(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 312 863**

(51) Int. Cl.:

B64C 13/42 (2006.01)
F15B 11/036 (2006.01)
F15B 18/00 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA MODIFICADA TRAS OPOSICIÓN T5

(86) Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **05.11.2003 PCT/US2003/035452**

(87) Fecha y número de publicación internacional: **25.11.2004 WO04101359**

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **05.11.2003 E 03816223 (6)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea modificada tras oposición: **25.12.2019 EP 1565373**

(54) Título: **Sistema y método perfeccionado de accionamiento de superficies de control de vuelo**

(30) Prioridad:

25.11.2002 US 303271

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente modificada:
05.06.2020

(73) Titular/es:

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

(72) Inventor/es:

KRANTZ, RICHARD, M.

(74) Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

ES 2 312 863 T5

DESCRIPCIÓN

Sistema y método perfeccionado de accionamiento de superficies de control de vuelo

Campo de la invención

La presente invención se refiere en general a aviones y más en concreto a sistemas de accionamiento de superficies de control de vuelo.

Antecedentes de la invención

Se usan unidades de control de potencia (PCU) para aplicar cargas para colocar y mantener la posición de superficies de control de vuelo de avión tales como alerones, elevadores, timones, spoilers, etc. Las PCUs convencionales están dimensionadas típicamente para carga de pérdida y una velocidad requerida. La velocidad requerida implica típicamente cargas bajas, ya sea una condición sin carga o una condición de carga baja, o un tiempo máximo permisible de recorrido desde superficie replegada a una posición superficial especificada bajo condiciones específicas de vuelo. Para simplicidad, las discusiones posteriores supondrán aquí un requisito de régimen sin carga. La carga de pérdida se denomina la cantidad máxima de fuerza que el accionador PCU puede ejercer. La velocidad sin carga máxima se refiere a la velocidad más rápida a la que un pistón accionador puede moverse cuando la válvula de control está totalmente abierta y no hay carga en el accionador.

Dimensionar una PCU según una carga de pérdida y una velocidad requerida da lugar a ineficiencias debidas a la dinámica del vuelo. Es decir, las PCUs convencionales son relativamente ineficientes en términos de la potencia requerida y el peso del sistema hidráulico en condiciones de alta velocidad y carga baja (por ejemplo, casi “aerodinámica neutra” o sin carga en la superficie de control de vuelo). El término “aerodinámica neutra” se refiere a la posición de la superficie de control de vuelo en la que la carga neta del aire en la superficie es cero tal como cuando la presión debajo de una superficie de control de vuelo orientada horizontalmente es igual a la presión encima de la superficie.
US 4.602.481 describe un accionador incluyendo tres partes principales, una caja exterior, un pistón móvil y un pistón fijo. Una porción exterior escalonada del pistón móvil coopera con una cavidad escalonada en la caja para definir una pluralidad de cámaras de fluido concéntricas, de diámetro variable, delimitadas en sus extremos por superficies radiales en el pistón móvil y dentro de la cavidad de caja. El pistón móvil y el pistón fijo definen una pluralidad de cámaras de fluido de diámetro variable axialmente espaciadas que están delimitadas en sus extremos por superficies radiales en el pistón fijo y superficies radiales dentro de la cavidad formada en el pistón móvil.
US 5.074.495 describe un sistema accionador para una superficie de control de un avión que tiene un sistema hidráulico y una fuente de órdenes del sistema de accionamiento. El sistema accionador incluye circuitos hidráulicos conectados al sistema hidráulico del avión y un circuito hidráulico alimentado eléctricamente integrado con el accionador. El circuito hidráulico alimentado eléctricamente incluye un motor eléctrico conectado a una bomba hidráulica de fluido. La bomba puede ser controlada para adaptarla a los requisitos de potencia para accionar la superficie de control.

Resumen de la invención

Consiguientemente, se necesita un sistema y método de accionamiento de superficies de control de vuelo que sea altamente eficiente y adecuado para uso con los aviones comerciales de hoy día. El sistema deberá reducir sustancialmente el flujo de fluido hidráulico y la potencia necesaria para proporcionar suficiente potencia de accionamiento para cumplir los requisitos de accionamiento durante condiciones de vuelo normales y de emergencia del avión. Idealmente, el sistema deberá proporcionar una carga de pérdida y una velocidad sin carga máxima que son al menos comparables (es decir, sustancialmente idénticas) con las PCUs convencionales.
Según la presente invención se facilita un avión que comprende un aparato configurado para proporcionar potencia de accionamiento a una superficie de control de vuelo del avión y métodos de proporcionar potencia de accionamiento a una superficie de control de vuelo de avión como se reivindica en las reivindicaciones anexas.
La presente invención proporciona un aparato para proporcionar potencia de accionamiento a una superficie de control de vuelo de avión. El aparato incluye un primer accionador y un segundo accionador, donde el segundo accionador tiene un modo de derivación y un modo de asistencia. El modo del segundo accionador se basa en la presión diferencial interna en el primer accionador. Cuando el segundo accionador está en el modo de derivación, el primer accionador proporciona la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo de avión. Pero cuando el segundo accionador está en el modo de asistencia, ambos accionadores primero y segundo proporcionan la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo de avión.
El aparato puede incluir además una válvula de selección de modo para seleccionar entre el modo de derivación y el modo de asistencia para el segundo accionador.
En una realización el aparato incluye además una válvula de solenoide que, cuando es energizada, hace que la válvula de selección de modo seleccione el otro modo para el segundo accionador. Alternativamente, el aparato puede incluir además al menos una válvula de detección de presión delta operativamente asociada con la válvula de selección de modo. La válvula de detección de presión delta hace que la válvula de selección de modo seleccione el otro de los modos para el segundo accionador cuando una diferencia de presión interna en la válvula de detección

de presión delta excede de un valor de presión máximo.
Consiguientemente, el aparato permite que la superficie de control de vuelo sea operada de manera más eficiente requiriéndose menos flujo hidráulico.
Otros ámbitos de aplicabilidad de la presente invención serán evidentes por la descripción detallada que se ofrece a continuación. Se deberá entender que la descripción detallada y los ejemplos específicos, aunque indican al menos una realización preferida de la invención, se han previsto a efectos de ilustración solamente y no pretenden limitar el alcance de la invención.

Breve descripción de los dibujos

La presente invención se entenderá más plenamente por la descripción detallada y los dibujos acompañantes, donde:

La figura 1 es un diagrama esquemático de un sistema perfeccionado de accionamiento de superficies de control de vuelo con accionadores dobles colocados en tándem según una primera realización preferida de la presente invención;
La figura 2 es un diagrama de bloques en vista superior que ilustra una PCU perfeccionada que tiene accionadores dobles colocados en paralelo según una segunda realización de la presente invención;
La figura 3 es un diagrama de bloques en vista lateral de la PCU perfeccionada representada en la figura 2;
La figura 4 es una vista en sección transversal lateral de la válvula de selección de modo representada en la figura 1;
Las figuras 5A y 5B forman un diagrama esquemático de un sistema perfeccionado de accionamiento de superficies de control de vuelo según una segunda realización preferida de la presente invención;
La figura 6 es una vista en sección transversal lateral de la válvula de selección de modo representada en la figura 5B; y
la figura 7 es una vista en sección transversal lateral de una válvula de detección de presión delta representada en la figura 5B.

Caracteres de referencia correspondientes indican elementos correspondientes en todos los dibujos.

Descripción detallada de las realizaciones preferidas

Con referencia a la figura 1, se representa un sistema perfeccionado de accionamiento de superficies de control de vuelo, indicado en general con el número de referencia 10, según una realización preferida de la presente invención. Generalmente, el sistema 10 incluye una PCU perfeccionada 12 que incluye un colector 14, un primer accionador 16, y un segundo accionador 18 que tiene un modo de asistencia y modo de derivación. La PCU perfeccionada 12 está conectada por fluido a una fuente de presión P (por ejemplo, un depósito de fluido 20 y una bomba 22) que suministra un fluido operativo presurizado a la PCU perfeccionada 12. Durante el uso, el modo operativo (es decir, asistencia y derivación) del segundo accionador 18 se basa al menos parcialmente en la presión diferencial interna en el primer accionador 16 de tal manera que el accionador secundario 18 no absorba presión hidráulica hasta que se requieran cargas altas.

En condiciones de carga baja, el segundo accionador 18 se pone en derivación y permanece en un modo pasivo o de espera tal que el primer accionador 16 proporcione la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo. Pero, los accionadores primero y segundo 16 y 18 están presurizados y se utilizan para suministrar potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo cuando hay condiciones operativas de carga alta (por ejemplo, cuando existen altas demandas de momento de charnela).

