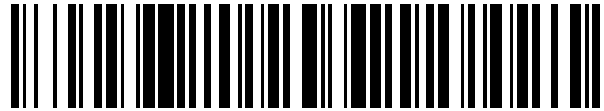


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 545 976**

51 Int. Cl.:

**B60T 8/88** (2006.01)

**B60T 8/17** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.08.2010 E 10172535 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **17.06.2015 EP 2284054**

54 Título: **Sistema de freno eléctrico descentralizado**

30 Prioridad:

**12.08.2009 US 539884**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**18.09.2015**

73 Titular/es:

**MEGGITT AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS  
CORPORATION (100.0%)  
1204 Massillon Road  
Akron, Ohio 44306, US**

72 Inventor/es:

**HILL, JAMES L. y  
BURKHALTER, KURT**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

**ES 2 545 976 T3**

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

## DESCRIPCIÓN

Sistema de freno eléctrico descentralizado

**Campo técnico**

5 La invención de la presente memoria reside en la técnica de los sistemas de frenado para vehículos y, más particularmente, a un sistema de frenado para aeronaves. Específicamente, la invención se refiere a sistemas de freno eléctricos para su uso en aeronaves, en los que la parte de antideslizamiento del sistema de frenado está situada en y asociada con los controladores de actuadores electromecánicos discretos asociados de manera única con los frenos de la aeronave. La invención se refiere específicamente a la utilización de controladores de actuadores electromecánicos que aseguran la funcionalidad de antideslizamiento tanto en el modo de funcionamiento de frenado normal como en el alternativo o de emergencia.

**Antecedentes de la invención**

15 El uso de frenos eléctricos en sistemas para aeronaves se está popularizando. En dichos sistemas, los motores eléctricos se emplean para accionar un pistón mediante engranajes, tornillos y similares, al interior de una placa de presión de una pila de discos de freno. Típicamente, una pluralidad de actuadores están asociados con cada conjunto de freno, estando generalmente distribuidos uniformemente alrededor del mismo. Se han desarrollado sistemas de frenado eléctrico de la técnica anterior para incorporar la tecnología de antideslizamiento dentro de una unidad de control de frenado centralizada que está situada en, o está asociada de manera única con, la cabina de la aeronave. Sin embargo, estos sistemas pueden tener capacidades de antideslizamiento limitadas. El controlador de antideslizamiento reside jerárquicamente por encima y separado de los actuadores de freno. En esta configuración, 20 las capacidades de antideslizamiento están limitadas generalmente sólo al modo de frenado normal, y no son aplicables a un modo de frenado alternativo o de emergencia asociado con el sistema de frenado. Por consiguiente, la disponibilidad técnica de la aeronave se ve necesariamente limitada. Con el sistema de antideslizamiento de la técnica anterior centralizado en el sistema de frenado, un único fallo puede resultar en que la aeronave permanezca en tierra hasta que se arregle ese fallo. Existe una necesidad en la técnica de una descentralización de la función de antideslizamiento que, cuando se combina con los transductores de velocidad de rueda de doble salida, permitirá que un sistema de frenado retenga la función de antideslizamiento en todas las ruedas en caso de un único fallo, mientras que tolerará fallos adicionales y conducirá a una funcionalidad, seguridad y disponibilidad técnica mejoradas.

30 Un sistema de control de antideslizamiento descentralizado y distribuido tiene ventajas adicionales en el sentido de que está situado en una proximidad más estrecha a los actuadores de freno. De esta manera, pueden conseguirse reducciones de peso mediante reducciones en el peso del cable conseguidas mediante recorridos más cortos de los cables de los transductores de velocidad de las ruedas en comparación con el control situado centralmente en la cabina o un compartimento de aviónica. Además, las señales de comando y control de actuadores específicos están disponibles en el mismo recinto con el controlador de antideslizamiento.

35 El documento WO 2008/144378 A1 describe un sistema de frenado electromecánico que incluye controladores de actuadores electromecánicos (Electromechanical Actuator Controllers, EMACs) primero y segundo, cada uno de los cuales genera independientemente un conjunto completo de señales de control de accionamiento para un conjunto asociado de actuadores electromecánicos (EMAs). Las señales de control de accionamiento son generadas según un algoritmo de antideslizamiento para impartir un control de antideslizamiento al frenado de las ruedas asociadas con los EMAs. Las señales de accionamiento para algunos de los EMAs del conjunto de EMAs son emitidas por los accionadores del primer EMAC y las señales de accionamiento para los otros EMAs del conjunto de EMAs son emitidas por los accionadores del segundo EMAC. Las señales de control de accionamiento desde uno de los EMACs son usadas para controlar la salida de las señales de accionamiento para todos los EMAs del conjunto de EMAs, independientemente del EMAC en el que están presentes los accionadores asociados. Las señales de control desde el otro de los EMACs son usadas como un conjunto de respaldo de las señales de control de accionamiento.

45 El documento US 6 296 325 B1 describe un procedimiento de control de frenado en un sistema de frenado electromecánico que comprende un actuador de freno para aplicar un par de frenado sobre una rueda de un vehículo, un controlador de actuador electromecánico (EMAC) para proporcionar el control de accionamiento del actuador de freno en respuesta a las señales de comando de freno, y una unidad de control de freno (Brake Control Unit, BSCU) para convertir una señal de comando de freno de entrada en las señales de comando de freno que son proporcionadas al EMAC, en el que la BSCU proporciona operaciones de antideslizamiento con relación a la señal de comando de freno de entrada, en el que el procedimiento comprende: bajo condiciones predefinidas de frenado normal, introducir la señal de comando de freno de entrada a la BSCU para obtener una señal de comando de freno que es proporcionada al EMAC para implementar el frenado; y bajo condiciones de estacionamiento predefinidas, introducir la señal de comando de freno de entrada directamente al EMAC con el fin de evitar la BSCU e implementar el frenado.

**Descripción de la invención**

Un sistema de control de freno eléctrico descentralizado para una aeronave según la invención se define en la reivindicación 1 independiente.

5 En vista de lo indicado anteriormente, un primer aspecto de la invención es proporcionar un sistema de freno eléctrico descentralizado que proporcione una funcionalidad de antideslizamiento en el controlador de actuador de freno.

Otro aspecto de la invención es la provisión de un sistema de freno eléctrico descentralizado en el que la funcionalidad de antideslizamiento pueda conseguirse tanto en el modo de funcionamiento de frenado normal como en el modo de funcionamiento de frenado alternativo o de emergencia.

10 Todavía un aspecto adicional de la invención es la provisión de un sistema de freno eléctrico descentralizado que incluye un control de antideslizamiento asociado con cada uno de los controladores de actuadores electromecánicos del sistema de frenado, en combinación con transductores de velocidad de rueda de doble salida, permitiendo que el sistema de frenado retenga la funcionalidad de antideslizamiento en todas las ruedas en caso de un único fallo de un actuador.

