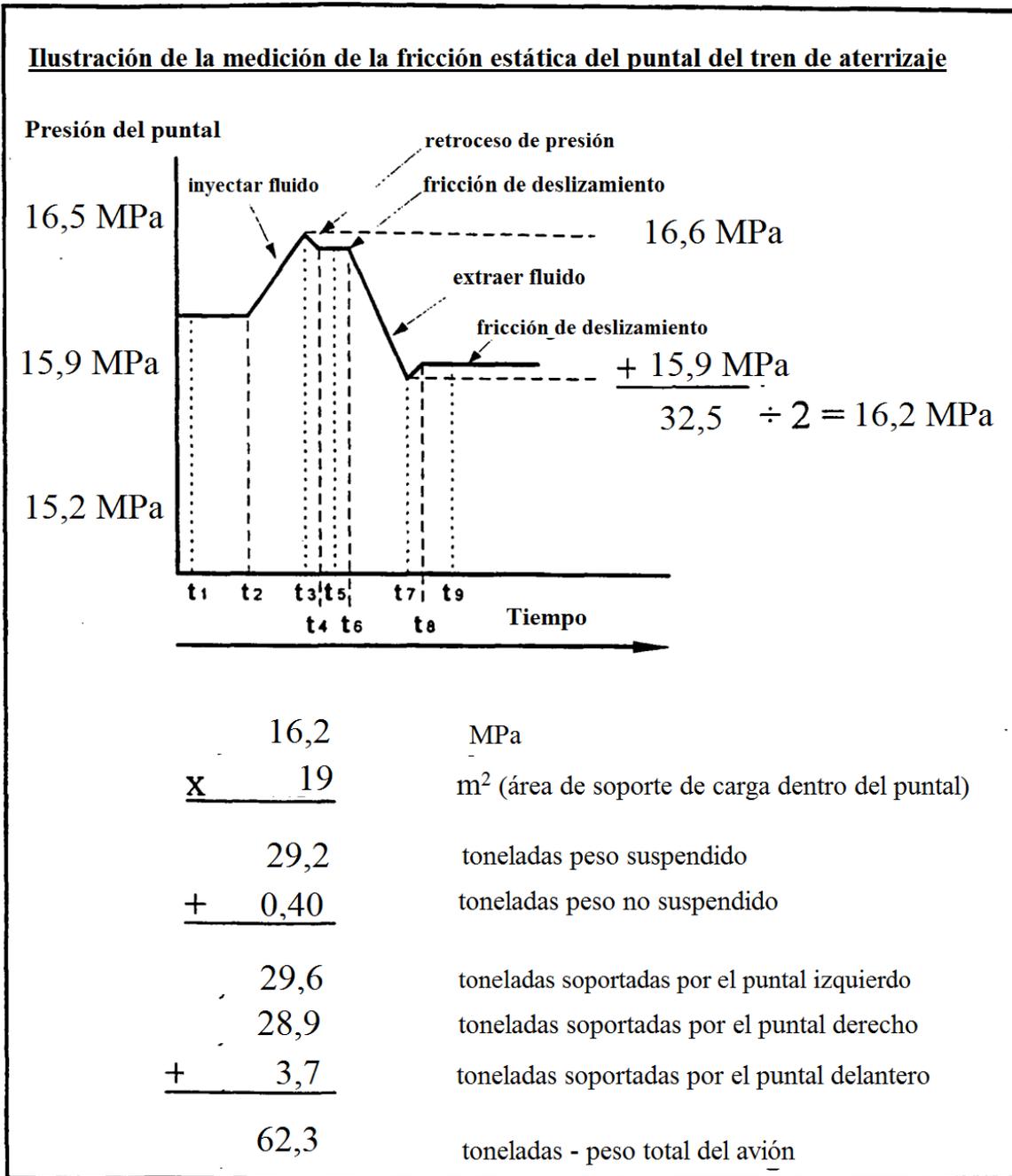


FIG. 13