Consiguientemente, la PCU perfeccionada 12 permite que la superficie de control de vuelo sea operada con menos flujo hidráulico que una configuración de PCU convencional. En el sentido en que se usa aquí, las “PCUs convencionales” incluyen configuraciones de accionador único y configuraciones de accionadores múltiples donde cada uno de los múltiples accionadores está asociado con su propio sistema hidráulico completo (por ejemplo, bomba y depósito) y los múltiples accionadores se usan en combinación para operar una superficie de control de vuelo de tal manera que una cantidad equivalente de fluido tenga que lograr la misma potencia de accionamiento que un solo accionador.

La PCU perfeccionada 12 requiere sustancialmente menos flujo de fluido hidráulico para proporcionar una carga de pérdida y una velocidad sin carga máxima que son al menos comparables (es decir, sustancialmente idénticas) a las proporcionadas por las PCUs convencionales. En comparación con las PCUs convencionales, la PCU perfeccionada 12 es más eficiente y reduce la demanda de potencia hidráulica porque las menores demandas de flujo de fluido hidráulico se traducen en menos salida de potencia de los motores. Además, la PCU perfeccionada 12 permite el uso de bombas hidráulicas de avión más pequeñas y líneas de distribución de fluido hidráulico de menor diámetro, que, a su vez, da lugar a reducciones significativas de costo y peso y mejor eficiencia del carburante.

También se deberá indicar que el sistema perfeccionado de accionamiento de superficies de control de vuelo 10 representado en la figura 1 es a efectos de ilustración solamente. En otras realizaciones se puede usar otros

colectores, válvulas de control y sistemas hidráulicos dependiendo al menos en parte de los accionadores concretos usados y el avión concreto en que se usará el sistema 10.

Con referencia adicional a la figura 1, el depósito de fluido 20 y la bomba 22 suministran el fluido operativo presurizado a la PCU perfeccionada 12. La bomba 22 puede incluir alguna de un amplio rango de bombas incluyendo bombas hidráulicas, bombas movidas por motor, bombas movidas eléctricamente, bombas movidas por aire o viento, bombas de turbina de aire (RAT), entre otras.

Como se explica con más detalle más adelante, la bomba 22 incrementa la presión y bombea un fluido operativo del depósito 20 a la PCU perfeccionada 12 mediante un orificio o entrada de presión 24. La presión a la que el fluido operativo entra en la PCU perfeccionada 12 así como la presión del fluido operativo dentro del depósito 20 dependerán probablemente al menos en parte de la aplicación en la que se esté usando el sistema 10. A modo de ejemplo solamente, la presión del depósito del fluido puede ser aproximadamente 344,74 kPa (50 libras por pulgada cuadrada (psi)), y la bomba 20 puede aumentar la presión de fluido de aproximadamente 344,74 hasta aproximadamente 20684,25 kPa (50 psi hasta aproximadamente 3000 psi).

Después de que el fluido operativo ha sido usado y por ello ha circulado a través de la PCU perfeccionada 12, el fluido operativo es devuelto al depósito 20 a la presión del depósito. El fluido operativo es suministrado de nuevo desde el depósito 20 a la bomba 22. Consiguientemente, el sistema 10 constituye un sistema de fluido cerrado.

El sistema 10 también incluye los accionadores primero y segundo 16 y 18 y un transformador diferencial lineal variable (LVDT) 23 para detectar las respectivas posiciones de los accionadores 16 y 18. En la figura 1, los accionadores 16 y 18 se representan colocados en tándem (es decir, extremo con extremo). Sin embargo, y como se representa en las figuras 2 y 3, una realización de PCU_alternativa 112 incluye un colector 114 y accionadores primero y segundo (A1, A2) 116 y 118 que están colocados en paralelo dentro del ala 170. La colocación de los accionadores dependerá probablemente al menos en parte de la geometría del ala y el espacio disponible en el que se instalan los accionadores.

Además, el sistema 10 también puede incluir más de dos accionadores (es decir, tres o más accionadores), dependiendo el número de accionadores usados al menos en parte del espacio disponible para instalar los accionadores, la potencia de accionamiento necesaria, entre otros factores. Por ejemplo, en una realización alternativa, el sistema puede estar configurado para incluir un accionador primario y dos accionadores secundarios donde cada uno de los accionadores secundarios tiene un modo de asistencia y un modo de derivación controlados independientemente.

Los accionadores primero y segundo 16 y 18 pueden incluir alguno de un amplio rango de accionadores ahora conocidos en la técnica o que se puedan desarrollar en el futuro. Aunque los accionadores son conocidos en la técnica, se dará una breve descripción de un accionador ejemplar con el fin de proporcionar una base más comprensible para la comprensión la presente invención.

Brevemente, cada accionador 16 y 18 incluye un pistón que está dispuesto de forma móvil dentro de un cañón de accionador. Cada accionador también incluye un eje o varilla. Un extremo del eje está enganchado con el pistón mientras que el otro extremo está enganchado con la superficie de control de vuelo.

El cañón de accionador está conectado por fluido con el depósito de fluido 20 y la bomba 22 mediante un conducto de fluido de extensión (por ejemplo, 26 y 28) y un conducto de fluido de retracción (por ejemplo, 30 y 32). Cada cañón de accionador está dimensionado de tal manera que el pistón se mueva dentro del cañón cuando el cañón reciba un suministro de fluido operativo presurizado del depósito 20 y la bomba 22. El cañón de accionador incluye tapones de extremo y elementos sellantes de fluido (por ejemplo, juntas tóricas, etc) para sellar por fluido el cañón de accionador de modo que se evite que el fluido operativo presurizado escape del cañón de accionador por otra vía que no sea el conducto de fluido correspondiente.

Como se representa en la figura 1, cada accionador 16 y 18 está conectado por fluido al colector 14 mediante un respectivo conducto o línea de fluido de extensión 26, 28 y un respectivo conducto o línea de fluido de retracción 30, 32. Cuando está provista del fluido operativo presurizado, la dirección de flujo del fluido operativo presurizado determina si los accionadores 16 y 18 se extienden o retiran y así operan para retirar o extender la superficie de control de vuelo. Por ejemplo, el pistón del primer accionador 16 se extiende cuando el fluido operativo presurizado entra en el lado de extensión 34 del primer accionador 16 mediante el conducto de fluido de extensión 26. El fluido operativo es descargado del lado de retracción 36 del primer accionador 16 mediante el conducto de fluido de retracción 30 para retorno al depósito 20. A la inversa, el pistón del primer accionador 16 se retrae cuando el fluido operativo presurizado es proporcionado al lado de retracción 36 mediante su conducto de fluido de retracción 30. En este último ejemplo, el fluido operativo es descargado del lado de extensión 34 del primer accionador 16 mediante el conducto de fluido de extensión 26 para retorno al depósito 20.

Aunque los accionadores primero y segundo 16 y 18 pueden ser sustancialmente idénticos, no es necesario que eso sea así. Por ejemplo, el segundo accionador 18 puede tener una longitud de carrera más larga que el primer

accionador 16. O, por ejemplo, los múltiples accionadores incluyendo el sistema perfeccionado de accionamiento de superficies de control de vuelo pueden estar dimensionados de forma diferente (por ejemplo, el primer accionador dimensionado para mínima rigidez, el segundo accionador dimensionado para carga de pérdida, etc). Como otro ejemplo, se puede añadir amortiguamiento a la válvula de selección de modo 40 donde se dispone un orificio controlado que puede ser usado para crear una presión diferencial en el segundo accionador 18 cuando el segundo accionador 18 esté en modo de derivación con el fin de evitar la oscilación superficial y proporcionar refuerzo dinámico.

Durante la operación, el colector 14 recibe el fluido operativo presurizado de la bomba 22 y el depósito 20 mediante la entrada 24. El colector 14 distribuye entonces el fluido operativo presurizado al (a los) accionador(es) activo(s) (es decir, 16 o 16 y 18). El colector 14 también recibe el fluido operativo del (de los) accionador(es) activo(s) después de que el fluido operativo ha sido usado por ellos. Consiguientemente, el colector 14 controla la operación de los accionadores primero y segundo 16 y 18.

En la realización ilustrada, el colector 14 incluye una válvula de control 38 para determinar la dirección de flujo y la cantidad de fluido operativo presurizado a la válvula de selección de modo 40. Preferiblemente, la válvula de control 38 utiliza una servo válvula electrohidráulica (EHSV), aunque otros tipos de válvulas (por ejemplo, válvula de accionamiento directo (DDV), entre otros) también son posibles.