15 Otro aspecto adicional de la invención es la provisión de un sistema de freno eléctrico descentralizado que consigue una reducción de peso respecto a los sistemas anteriores mediante la colocación de la funcionalidad del sistema de antideslizamiento en los actuadores electromecánicos de los frenos, reduciendo significativamente los tendidos de cable de los transductores de velocidad de las ruedas y otros tendidos de cable en comparación con la técnica anterior.

20 Un aspecto adicional de la invención es la provisión de un sistema de freno eléctrico descentralizado con un funcionamiento fiable, una implementación rentable y diseñado fácilmente con los componentes del estado de la técnica.

25 Los aspectos anteriores y otros aspectos de la invención que serán evidentes conforme avance la descripción detallada se consiguen mediante un sistema de control de freno eléctrico para aeronaves, que comprende: una pluralidad de conjuntos de rueda y freno, en el que cada conjunto tiene una rueda, un transductor de velocidad de rueda, un conjunto de freno y un actuador de freno; pares de unidades de control electromecánicas asociadas de manera única con y conectadas a ciertos conjuntos de entre dichos conjuntos de rueda y freno, en el que dichas unidades de control electromecánicas tienen sistemas de antideslizamiento como una parte de las mismas; y al menos dos concentradores de datos de freno que reciben datos correspondientes a diversos parámetros de funcionamiento de la aeronave, incluyendo la posición del pedal de freno, y proporcionan señales operativas a dichas unidades de control electromecánicas como una función de los mismos.

30

**Descripción de los dibujos**

Para una comprensión completa de los diversos aspectos y características de la invención, debería hacerse referencia a la descripción detallada siguiente y a los dibujos adjuntos en los que:

35 La Fig. 1, que comprende las Figs. 1A, 1B y 1C, es una ilustración de un diagrama de bloques de un sistema de control de freno de la técnica anterior;

La Fig. 2, que comprende las Figs. 2A, 2B y 2C, es una ilustración de un diagrama de bloques del sistema de control de freno de la invención; y

La Fig. 3 es un diagrama de bloques de la circuitería de generación de energía localizada de la invención.

**Mejor modo de llevar a cabo la invención**

40 Con referencia ahora a los dibujos y más particularmente la Fig. 1, puede observarse que un sistema de control de freno realizado según la técnica anterior está designado generalmente por el número 10. El sistema 10 se presenta y se describe en la presente memoria con relación a una arquitectura de sistema de freno ilustrada particularmente, aunque las personas con conocimientos en la materia apreciarán fácilmente su adaptabilidad a una amplia gama de arquitecturas. El sistema 10 de control de freno se muestra ilustrativamente como un sistema de freno-por-cable, en el que la actividad de frenado y las señales de control relacionadas con la misma son todas eléctricas, en lugar de hidráulicas. El sistema 10 de control de freno incluye un par de controladores 12, 14 para permitir un grado de redundancia a prueba de fallos. Tal como apreciarán las personas con conocimientos en la materia, y será evidente más adelante en la presente memoria, los controladores 12, 14 procesan y permiten la generación de todas las señales de control de freno necesarias para el funcionamiento del sistema 10. Los controladores 12, 14 permiten la generación de las señales de aplicación y liberación del freno, las señales de frenado automático, las señales de control de freno antideslizante, la supervisión de la temperatura de los frenos y/o la presión de los neumáticos y las actividades de control asociadas, y similares. Los controladores 12, 14 se mantienen típicamente en un compartimento de aviónica, dentro de la cabina de la aeronave, o donde haya espacio suficiente.

45

50

Hay provisto un interruptor 16 de cabina accesible por el piloto para seleccionar diversos parámetros operativos, tales

5 como freno automático, despegue abortado y similares. En este sentido, el interruptor 16 de cabina se comunica con ambos controladores 12, 14, que procesan las señales recibidas desde el interruptor 16. Hay provistos pedales 18 de freno piloto izquierdo y derecho y pedales 20 de freno de copiloto izquierdo y derecho similares en la cabina para que el piloto y el copiloto generen señales de demanda de freno. Tal como entienden las personas con conocimientos en la materia, los pedales 18, 20 de freno están conectados típicamente a un transformador diferencial lineal variable o similar, de manera que la posición del pedal de freno, correlacionada con la demanda de frenado particular, genera una señal de salida eléctrica de la amplitud correspondiente que es pasada a los controladores 12,14 para la generación de una señal de control de freno.

10 Cada uno de los controladores 12, 14 recibe una serie de entradas de control, tal como apreciarán y entenderán fácilmente las personas con conocimientos en la materia. Estas entradas, designadas 22 y 24, incluyen generalmente una fuente de voltaje, una señal correspondiente a la posición del acelerador, una señal del peso sobre las ruedas (Weight On Wheels, WOW), una señal de la posición de la palanca de cambios, y entradas desde un interruptor 26 de freno de estacionamiento/de emergencia, mostradas ilustrativamente en el dibujo. Tal como apreciarán las personas con conocimientos en la materia, cada una de estas señales es usada para determinar la secuencia, la actividad o la amplitud de la operación de frenado requerida. También provistas como entradas a cada uno de los controladores 12, 14 están las entradas 28, 30 desde los transductores de velocidad de rueda asociados con las ruedas de la aeronave. Las personas con conocimientos en la materia apreciarán que las señales 28, 30 del transductor de velocidad de rueda proporcionan una indicación de las velocidades instantáneas de las diversas ruedas de la aeronave que pueden ser usadas para determinar la velocidad de la propia aeronave, las tasas de desaceleración, la actividad de deslizamiento, los deslizamientos incipientes y similares. Tal como conocen las personas con conocimientos en la materia, dichas señales son importantes para el funcionamiento en un modo de freno automático y, en particular, para el funcionamiento de la parte de antideslizamiento de los controladores 12,14.

25 Se proporcionan también señales 32, 34 de supervisión de la temperatura de los frenos y/o de la presión de neumáticos a los controladores 12, 14. Para muchas operaciones de frenado, la temperatura de los frenos y/o la presión de los neumáticos son de particular importancia y la supervisión de las mismas es controlada por los controladores 12, 14. Finalmente, cada uno de los controladores 12, 14 se comunica a través de un bus 36, 38 de datos con otros equipos de aviónica dentro del sistema.

30 El sistema 10 de control de freno se muestra tal como se usa en asociación con una aeronave que tiene cuatro ruedas con frenos que comprenden los conjuntos 40-46 de rueda y freno. Estos incluyen un conjunto 40 de rueda y freno exterior izquierdo, un conjunto 42 de rueda y freno interior izquierdo, un conjunto 44 de rueda y freno exterior derecho y un conjunto 46 de rueda y freno interior izquierdo. Cada uno de los conjuntos 40-46 de rueda y freno incluye una rueda 40a-46a, que tiene asociado con el mismo un transductor 40b-46b de velocidad de la rueda y un conjunto 40c-46c de freno. Tal como apreciarán fácilmente las personas con conocimientos en la materia, en el contexto de un freno eléctrico, los conjuntos 40c-46c de freno incluyen una pila de discos de freno, una placa de presión, una placa posterior y estructuras similares. Un actuador 40d-46d está asociado con cada uno de los conjuntos 40-46 de rueda y freno y, de manera conocida, típicamente incluye un motor, un mecanismo de accionamiento de tornillo, conjuntos de engranajes y similares. Los actuadores 40d-46d empujan la placa de presión acercándola y alejándola de la placa posterior, efectuando la aplicación y la liberación de la fuerza de frenado impartida por el acoplamiento y el desacoplamiento de los discos de estator y rotor intercalados de la pila de discos de freno. Finalmente, cada uno de los conjuntos 40-46 de rueda y freno incluye también típicamente sensores 40e-46e de supervisión de temperatura de los frenos y/o de presión de los neumáticos asociados con las pilas de discos de freno para propósitos bien conocidos por las personas con conocimientos en la materia.