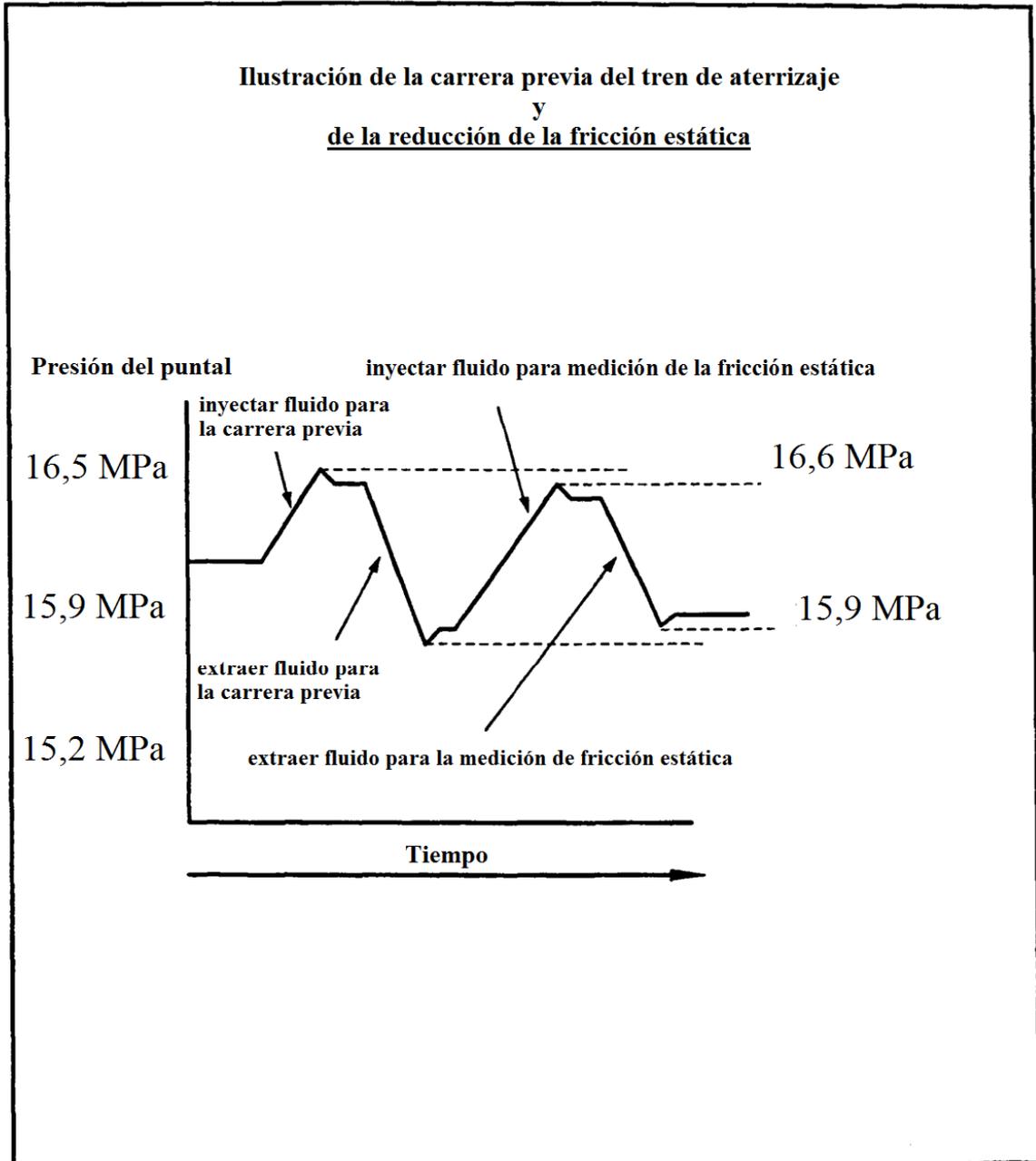


FIG. 14