Considerando la válvula de selección de modo 40, la válvula de selección de modo 40 se usa para seleccionar entre el modo de derivación y el modo de asistencia para el segundo accionador 18. Consiguientemente, la válvula de selección de modo 40 incluye una posición de derivación y una posición de asistencia. Cuando la válvula de selección de modo 40 está en su posición de derivación, el segundo accionador 18 se pone en derivación de tal manera que el primer accionador 16 proporcione la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo. A la inversa, los accionadores primero y segundo 16 y 18 están presurizados y se usan para proporcionar la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo cuando la válvula de selección de modo 40 está en su posición de asistencia.

Con referencia ahora a la figura 4, se representa una vista en sección transversal de la válvula de selección de modo 40 en su posición de derivación. La válvula de selección de modo 40 incluye una corredera 42 que se puede mover entre una primera posición y una segunda posición. La válvula de selección de modo incluye además un pistón 44 y un dispositivo de empuje 46 (por ejemplo, un muelle helicoidal, presión hidráulica, etc) para empujar la corredera 42 en su primera posición. Como se representa, la válvula de selección de modo 40 está en su posición de derivación cuando la corredera 42 está en la primera posición.

Con referencia de nuevo a la figura 1, el colector 14 incluye además una válvula de solenoide 48 que se usa para hacer que la válvula de selección de modo 40 cambie entre sus dos posiciones (es decir, la posición de derivación y la posición de asistencia). Es decir, la válvula de solenoide 48 se usa para mover la corredera 42 de la válvula de selección de modo 40 entre sus posiciones primera y segunda. Consiguientemente, la posición de la válvula de selección de modo 40 y por ello el modo del segundo accionador 18 dependen del estado (es decir, energizado, desenergizado) de la válvula de solenoide 48. Preferiblemente, la energización de la válvula de solenoide 48 hace que la válvula de selección de modo 40 cambie de su posición de derivación a su posición de asistencia, que a su vez cambia el modo del segundo accionador 18 de su modo de derivación a su modo de asistencia.

La utilización de la válvula de solenoide 48 para controlar la colocación de la corredera 42 de la válvula de selección de modo 40 permite una mayor controlabilidad del sistema 10 con relación a la histéresis. La válvula de solenoide 48 asegura que la transición de la válvula de selección de modo 40 entre sus posiciones de derivación y asistencia sea relativamente rápida o “por salto”. En el sentido en que se usa aquí, “por salto” implica dos características, a saber, que la transición entre los modos operativos de la válvula es relativamente rápida y que no hay condiciones operativas normales donde la válvula pase solo parcialmente (es decir, la válvula no se para en una posición que ni está completamente abierta ni completamente cerrada). Se deberá indicar, sin embargo, que se podría utilizar otras configuraciones de válvula dependiendo de la arquitectura del sistema de control de vuelo sin apartarse del espíritu y alcance de la invención.

Con referencia adicional a la figura 1, el estado de la válvula de solenoide 48, y por ello el modo del segundo accionador 18, se basa preferiblemente en la presión diferencial interna en el primer accionador 16. Para ello, el sistema 10 incluye un sensor de presión diferencial 50 instalado entre las líneas de extensión y retracción 26 y 30 del primer accionador 16. El sensor de presión diferencial 50 determina la presión diferencial en el primer accionador 16 restando la presión del fluido operativo que sale del primer accionador 16 de la presión del fluido operativo que entra en el primer accionador 16.

El sistema 10 puede estar configurado de tal manera que la válvula de solenoide 48 se energice cuando la presión diferencial en el primer accionador 16, medida por el sensor 50, exceda de un valor de presión máximo durante un período de tiempo correspondiente. A la inversa, la válvula de solenoide 48 puede ser desenergizada cuando la presión diferencial en el primer accionador 16, medida por el sensor 50, caiga posteriormente o caiga por debajo de un valor de presión mínima durante un período de tiempo dado.

A modo de ejemplo solamente, el sistema 10 se puede instalar en un avión ejemplar que usa una arquitectura del sistema de control de vuelo por cable. El avión puede incluir una caja electrónica de control del accionador (ACE) para controlar la válvula de solenoide 48 y un sistema hidráulico de 20684,25 kPa (3000 psi) diseñado de tal manera que haya 14478,98 kPa (2100 psi) disponibles para los accionadores de control de vuelo en todas las condiciones de vuelo. En este avión ejemplar, el solenoide 48 puede ser energizado cuando la ACE detecta que la presión diferencial interna de los primeros accionadores 16 excede de 14478,975 kPa (2100 psi) durante más de 50 milisegundos. Cuando la ACE detecta que la presión diferencial interna de los primeros accionadores 16 cae por debajo de 6550,01 kPa (950 psi) durante más de 50 milisegundos, el solenoide puede ser desenergizado. Sin embargo, los valores seleccionados para los valores de presión máximo y mínimo y los períodos de tiempo que se usan para determinar cuándo el valor del solenoide 48 está energizado y desenergizado, pueden variar dependiendo al menos en parte de la aplicación en la que se use el sistema 10 y de la histéresis de conmutación requerida.

Como se representa en la figura 4, la válvula de selección de modo 40 incluye tres orificios hidráulicos, a saber un orificio de presión P, un orificio de retorno R, y un orificio de control de solenoide C1. El orificio de presión P está conectado por fluido a la fuente de presión P del sistema 10 (es decir, el depósito 20 y la bomba 22). El orificio de retorno R está conectado por fluido a la fuente de retorno R del sistema 10 (es decir, el depósito 20). Los orificios de presión y retorno P y R se usan para proporcionar un empuje hidráulico a la corredera 42 mediante el pistón 44. El muelle 46 también proporciona un empuje a la corredera 42, incluso cuando la presión hidráulica está apagada.

La válvula de solenoide 48 está normalmente cerrada cuando está desenergizada de tal manera que la válvula de selección de modo 40 esté en su posición de derivación. Consiguientemente, el orificio de control de solenoide C1 está conectado por fluido a la fuente de retorno R del sistema 10 cuando la válvula de solenoide 10 está desenergizada. Sin embargo, cuando la válvula de solenoide 48 está energizada, el orificio de control C1 está conectado por fluido a la fuente de presión P del sistema 10. Alternativamente, el sistema, puede incluir en cambio una válvula de solenoide normalmente abierta (es decir, C1 presurizada cuando la válvula de solenoide está desenergizada) de tal manera que el modo por defecto de la válvula de selección de modo sea la posición de asistencia. Para esta alternativa se precisarían también otros cambios de válvula, tales como invertir la dirección de empuje del muelle.

La energización de la válvula de solenoide 48 conecta por fluido el orificio de control C1 a la fuente de presión P. El fluido operativo presurizado que entra en la válvula de selección de modo 40 mediante el orificio de control C1 y que trabaja en el lado de mayor diámetro de la corredera 42, superará eventualmente la fuerza de empuje del muelle helicoidal 46 y la presión P que trabaja en el lado de diámetro más pequeño del pistón 44, aplicado a la corredera 42 por medio del pistón 44. En ese punto, la corredera 42 se desplazará o moverá a la izquierda de su primera posición a su segunda posición, cambiando así la posición de la válvula de selección de modo 40 de su posición de derivación a su posición de asistencia. Cuando la válvula de selección de modo 40 está en la posición de derivación, las líneas de extensión y retracción 26 y 30 del primer accionador 16 están en comunicación de fluido con las líneas de extensión y retracción 28 y 32 del segundo accionador 18, respectivamente. Consiguientemente, la potencia de accionamiento es suministrada por ambos accionadores 16 y 18.

Dependiendo de la aplicación en la que se usa el sistema 10, la arquitectura del sistema de control de vuelo podría requerir que la posición de la válvula de selección de modo 40 sea supervisada. Consiguientemente, el colector 14 incluye además un transformador diferencial lineal variable (LVDT) 52 para determinar la posición de la válvula de selección de modo 40. Es decir, el LVDT 52 determina si la válvula de selección de modo 40 está en su posición de derivación o asistencia.

Con referencia ahora a las figuras 5A y 5B, se representa una segunda realización 210 del sistema perfeccionado de accionamiento de superficies de control de vuelo. El sistema 210 incluye una válvula de control 238, una válvula de selección de modo 240, y un par de válvulas de detección de presión delta 260 y 262. Las válvulas de detección de presión delta 260 y 262 están configuradas de tal manera que una u otra se abra completamente cuando una presión diferencial interna a través de la válvula correspondiente 260 o 262 exceda de un nivel predeterminado, que puede incluir alguno de un amplio rango de valores de presión.