45 Interpuestos entre los controladores 12, 14 y los conjuntos 40-46 de rueda y freno hay conjuntos 48-54 controladores, cada uno de los cuales incluye un par de controladores (designados "a" y "b"). El controlador 48a controla dos de los motores asociados con el actuador 40d, mientras que el controlador 48b controla los otros dos motores asociados con el actuador 40d. De manera similar, cada uno de los controladores 50a y 50b controla dos de los motores asociados con el actuador 42d, mientras que los controladores 52a y 52b controlan los respectivos pares de motores del actuador 44d, y los controladores 54a, 54b controlan los respectivos pares de motores asociados con el actuador 46d. Las personas con conocimientos en la materia apreciarán que los controladores 48-54 comprenden circuitos de accionamiento de motor para accionar de manera reversible los motores asociados para causar la aplicación y la liberación de la fuerza de frenado por las extensiones y las retracciones resultantes de los pistones en asociación con una placa de presión.

50 Tal como se muestra en la Fig. 1, se proporciona un conjunto de líneas de control, bus o red 56 desde el controlador 12 a cada uno de los controladores 48a,b-54a,b. De manera similar, un conjunto de líneas de control, bus o red 58 interconecta el controlador 14 con cada uno de los controladores 48a,b-54a,b.

60 Tal como se muestra, el sistema 10 permite un alto grado de redundancia, siendo cada uno de los controladores 12, 14 capaz de operar y controlar cada uno de los conjuntos 48-54 de control, y específicamente cada uno de los controladores 48a,b-54a,b. Durante el funcionamiento normal, cada uno de los controladores 12, 14 controla sólo la mitad de los frenos, en el caso de un fallo en un controlador 12, 14, el controlador restante es capaz de controlar todos los conjuntos de freno. Sin embargo, en el caso de un fallo de cualquiera de los controladores 12, 14, no hay redundancia restante para el controlador superviviente. Por consiguiente, la disponibilidad técnica de la aeronave

asociada queda en entredicho, y el avión debe ser puesto fuera de servicio hasta que el controlador 12, 14 defectuoso sea reparado o reemplazado. Este problema es inherente al hecho de que todo el procesamiento de datos y el control del conjunto 10 de freno se consigue a través de los controladores 12, 14, siendo los conjuntos 48-54 controladores circuitos de respuesta, que reciben señales de control desde los controladores 12, 14 y generan a partir de las mismas señales de control apropiadas para el actuador 40d-46d.

Con referencia ahora a la Fig. 2, puede obtenerse una apreciación acerca de la estructura y el funcionamiento del sistema de freno eléctrico descentralizado de la invención, designado generalmente por el número 70. En el sistema 70, los elementos que son comunes al sistema 10 de la Fig. 1 están designados por los mismos números y descripciones funcionales. El sistema 70 de freno incluye un par de circuitos duplicados, a los que se hace referencia en la presente memoria como concentradores 72, 74 de datos de freno, que sirven para realizar las funciones básicas del sistema de freno de procesamiento de señal de pedal, comunicaciones bus de datos/red, interpretación de comando freno automático, interpretación de comando estacionamiento, funcionamiento del sistema de supervisión de temperatura de los frenos y/o de presión de neumáticos, y similares. Tal como será evidente más adelante en la presente memoria, la interpretación de comando de freno automático y el funcionamiento del sistema de supervisión de temperatura de los frenos pueden ser realizados en realidad en asociación directa con los conjuntos de rueda y freno de la aeronave.

Asociadas con cada uno de los concentradores 72, 74 de datos de freno, hay entradas tales como el interruptor 16 de cabina para freno automático, junto con conjuntos de pedales derecho e izquierdo para el piloto y el copiloto y sensores 18, 20. Cada una de estas unidades 16-20 proporciona una entrada a cada uno de los concentradores 72, 74 de datos de freno redundantes. Al igual que con el sistema 10, hay provistas entradas 76, 78 estándar adicionales a los concentradores 72, 74 de datos de freno respectivos, que incluyen las señales correspondientes a las señales de acelerador, peso sobre las ruedas (WOW), de las Figuras además, la posición de la palanca de cambios, etc. Asociado de manera única con el sistema 70 hay un controlador 80 de interruptor de emergencia/estacionamiento, que proporciona tres entradas particulares al concentrador 74 de datos de freno. El controlador 80 puede servir para proporcionar simplemente una señal de interruptor de estacionamiento al concentrador 74 de datos de freno cuando la aeronave está, por ejemplo, estacionada en la terminal. De manera alternativa, en el caso de otro fallo de los frenos, el controlador 80 puede proporcionar una señal de freno de emergencia al concentrador 74 de datos de freno, cuya señal puede servir para desencadenar un frenado automático de la aeronave, con o sin control por parte del piloto. Finalmente, como una tercera entrada desde el controlador 80 al concentrador 74 de datos de freno, puede emplearse un transformador diferencial giratorio variable para proporcionar una señal variable, bajo control del piloto, al concentrador 74 de datos de freno en el caso de otro fallo de los frenos y el deseo del piloto para asumir el control rudimentario del frenado del avión.

La comunicación con cada uno de los concentradores 72, 74 de datos de freno se realiza, por ejemplo, mediante un bus 82 de datos 429, en comunicación con los sistemas de aviónica y otros elementos necesarios de la aeronave. De manera similar, la comunicación con los concentradores 72, 74 de datos de freno se realiza mediante los buses 84, 86 primero y segundo, tal como se hará evidente directamente a continuación.

Con referencia continuada a la Fig. 2, puede observarse que la aeronave ejemplar de la invención incluye una vez más los conjuntos 40, 44 de rueda y freno exteriores y los conjuntos 42, 46 de rueda y freno interiores, teniendo cada uno asociado con el mismo las mismas estructuras básicas en el sistema 10, que comprenden una rueda, un transductor de velocidad de la rueda, un conjunto de freno que comprende una pila de calor, una placa de presión y una placa posterior, un actuador que consiste en un motor, tornillo y conjuntos de engranajes y similares, y un sistema de supervisión de la temperatura del freno, según se desee.