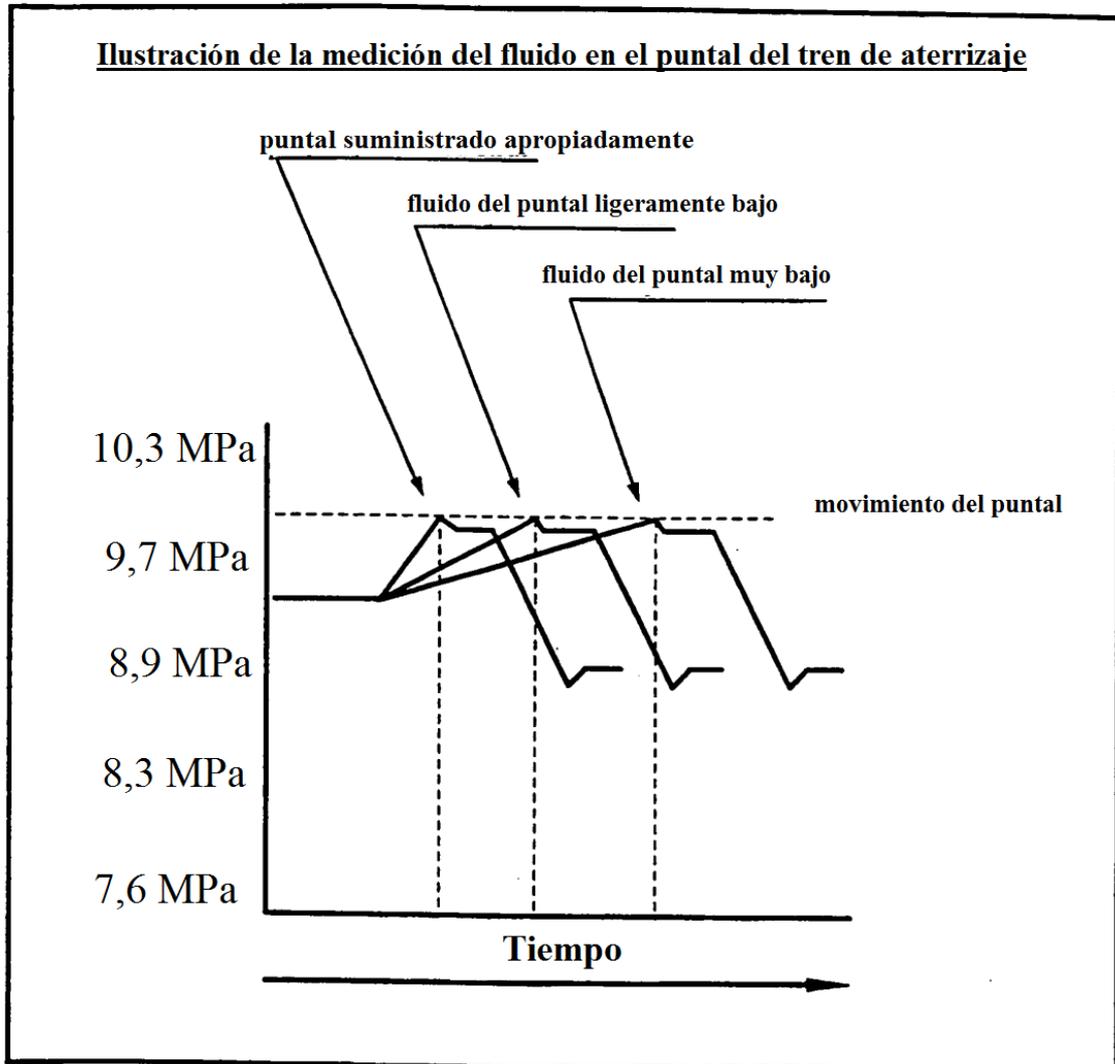


FIG. 15