La válvula de detección de presión delta 260 evita o bloquea la presión a la válvula de selección de modo 240 hasta que la diferencia entre la presión en el orificio 261 y la presión en el orificio 263 excede de la posición de válvula o presión de apertura de flujo de la válvula de detección de presión delta 260. Cuando la presión diferencial interna a través de la válvula de detección de presión delta 260 excede de la presión de apertura de flujo, la válvula de detección de presión delta 260 se abre completamente de forma sustancialmente instantánea o por salto.

La válvula de detección de presión delta 262 evita o bloquea la presión a la válvula de selección de modo 240 hasta que la diferencia entre la presión en el orificio 265 y la presión en el orificio 267 excede de la posición de la válvula o presión de apertura de flujo de la válvula de detección de presión delta 262. Cuando la presión diferencial interna en la válvula de detección de presión 262 excede de la presión de apertura de flujo, la válvula de detección de presión delta 262 se abre completamente de forma sustancialmente instantánea o por salto.

La presión de apertura de flujo o reseteo para cada una de las válvulas de detección de presión delta 260 y 262 puede incluir alguno de un amplio rango de valores de presión. La presión diferencial de reseteo requerida para resetear la válvula abierta 260 o 262 puede variar dependiendo de la aplicación particular en la que se use el sistema 10. Además, la presión diferencial de reseteo para las válvulas de detección de presión delta 260 y 262 se puede variar cambiando las relaciones hidráulicas o de área de pistón para las válvulas de detección de presión delta 260 y 262. A modo de ejemplo solamente, las válvulas de detección de presión delta 260 y 262 pueden estar configuradas para abrirse completamente cuando la presión diferencial interna a través de la válvula de detección de presión delta correspondiente 260 o 262 excede de 14478,98 kPa (2100 psi). A modo de ejemplo adicional, las válvulas de detección de presión delta 260 y 262 también pueden estar configuradas para resetearse cuando la presión diferencial interna a través de la válvula de detección de presión delta correspondiente 260 o 262 cae debajo de 6550,01 kPa (950 psi).

Con referencia ahora a la figura 6, se representa una vista en sección transversal de la válvula de selección de modo 240 en su posición de derivación. La válvula de selección de modo 240 incluye una primera corredera 242 y una segunda corredera 243, que se pueden mover entre una primera y una segunda posición. La válvula de selección de modo incluye además un pistón 244 y un dispositivo de empuje 246 (por ejemplo, un muelle helicoidal, presión hidráulica, etc) para empujar la corredera 242, y por la corredera 243, en sus primeras posiciones. Como se representa, la válvula de selección de modo 40 está en su posición de derivación cuando las correderas 242 y 243 están en la primera posición.

La válvula de selección de modo 240 incluye cuatro orificios hidráulicos, a saber un orificio de presión P, un orificio de retorno R, y orificios de control C1 y C2. El orificio de presión P está conectado por fluido a la fuente de presión P del sistema 210 (es decir, el depósito 220 y la bomba 222). El orificio de retorno R está conectado por fluido a la fuente de retorno R del sistema 210 (es decir, el depósito 20). Los orificios de presión y retorno P y R se usan para proporcionar un empuje hidráulico a la corredera 242 mediante el pistón 244. El muelle 246 también proporciona un empuje a la corredera 242, incluso cuando la presión hidráulica está desactivada. El orificio de control C1 está conectado por fluido a la válvula de detección de presión delta 260, mientras que el orificio de control C2 está conectado por fluido a la válvula de detección de presión delta 262.

La activación o apertura de la válvula de detección de presión delta 260 conecta por fluido el orificio de control C1 a la fuente de presión P mediante la válvula abierta 260. El fluido operativo presurizado que entra en la válvula de selección de modo 240 mediante el orificio de control C1 y que trabaja en el lado de mayor diámetro de la corredera 242, superará eventualmente la fuerza de empuje del muelle helicoidal 246 y la presión P que trabaja en el lado de diámetro más pequeño del pistón 244, aplicada a la corredera 242 por medio del pistón 244. En ese punto, la corredera 242 se desplazará o moverá a la izquierda de su primera posición a su segunda posición, cambiando así la posición de la válvula de selección de modo 240 de su posición de derivación a su posición de asistencia. Cuando la válvula de selección de modo 240 está en la posición de derivación, las líneas de extensión y retracción 226 y 230 del primer accionador 216 están en comunicación de fluido con las líneas de extensión y retracción 228 y 232 del segundo accionador 218, respectivamente. Consiguientemente, la potencia de accionamiento es suministrada por ambos accionadores 216 y 218.

La activación o apertura de la válvula de detección de presión delta 262 conecta por fluido el orificio de control C2 a la fuente de presión P mediante la válvula abierta 262. El fluido operativo presurizado que entra en la válvula de selección de modo 240 mediante el orificio de control C2 y que trabaja en el lado de mayor diámetro de la corredera 243, superará eventualmente la fuerza de empuje del muelle helicoidal 246 y la presión P que trabaja en el lado de diámetro más pequeño del pistón 244, aplicada a la corredera 242 por medio del pistón 244. En ese punto, las correderas 242 y 243 se desplazarán o moverán a la izquierda de sus primeras posiciones a sus segundas posiciones, cambiando así la posición de la válvula de selección de modo 240 de su posición de derivación a su posición de asistencia. Cuando la válvula de selección de modo 240 está en la posición de derivación, las líneas de extensión y retracción 226 y 230 del primer accionador 216 están en comunicación de fluido con las líneas de extensión y retracción 228 y 232 del segundo accionador 218, respectivamente. Consiguientemente, la potencia de accionamiento es suministrada por ambos accionadores 216 y 218.

Con referencia ahora a la figura 7, se representa una vista en sección transversal de la válvula de detección de presión delta 260. La detección de presión delta 262 puede ser sustancialmente idéntica a la válvula de detección de presión delta 260 representada en la figura 6, a excepción de que Cil Ext y Cil Ret de la válvula 262 está invertidos o cambiados. Es decir, Cil Ext y Cil Ret de la válvula de detección de presión delta 262 aparecerán a la derecha y la izquierda, respectivamente, en lugar de a la izquierda y la derecha como se representa en la figura 7. Se deberá indicar que los valores de presión y zonas relativas (A) de la figura 7 son a efectos de ilustración solamente y no para limitación. Se puede usar otros valores de presión y zonas relativas dependiendo de la aplicación particular en la que se use el sistema 210.

La válvula de detección de presión delta 260 incluye una corredera 270 móvil entre una primera y una segunda posición. La válvula de detección de presión delta 260 incluye además un pistón 275 y un dispositivo de empuje 276 (por ejemplo, un muelle helicoidal, presión hidráulica, etc) para empujar la corredera 270 a su primera posición. Como se representa, la válvula 260 está en su posición cerrada cuando la corredera 270 está en su primera

posición.

La válvula de detección de presión delta 260 incluye orificios 261 y 263, un orificio de presión P, orificios de retorno R, y un orificio de control C. Los orificios 261 y 263 están conectados por fluido a la válvula de control 238, como se representa en las figuras 5A y 5B. El orificio de presión P está conectado por fluido a la fuente de presión P del sistema 210 (es decir, el depósito 220 y la bomba 222). El orificio de retorno R está conectado por fluido a la fuente de retorno R del sistema 210 (es decir, el depósito 20).

Los orificios de presión y retorno P y R se usan para proporcionar un empuje hidráulico a la corredera 270. El muelle 276 también proporciona un empuje a la corredera 270 mediante el pistón 275, incluso cuando la presión hidráulica está desactivada. Cuando la válvula de detección de presión delta 260 se abre, el orificio de control C está conectado por fluido al orificio de presión P mediante una cámara sustancialmente anular 280 definida por la válvula 260.

Además, la válvula de detección de presión delta 260 también define una pluralidad de mesetas. En la realización ilustrada de la figura 7, la válvula de detección de presión delta 260 define mesetas 272 y 274 cada una de las cuales permite escapes a su través.

Durante la operación, la potencia de accionamiento la proporciona el primer accionador 216 cuando las válvulas de detección de presión delta 260 y 262 están cerradas. Sin embargo, la potencia de accionamiento la proporcionan los accionadores primero y segundo 216 y 218 siempre que una de las válvulas de detección de presión delta 260 y 262 esté completamente abierta (es decir, cuando la presión diferencial interna entre los orificios 261 y 263 de la válvula 260 o entre los orificios 265 y 267 de la válvula 262 excede de la presión de apertura de flujo para la válvula de detección de presión delta 260 o 262 correspondiente). Consiguientemente, el segundo accionador 218 es presurizado cuando el primer accionador 216 debe experimentar altas presiones.