El control del frenado de la aeronave se consigue principalmente por medio de las unidades 88, 90, 92, 94 de control electromecánicas, tal como se muestra. Las unidades 88, 90 de control electromecánicas están asociadas con los conjuntos 40, 44 de rueda y freno exteriores, mientras que las unidades 92, 94 de control electromecánicas están asociadas con los conjuntos 42, 46 de rueda y freno interiores. Las unidades de control electromecánicas emparejadas proporcionan un alto grado de redundancia en la estructura y el funcionamiento del circuito de control.

Cada una de las unidades 88-94 de control electromecánicas incluye un par de controladores 96-110 de actuadores electromecánicos. Los controladores 96, 98 están asociados con la unidad 88 de control electromecánica, el par 100-102 está asociado con la unidad 90 de control electromecánica, el par 104, 106 está asociado con el par de 92, y el par 108, 110 está asociado con la unidad 94 de control electromecánica.

La operación de antideslizamiento asociada con el sistema 70 de freno se consigue mediante los pares de controladores de actuadores electromecánicos provistos de manera redundante asociados con cada uno de los diversos conjuntos 40-46 de rueda y freno. Tal como se muestra, las salidas de los transductores 40b-46b de velocidad de rueda son proporcionadas a cada uno de un par de controladores de actuadores electromecánicos asociados, una asociada con cada una de entre dos unidades de control electromecánicas diferentes. Los controladores de actuadores electromecánicos se comunican entre sí, compartiendo datos de velocidad de la rueda, de manera que puede determinarse la velocidad de la aeronave con respecto al suelo, así como la presencia de deslizamientos, deslizamientos incipientes, tasas de desaceleración, etc. Con la redundancia proporcionada, un fallo de cualquier unidad 88-94 de control electromecánica particular, o un controlador 96-110 de actuador

electromecánico no será fatal para el funcionamiento del sistema, sino que dicho funcionamiento puede continuar sustancialmente sin impedimentos. Además, incluso un fallo de un par de unidades de control electromecánicas, o múltiples controladores de actuador electromecánicos no impedirá necesariamente el funcionamiento del sistema 70 de frenado. Por ejemplo, el uso de múltiples actuadores permite que estos sean diseñados para compensar la inoperatividad de actuadores individuales. De hecho, esa operación puede continuar con la operación de antideslizamiento que, en la técnica anterior, se perdería sustancialmente, o resultaría tan deteriorada que afectaría a la disponibilidad técnica de la aeronave.

El sistema 70 proporciona un canal de frenado normal a través del concentrador 72 de datos de freno, y un canal de frenado alternativo a través del concentrador 74 de datos de freno (en el caso en el que el concentrador 72 falle), junto con un modo de frenado de emergencia a través del controlador 80, todos los cuales operan con un rendimiento antideslizante. Se apreciará que el modo de frenado de emergencia sólo estaría habilitado cuando hay indicaciones de que ambos concentradores 72, 74 de datos de freno se encuentran en un estado inaceptable. Preferiblemente, el controlador 80 comprende una palanca de múltiples posiciones que ordena niveles de declaración progresivamente crecientes. Debido a que la función de antideslizamiento está incluida en las unidades 88-94 de control electromecánicas, el frenado de emergencia está provisto de protección antideslizante, una característica no proporcionada con un freno convencional por los sistemas de cable, que típicamente cuentan con un sistema de frenado de emergencia accionado manualmente sin protección antideslizante.

Tal como se ha indicado anteriormente, cada una de las unidades 88-94 de control electromecánicas comparte señales de velocidad de rueda con el fin de facilitar la protección contra ruedas bloqueadas, y para proporcionar medios para la determinación de la velocidad de la aeronave. Las personas con conocimientos en la materia apreciarán que podría configurarse un enlace de datos entre canales entre los controladores de actuadores que comparten la misma rueda para proporcionar una protección antideslizante adicional en el caso de fallo de un único canal transductor de velocidad de la rueda.

Será evidente para las personas con conocimientos en la materia que la unidad de control electromecánica puede ser usada para realizar otras funciones de frenado en asociación directa con los propios conjuntos de rueda y freno. Las funciones de freno automático y supervisión de la temperatura del freno se encuentran entre aquellas que conducen a dicho un sistema.

Incluida también como una parte de la invención es la provisión de conversión de energía en cada EMAC. Con el fin de conseguir la disponibilidad técnica, la redundancia y la seguridad deseadas, la presente invención permite la conversión de energía local para accionar los motores actuadores. Cada EMAC está configurado para incluir circuitos de suministro de energía para convertir el suministro de voltaje de la aeronave a un voltaje de accionamiento del motor. Típicamente, la aeronave está provista de una alimentación de CC de 28 voltios, mientras que los motores actuadores están configurados para operar, más preferiblemente, a 120 VCA. Al permitir que cada EMAC disponga de su propia conversión de energía, no sólo se consigue la seguridad y la redundancia indicadas anteriormente, sino que el sistema de frenado de la invención se adapta fácilmente para ser equipado en aeronaves existentes. Debido a que cada avión tiene típicamente una alimentación de CC de 28 voltios, respaldada por una fuente de alimentación redundante de 28 voltios, y cada EMAC está provisto de redundancia en la entrada y en la conversión de energía, se consiguen multiplicidades de redundancia y seguridad. Inherentemente, la presente invención proporciona una redundancia mejorada debido a la versión localizada, en la que la arquitectura distribuida permite la conversión de energía esencialmente en cada rueda.

La presente invención contempla el uso de dos fuentes de alimentación en cada EMAC, en el que el suministro de energía está conectado en serie con el fin de obtener tanto el voltaje como la corriente necesarios para el funcionamiento deseado. Además, incluso si una de las fuentes de alimentación se pierde o falla, la operación todavía puede conseguirse, ya que los actuadores de motor pueden operar a 60 voltios incluso si están diseñados para funcionar a 120 voltios. Esta conversión permite una mejor operación que la técnica anterior que operaba los motores a 270 voltios, mostrando una disminución significativa en la integridad operativa cuando se les suministra sólo 135 voltios.

Tal como se muestra en la Fig. 3, la circuitería de generación de energía empleada según la presente invención se designa generalmente por el número 120, según se mantiene dentro de un EMAC 122 típico. Tal como se muestra, el circuito 120 de generación de energía está provisto de una entrada de voltaje CC de aeronave redundante en 124, siendo la misma típicamente de 28 VCC. Este voltaje de aeronave es aplicado de manera redundante a cada una de las fuentes 126, 128 de alimentación, en el que cada una es una fuente de alimentación de 60 VCA. La fuente 126 de alimentación está conectada a través de un diodo 130 de aislamiento a la fuente 128 de alimentación. A su vez, la salida de la fuente 128 de alimentación pasa a través de un diodo 132 de aislamiento a una salida 134 conectada a pares de motores actuadores.

Según una realización preferida de la invención, el voltaje de aeronave proporcionado en 124 es una fuente VCC 28, y cada una de las fuentes 126, 128 de alimentación está adaptada para proporcionar una salida de 60 voltios CC. Por consiguiente, con la interconexión a través de los diodos 130, 132 de aislamiento, esta conexión en serie permite 120 voltios o CC (VCC) cuando ambas fuentes 126, 128 de alimentación están operativas, con suficiente corriente de accionamiento para los motores de actuador conectados o, de manera alternativa, al menos 60 VCC en el caso de

que una de las fuentes 126, 128 de alimentación falla.