De otra forma, la presente invención también proporciona métodos de suministrar potencia de accionamiento a una superficie de control de vuelo de avión. En una realización preferida, el método incluye los pasos de: usar una válvula de selección de modo 40 y una válvula de solenoide 48 para controlar activamente la selección entre un modo de derivación y un modo de asistencia para un segundo accionador hidráulico 18, basándose la selección al menos parcialmente en una presión diferencial interna en un primer accionador hidráulico 16; usar el primer accionador 16 para suministrar la potencia de accionamiento a la superficie de control de vuelo de avión cuando el segundo accionador 18 está en el modo de derivación; y usar los accionadores primero y segundo 16 y 18 para proporcionar la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo de avión cuando el segundo accionador 18 está en el modo de asistencia.

En un método alternativo, el método incluye los pasos de: usar una válvula de selección de modo 240 y válvulas de detección de presión delta 260 y 262 para controlar la selección entre un modo de derivación y un modo de asistencia para un segundo accionador 218, basándose la selección al menos parcialmente en una presión diferencial interna en las válvulas de detección de presión delta 260 y 262; usar el primer accionador 216 para proporcionar la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo de avión cuando el segundo accionador 218 está en el modo de derivación; y usar los accionadores primero y segundo 216 y 218 para proporcionar la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo de avión cuando el segundo accionador 218 está en el modo de asistencia.

Consiguientemente, la presente invención proporciona un sistema perfeccionado de accionamiento de control de vuelo que reduce sustancialmente el flujo de fluido hidráulico y la demanda de potencia proporcionando al mismo tiempo suficiente potencia de accionamiento para cumplir los requisitos de accionamiento durante condiciones normales y de emergencia del avión. De hecho, la presente invención requiere sustancialmente menos flujo de fluido hidráulico para proporcionar una carga de pérdida y una velocidad sin carga máxima que son al menos comparables (es decir, sustancialmente idénticas) a las PCUs convencionales. Además, la presente invención es relativamente simple, fácil de implementar y barata.

Las reducidas demandas de flujo hidráulico proporcionadas por la invención se traducen en menos salida de potencia de los motores, bombas hidráulicas más pequeñas y más ligeras, y líneas y tubos de distribución de fluido hidráulico de menor diámetro. La invención también permite una reducción del tamaño del colector por medio de los pasos internos de flujo de fluido y componentes dimensionados para menos flujo. Consiguientemente, la invención realiza reducciones de costo y peso en sistemas de control de vuelo, que pueden ser especialmente beneficiosas para el desarrollo de aviones comerciales cada vez más consciente del peso. La invención también reduce los transitorios del sistema hidráulico durante la operación de la PCU, que a su vez reduce la necesidad de añadir acumuladores únicamente para amortiguar transitorios.

La invención utiliza tecnología aérea madura y comprobada en vuelo, haciendo así un acercamiento muy fiable. Por ejemplo, la presente invención puede ser usado con bombas hidráulicas existentes, juntas estancas hidráulicas, conmutación de modo controlado por solenoide, colectores de aluminio, y sistemas hidráulicos de 20684,25 kPa (3000 psi).

Dado que la presente invención no se basa en el régimen de vuelo del avión para determinar el área efectiva del accionador, sino que, en cambio, se basa en la presión interna de la PCU, la presente invención es bien adecuada para uso con aviones comerciales subsónicos, entre otros. Además, muchos aviones tener alas muy finas que proporcionan envolturas muy pequeñas para el empaquetado de accionadores de control. Sin embargo, la presente invención es idealmente adecuada para instalación dentro de alas finas porque permite apilar múltiples accionadores en tándem o en paralelo. La presente invención también es compatible con un amplio rango de arquitecturas de sistemas incluyendo arquitecturas de sistemas mecánicos, convencionales, de potencia por cable, y de vuelo por cable.

Se hace notar que la invención será aplicable a alguna de un amplio rango de superficies de control (por ejemplo, aunque sin limitación, alerones, elevadores, timones, spoilers, flaperones, entre otros) y alguno de amplio rango de aviones(por ejemplo, aunque sin limitación, cazas, reactores comerciales, jets privados, aviones de hélice, entre otros) independientemente de la manera en que el avión sea pilotado (por ejemplo, directamente, a distancia, mediante automatización, o en combinación, entre otros). Consiguientemente, las referencias específicas a superficie de control de vuelo y avión no se deberá interpretar aquí como limitación del alcance de la presente invención solamente a una forma/tipo específico de superficie de control de vuelo o avión.

La descripción de la invención es simplemente de naturaleza ejemplar y no se ha previsto de ninguna forma que limite su aplicación o usos. El alcance de la invención se limita así solamente por los términos de las reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un avión que comprende un aparato operativo para proporcionar potencia de accionamiento a una superficie de control de vuelo del avión, incluyendo el aparato:

un primer accionador hidráulico (16, 216);
un segundo accionador hidráulico (18, 216) incluyendo un modo de derivación y un modo de asistencia;
medios para controlar la selección del modo de derivación y el modo de asistencia para el segundo accionador hidráulico,
proporcionando el primer accionador hidráulico (16, 216) la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo cuando el segundo accionador hidráulico (18, 218) está en el modo de derivación; y
proporcionando los accionadores hidráulicos primero (16, 216) y segundo (18, 218) la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo cuando el segundo accionador (18, 218) está en el modo de asistencia;
caracterizándose el aparato porque la selección de modo para el segundo accionador hidráulico (18, 218) se basa al menos parcialmente en una presión diferencial interna en el primer accionador hidráulico (16, 216).

2. El avión de la reivindicación 1, donde:
dichos medios de control incluyen una válvula de selección de modo (40) para seleccionar entre el modo de derivación y el modo de asistencia para el segundo accionador hidráulico (18); y dicho aparato incluye además:
una válvula de solenoide (48) asociada operativamente con la válvula de selección de modo de tal manera que la energización de la válvula de solenoide haga que la válvula de selección de modo seleccione el otro de dichos modos para el segundo accionador hidráulico.

3. El avión de la reivindicación 2, donde el otro de dichos modos para el segundo accionador hidráulico (18) incluye el modo de asistencia.

4. El avión de la reivindicación 2, donde el otro de dichos modos para el segundo accionador hidráulico (18) incluye el modo de derivación.

5. El avión de cualquiera de las reivindicaciones 2-4, donde:
la válvula de solenoide (48) es energizada cuando la presión diferencial interna a través del primer accionador hidráulico (16) excede de un valor de presión máximo durante un período de tiempo correspondiente; y
la válvula de solenoide (48) es desenergizada cuando la presión diferencial interna en el primer accionador hidráulico (16) cae por debajo de un valor de presión mínima durante un período de tiempo dado.

6. El avión de cualquiera de las reivindicaciones 2-5, incluyendo además un sensor de presión diferencial (50) dispuesto para determinar la presión diferencial interna en el primer accionador hidráulico (16).

7. El avión de la reivindicación 6, donde:

el primer accionador hidráulico (16) incluye una línea de fluido de extensión (26) y una línea de fluido de retracción (30); y
el sensor de presión diferencial (50) está dispuesto entre la línea de fluido de extensión (26) y la línea de fluido de retracción (30) del primer accionador hidráulico.

8. El avión de la reivindicación 1, donde:

dichos medios de control incluyen una válvula de selección de modo (240) para seleccionar entre el modo de derivación y el modo de asistencia para el segundo accionador hidráulico (218); y dicho aparato incluye además
al menos una válvula de detección de presión delta (260, 262) operativamente asociada con la válvula de selección de modo (246) de tal manera que la apertura de la válvula de detección de presión delta haga que la válvula de selección de modo (240) seleccione el otro de dichos modos para el segundo accionador hidráulico, abriéndose la al menos única válvula de detección de presión delta (260, 262) cuando una presión diferencial interna a través de la al menos única válvula de detección de presión delta excede de un valor de presión máximo.

9. El avión de la reivindicación 8, donde el otro de dichos modos para el segundo accionador hidráulico (218) incluye el modo de asistencia.

10. El avión de la reivindicación 8, donde el otro de dichos modos para el segundo accionador hidráulico (218) incluye el modo de derivación.

11. El avión de cualquiera de las reivindicaciones 8 a 10, donde la al menos única válvula de detección de presión delta incluye:

una primera válvula de detección de presión delta (260) configurada para abrirse cuando una presión diferencial

interna a través de la primera válvula de detección de presión delta excede de un valor de presión máximo; y
una segunda válvula de detección de presión delta (262) configurada para abrirse cuando una presión diferencial interna a través de la segunda válvula de detección de presión delta excede de un valor de presión máximo.

12. Un método de proporcionar potencia de accionamiento a una superficie de control de vuelo de avión, incluyendo el método:

usar una válvula de selección de modo (40) y una válvula de solenoide (48) para controlar activamente la selección entre un modo de derivación y un modo de asistencia para un segundo accionador hidráulico (18), respondiendo la selección a una presión diferencial interna en un primer accionador hidráulico (16):
usar el primer accionador hidráulico (16) para proporcionar la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo de avión cuando el segundo accionador hidráulico (18) está en el modo de derivación; y
usar los accionadores hidráulicos primero y segundo (16 y 18) para proporcionar la potencia de accionamiento para la superficie de control de vuelo de avión cuando el segundo accionador hidráulico (18) está en el modo de asistencia.

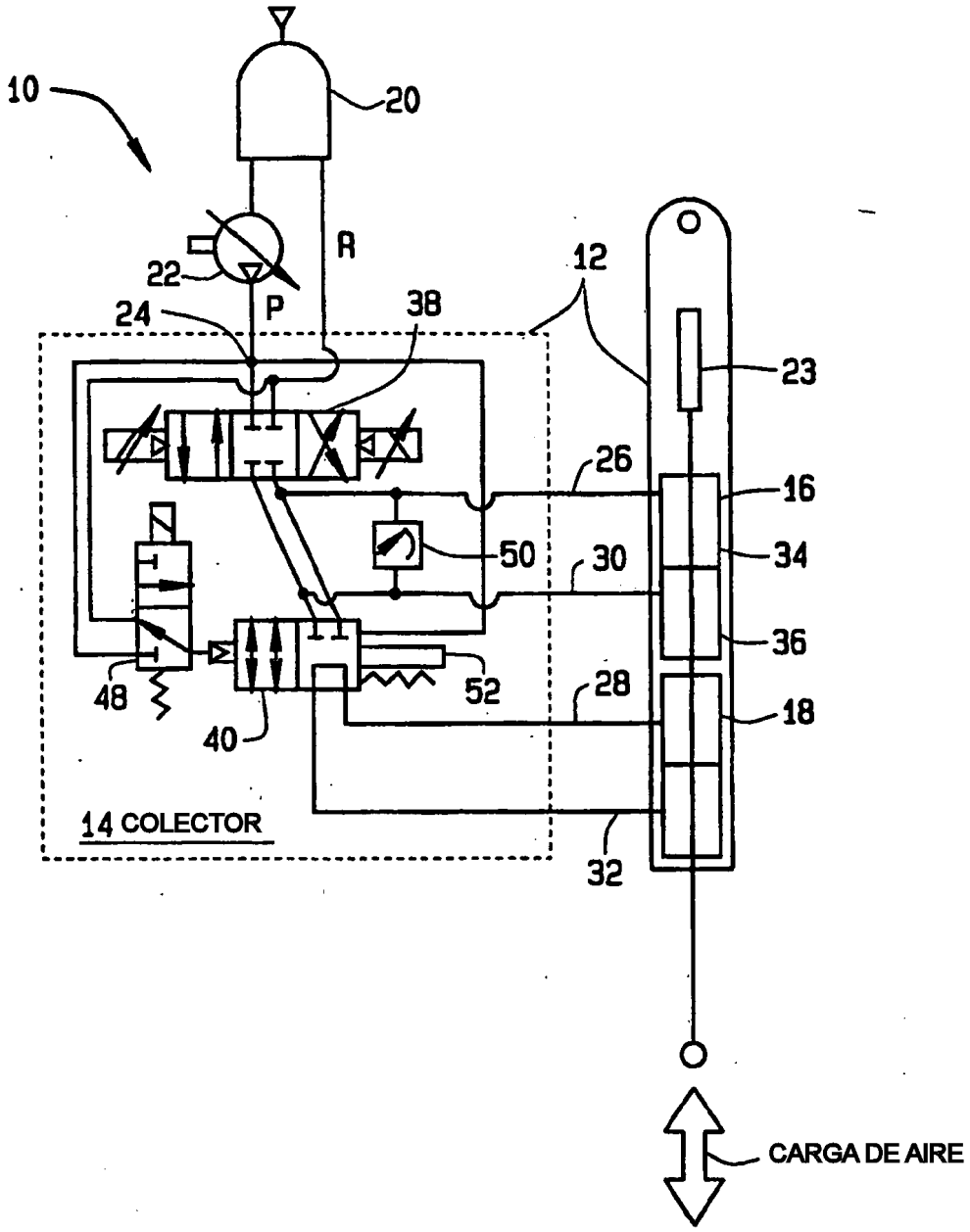
10
20
22
P
R
24
38
12
23
26
16
50
30
34
36
48
52
28
18
40
14 COLECTOR
32
CARGA DE AIRE

FIG. 1

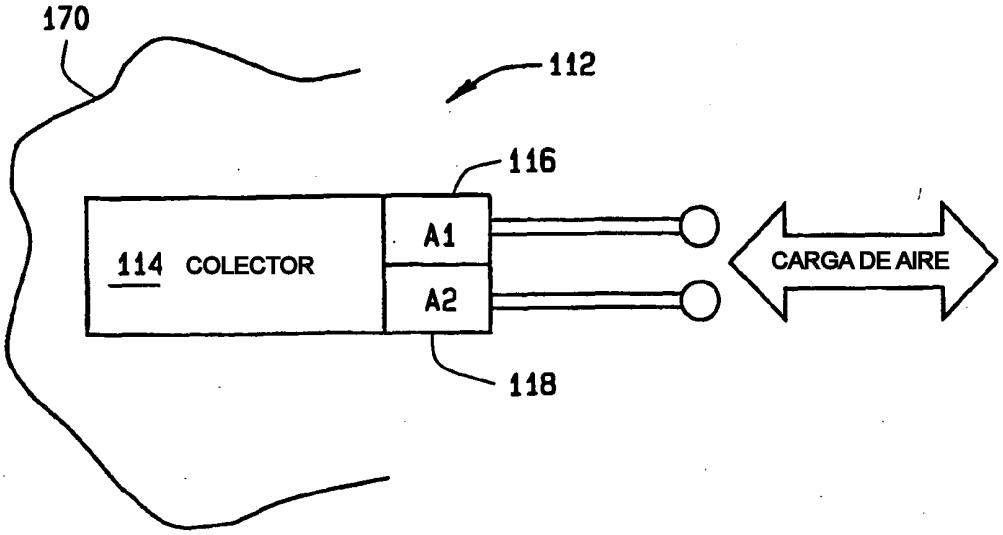
170
112
116
114 COLECTOR
A1
A2
CARGA DE AIRE
118

FIG. 2

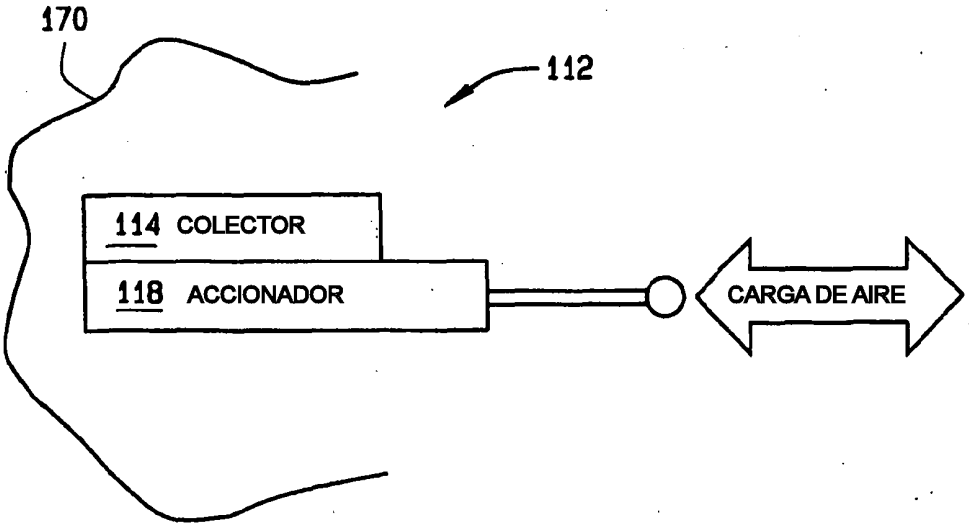
170
112
114 COLECTOR
118 ACCIONADOR
CARGA DE AIRE