5 Se apreciará además que el sistema 70 consigue cierta economía al reducir las longitudes de los cables y al minimizar las rutas de comunicación, haciéndolo de una manera rentable. Aunque el sistema contempla un aumento de hardware electrónico, para conseguir el requisito de redundancia, la electrónica es relativamente barata, particularmente si se tienen en cuenta los beneficios a conseguir con el sistema recién descrito.

10 De esta manera, puede observarse que los aspectos de la invención se han conseguido mediante la estructura presentada anteriormente. Aunque según los estatutos de patente sólo se ha presentado y descrito en detalle el mejor modo y la realización preferida de la invención, la invención no se limita los mismos ni está limitada por los mismos. Por ejemplo, los controladores electromecánicos y antideslizantes distribuidos podrían estar configurados para accionar actuadores individuales en frenos diferentes y emparejados de la misma estructura, según si la aeronave usa la filosofía "rueda emparejada" de control de antideslizamiento, o sino configurados para la integración con diversas arquitecturas de sistema de freno. Por consiguiente, para una apreciación del verdadero alcance y la amplitud de la invención, debería hacerse referencia a las reivindicaciones siguientes.

**REIVINDICACIONES**

1. Un sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves, que comprende:
- una pluralidad (40, 42, 44, 46) de conjuntos de rueda y freno, en el que cada conjunto (40, 42, 44, 46) tiene una rueda (40a, 42a, 44a, 46a), un transductor (40b, 42b, 44b, 46b) de velocidad de la rueda, un conjunto (40c, 42c, 44c, 46c) de freno y un actuador (40d, 42d, 44d, 46d) de freno;
- pares de unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas que tienen sistemas de antideslizamiento como una parte de las mismas; y
- al menos dos concentradores (72, 74) de datos de freno que reciben datos correspondientes a diversos parámetros de funcionamiento de una aeronave, que incluyen la posición del pedal de freno, y que proporcionan señales operativas a dichas unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas como una función de los mismos.
- caracterizado por que dichos pares de unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas están asociadas de manera única con y están conectadas a determinados conjuntos de entre dichos conjuntos (40, 42, 44, 46) de rueda y freno.
2. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 1, en el que dicho transductor (40b, 42b, 44b, 46b) de velocidad de la rueda proporciona señales a dichas unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas asociadas correspondientes a la velocidad instantánea de la rueda.
3. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 2, en el que cada una de dichas unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas comprende un controlador (96, 98, 100, 102, 104, 106, 108, 110) de actuador electromecánico conectado y que proporciona accionamiento a un actuador (40d, 42d, 44d, 46d) de freno asociado.
4. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 3, en el que varios de dichos controladores (96, 98, 100, 102, 104, 106, 108, 110) de actuadores electromecánicos están conectados entre sí y comparten datos de velocidad de rueda entre sí.
5. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 3, que comprende además un controlador (80) para el frenado de emergencia y de estacionamiento.
6. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 5, en el que dicho controlador (80) para el frenado de emergencia y de estacionamiento está conectado a dicho controlador (96, 98, 100, 102, 104, 106, 108, 110) de actuador electromecánico a través de uno de dichos concentradores (72, 74) de datos de freno para efectuar la acción de frenado de emergencia sobre dichos conjuntos (40c, 42c, 44c, 46c) de freno, con control de antideslizamiento.
7. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 6, en el que dicho controlador (80) para el frenado de emergencia y de estacionamiento comprende un transformador diferencial para proporcionar una señal de salida controlada por el piloto.
8. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 5, en el que dichas unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas comprenden además sistemas de control de frenado automático para conjuntos de rueda y freno asociados.
9. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 8, en el que dichas unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas comprenden además sistemas de supervisión de temperatura de los frenos, tomadas de entre el grupo de temperatura de los frenos y la presión de los neumáticos, para los conjuntos de rueda y freno asociados.
10. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 5, en el que dichas unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas están en una proximidad más cercana a dichos conjuntos (40, 42, 44, 46) de rueda y freno asociados que dichos concentradores (72, 74) de datos de freno a dichos conjuntos (40, 42, 44, 46) de rueda y freno.
11. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 1, que comprende un controlador (80) para el frenado de emergencia y de estacionamiento conectado a los controladores (96, 98, 100, 102, 104, 106, 108, 110) de actuadores electromecánicos incluidos en dichas unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas a través de uno de dichos concentradores (72, 74) de datos de freno para efectuar la acción de frenado de emergencia sobre dichos conjuntos (40c, 42c, 44c, 46c) de freno, con control de antideslizamiento.
12. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 11, en el que dicho controlador (80) para el frenado de emergencia y de estacionamiento comprende un transformador variable para efectuar una señal de salida controlada por el piloto.