FIG. 3

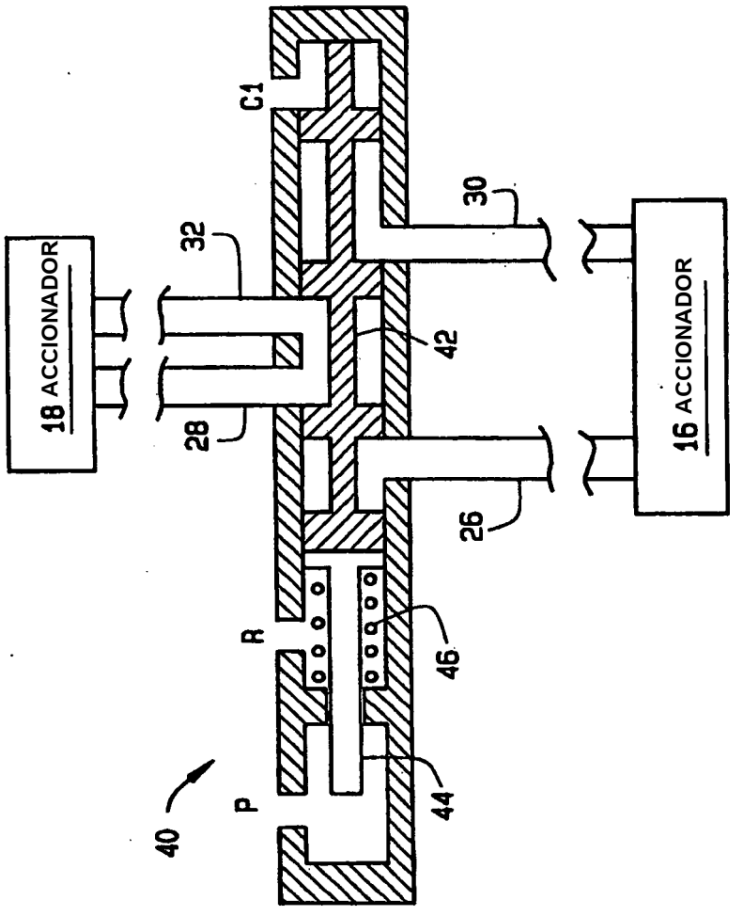

FIG. 4

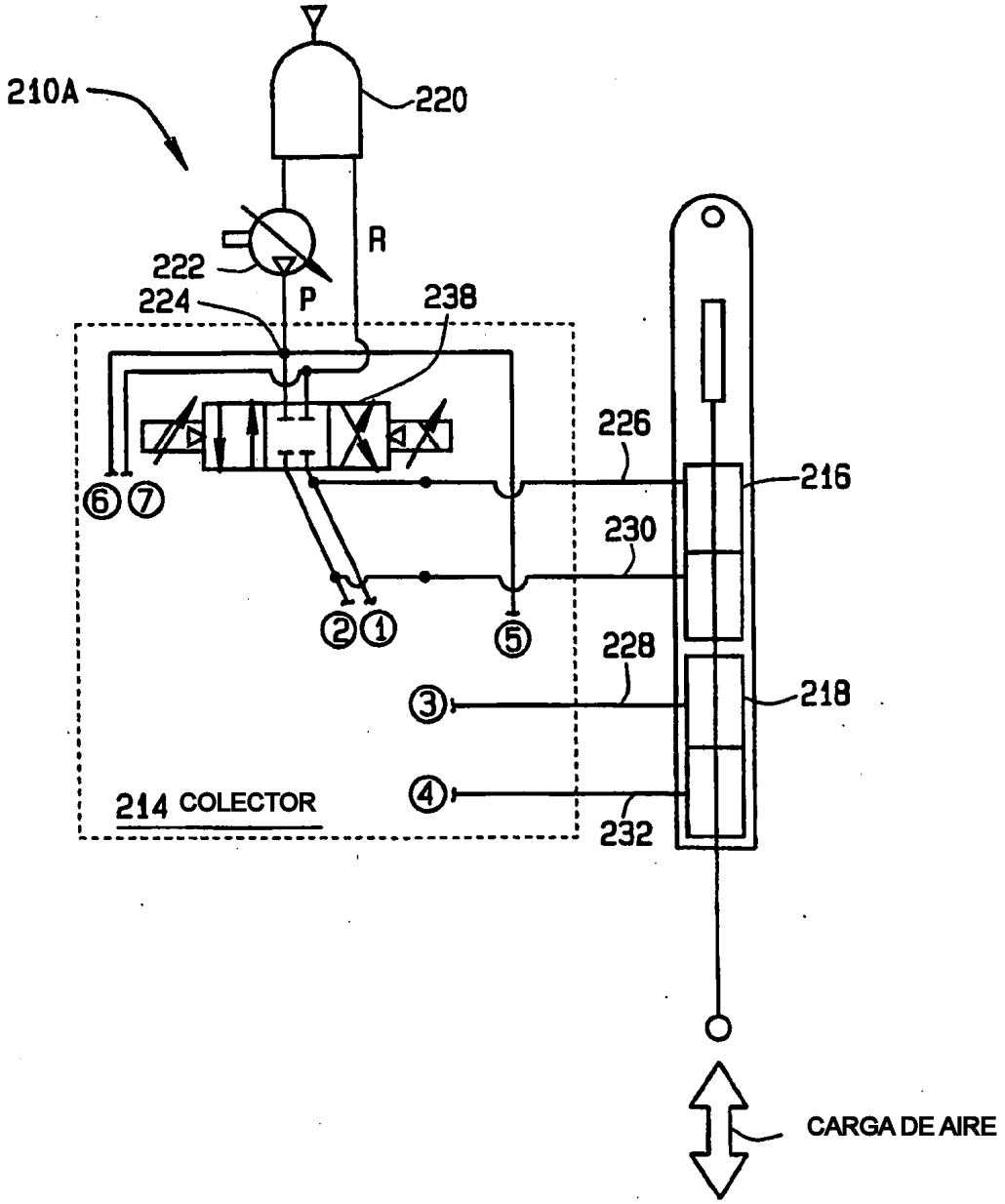
210A
220
R
222
P
224
238
226
216
230
⑥⑦
②①
⑤
228
③
218
④
214 COLECTOR
232
CARGA DE AIRE

FIG. 5A

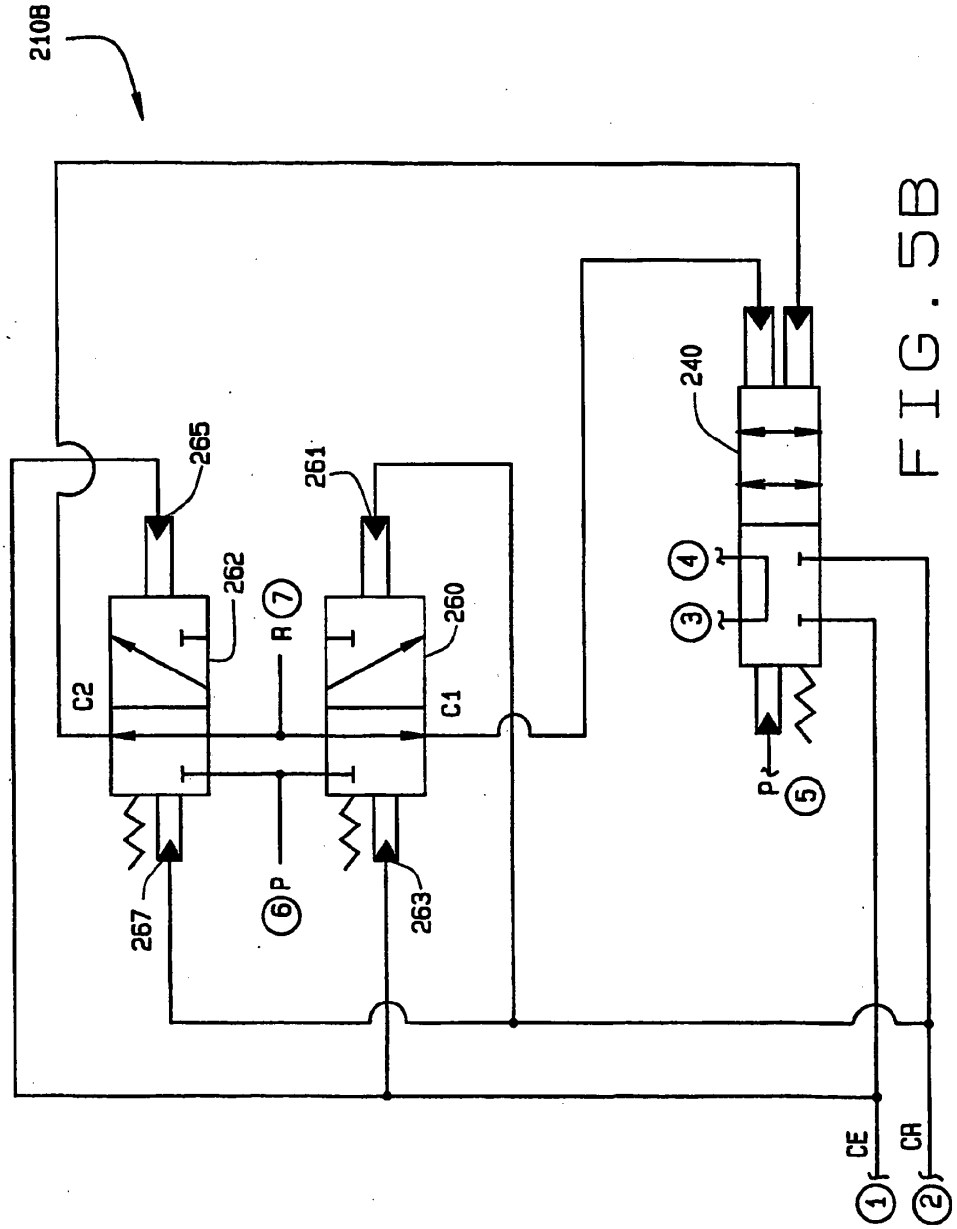

FIG. 5B

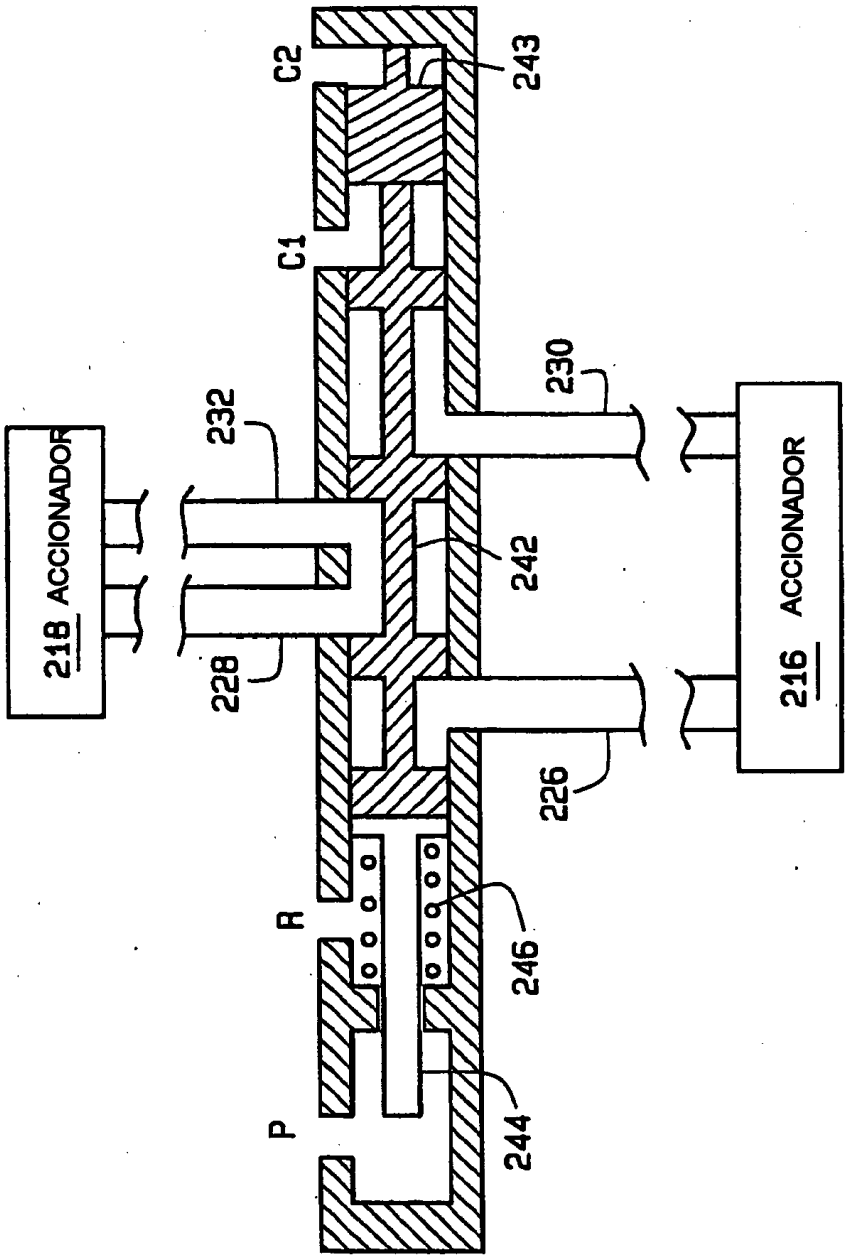
218 ACCIONADOR
216 ACCIONADOR
C2
C1
R
P
232
228
230
226
242
243
244
246

FIG. 6

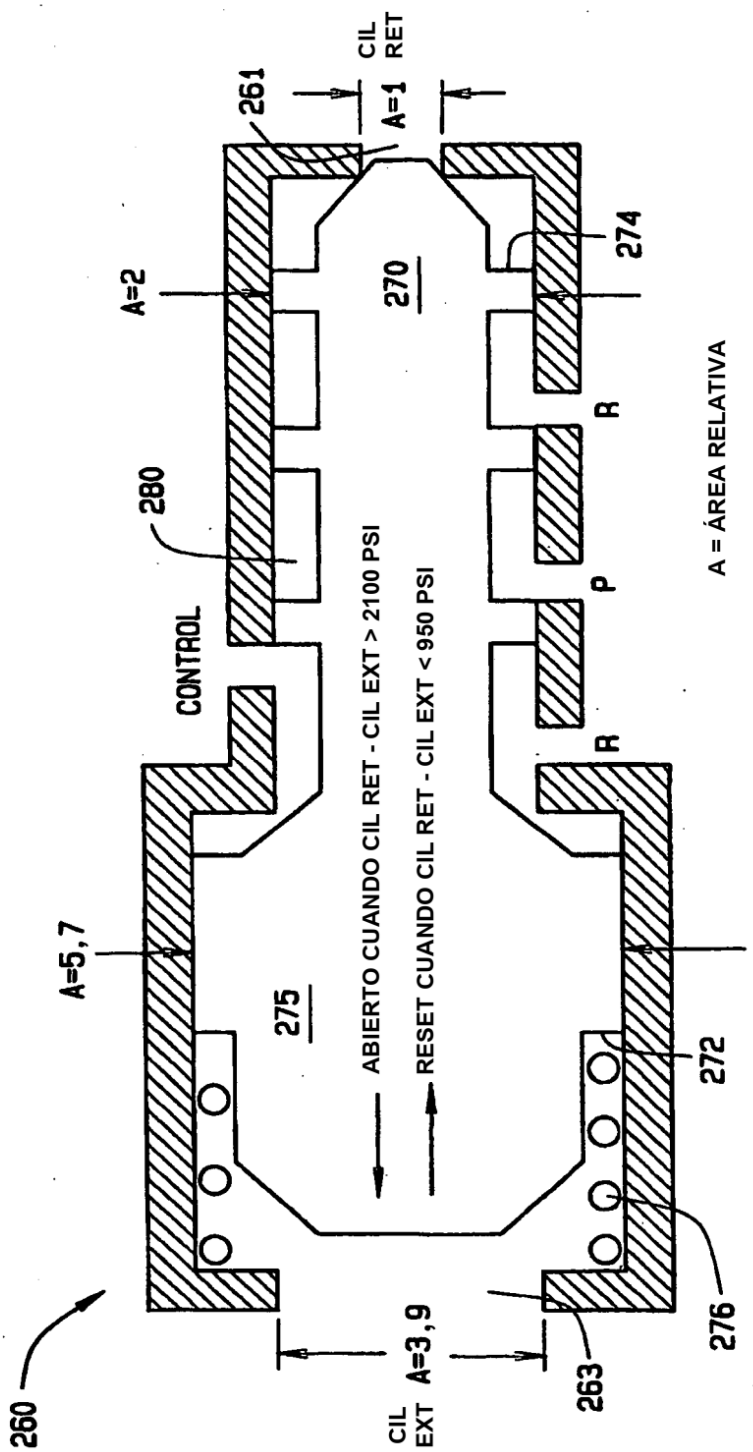
CIL RET
A=1
261
274
270
A=2
R
P
R
280
CONTROL
A = ÁREA RELATIVA
ABIERTO CUANDO CIL RET - CIL EXT > 2100 PSI
RESET CUANDO CIL RET - CIL EXT < 950 PSI
A=5,7
275
272
276
263
A=3,9
CIL EXT
260

FIG. 7