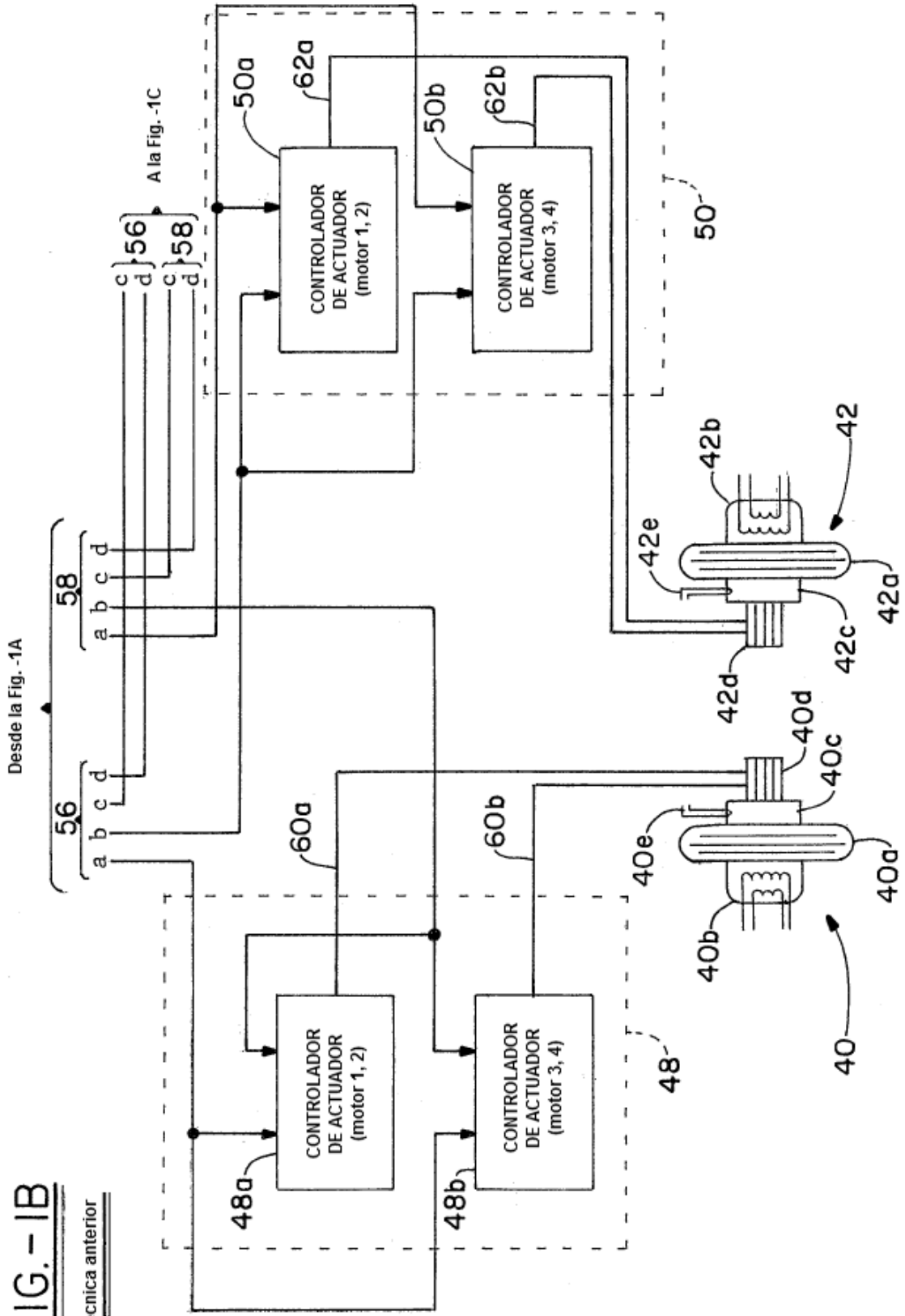


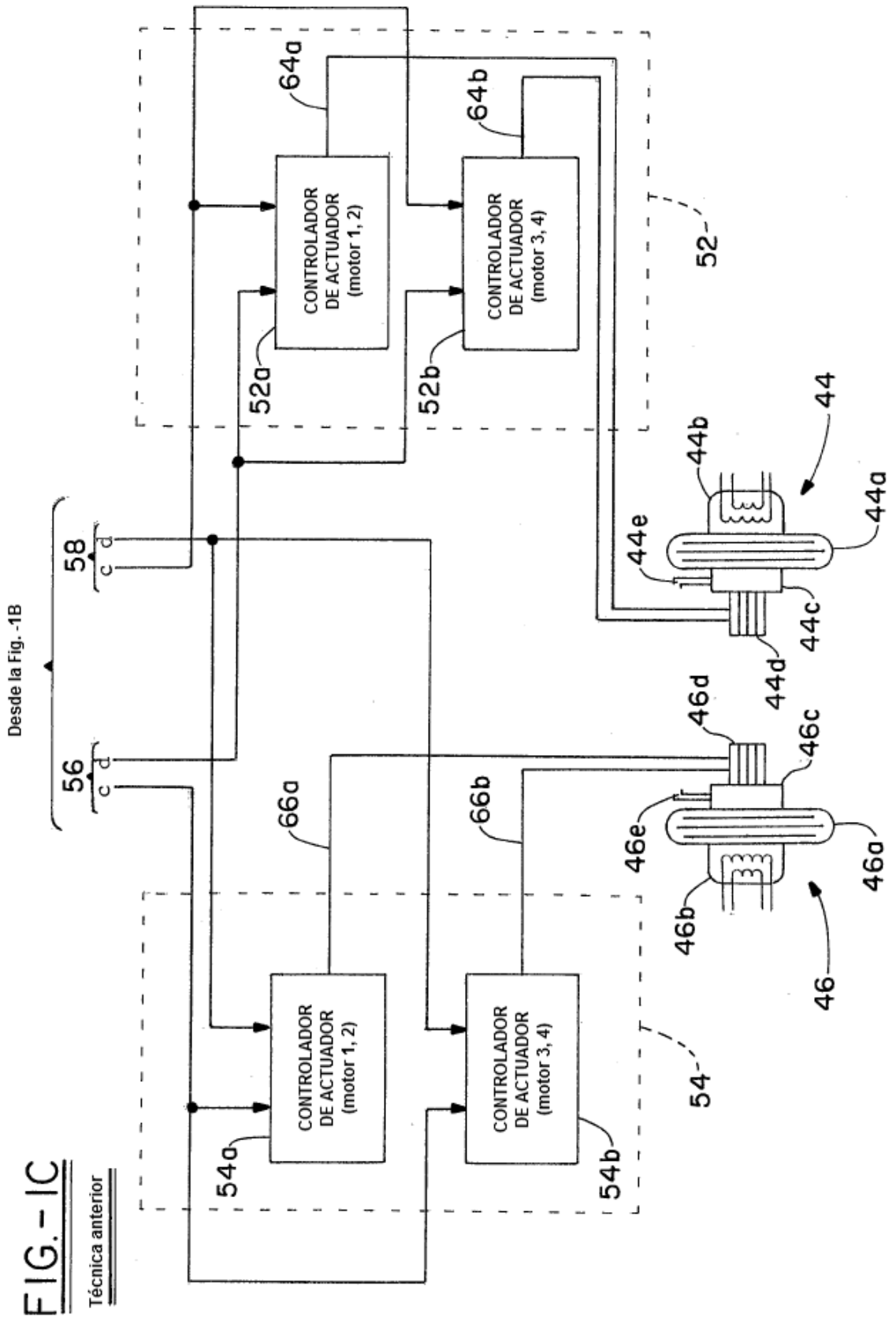
- 5 13. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 11, en el que dicho primer concentrador (72) de datos de freno proporciona señales operativas a dichas unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas durante el funcionamiento normal, y dicho segundo concentrador (74) de freno proporciona señales operativas a dichas unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas tras un fallo de dicho primer concentrador (72) de datos de freno y si lo requiere el operador de dicho controlador (80) para el frenado de emergencia y de estacionamiento.
14. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 11, en el que dichas unidades (88, 90, 92, 94) de control electromecánicas contienen circuitos redundantes y proporcionan conexiones redundantes con dicho conjuntos de rueda y freno.
- 10 15. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 11, en el que cada dicha unidad (88, 90, 92, 94) de control electromecánica comprende un circuito (120) de generación de energía interconectado entre una fuente de suministro de energía de la aeronave y un par asociado de motores de un actuador (40d, 42d, 44d, 46d) de freno.
- 15 16. Sistema (70) de control de freno eléctrico para aeronaves según la reivindicación 15, en el que cada uno de dichos circuitos (120) de generación de energía comprende un par de fuentes (126, 128) de alimentación conectadas en serie a los pares de motores.



**FIG. - 1B**

Técnica anterior





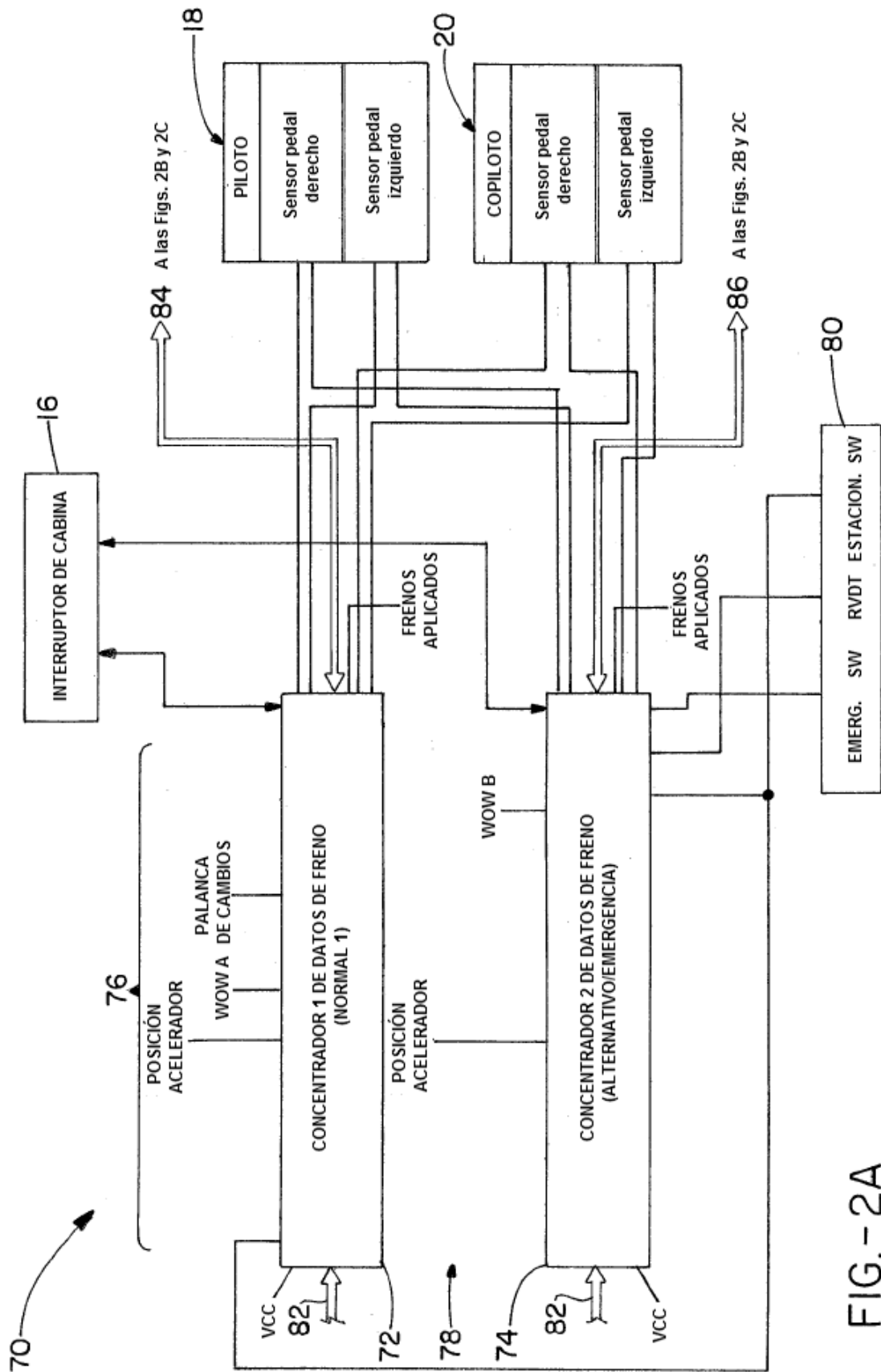
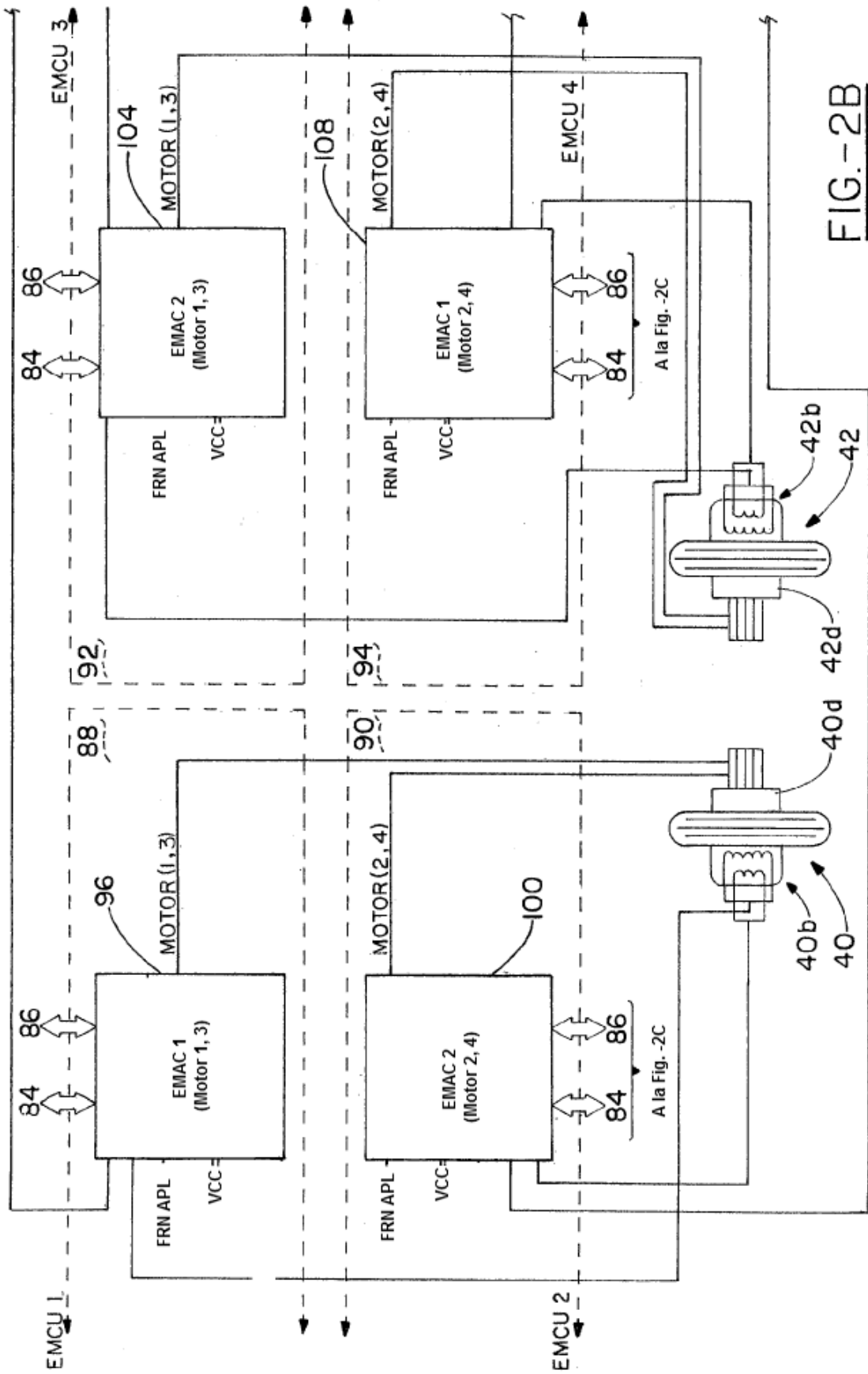


FIG.-2A



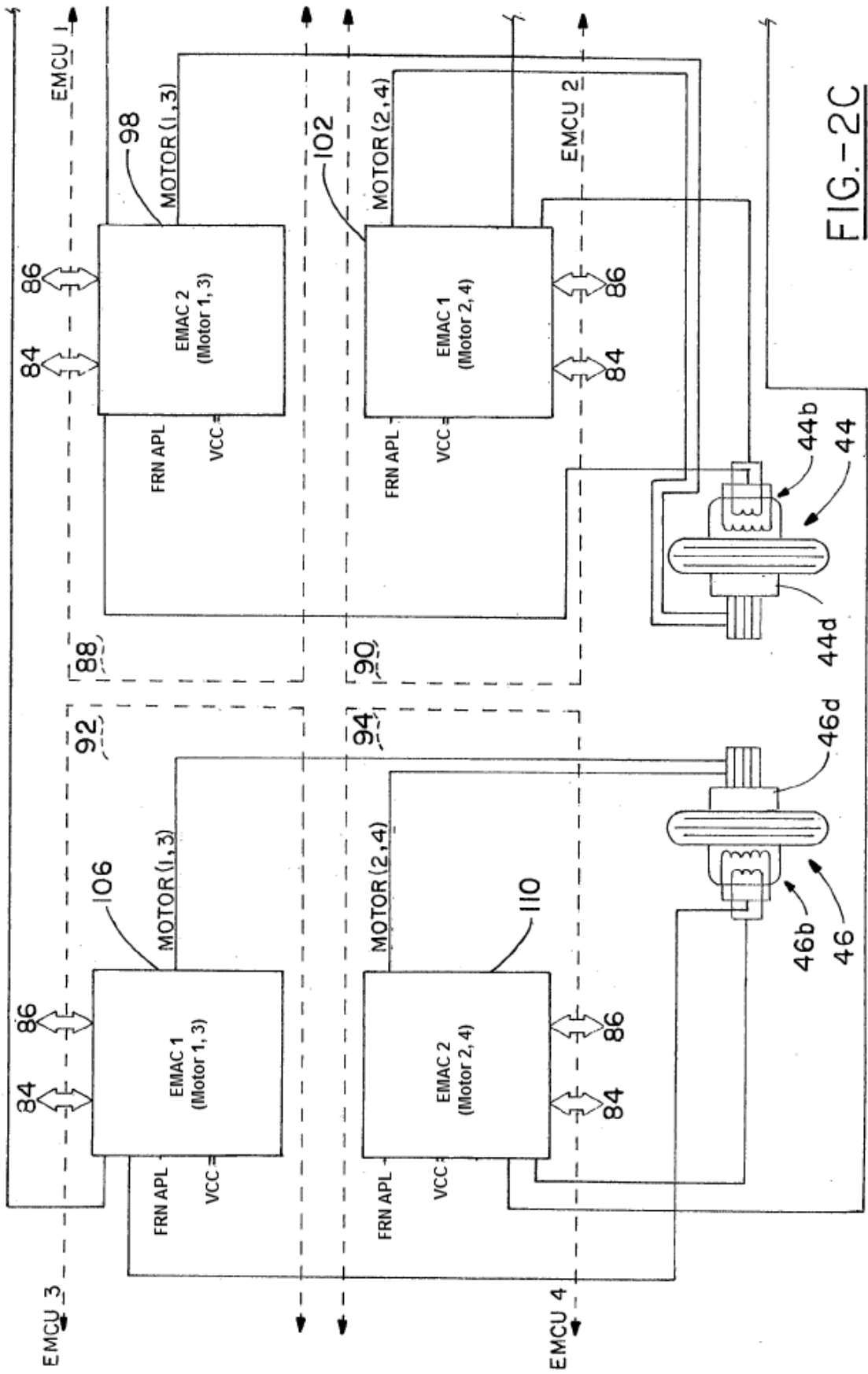


FIG.-2C

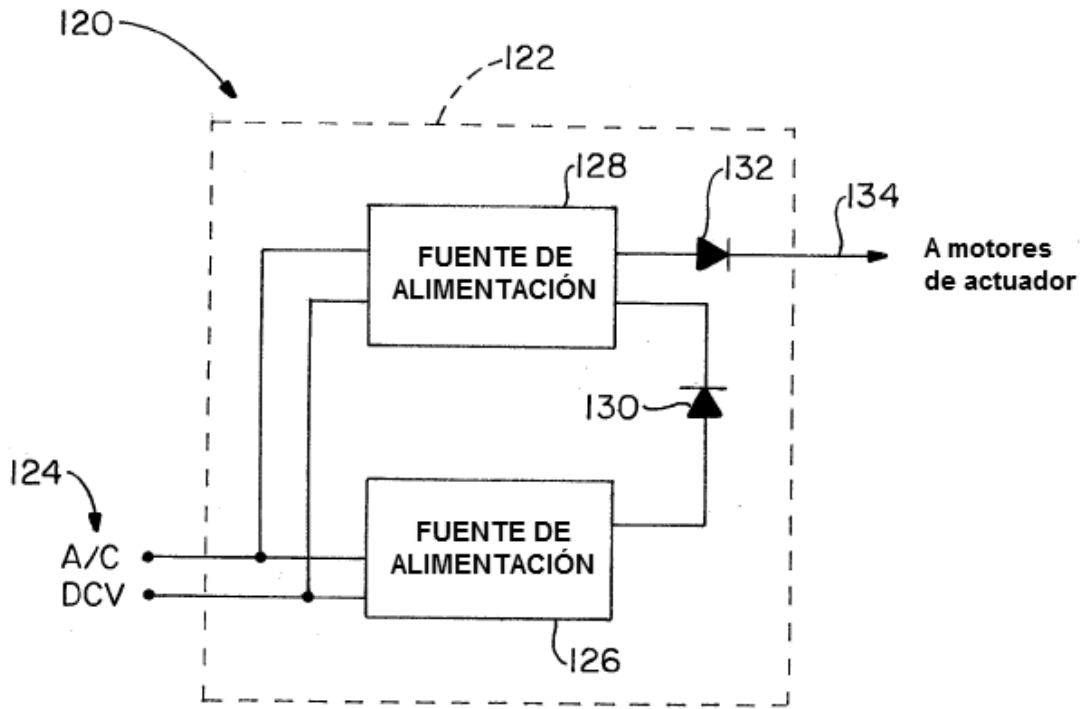


FIG.-3