

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 669 034**

51 Int. Cl.:

**B64C 25/40** (2006.01)

**B64C 25/42** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **15.12.2004 PCT/US2004/041843**

87 Fecha y número de publicación internacional: **03.11.2005 WO05102839**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.12.2004 E 04821791 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **14.02.2018 EP 1704087**

54 Título: **Método y aparato para frenado y maniobra**

30 Prioridad:

**15.12.2003 US 734216**

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

**23.05.2018**

73 Titular/es:

**SULLIVAN, STEVEN (100.0%)  
268 TERRIE DR.  
POTOMAC FALLS, VA 20165, US**

72 Inventor/es:

**SULLIVAN, STEVEN**

74 Agente/Representante:

**ISERN JARA, Jorge**

ES 2 669 034 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**

Método y aparato para frenado y maniobra

5 ANTECEDENTES DE LA INVENCION

CAMPO DE LA INVENCION

10 La invención se refiere a un tren de aterrizaje de aeronaves y de forma más específica a un motor/generador de buje de rueda integrado, un frenado regenerativo y/o un método de frenado motorizado para un sistema de tren de aterrizaje de una aeronave, que reduce el desgaste del sistema de frenado y los neumáticos asociados a la vez que mejora la estabilidad de dicha aeronave y reduce la necesidad de mantenimiento debido al desgaste.

15 TECNICA RELACIONADA

Es conocido en el campo de los conjuntos de freno y rueda de aeronaves proporcionar un soporte de rueda no giratorio, una rueda montada en el soporte de rueda para el giro, y un apilamiento de disco de freno que utiliza un frenado por rozamiento para convertir el movimiento giratorio de dichos discos en energía térmica de rozamiento que crea el desgaste de dichos discos. Son conocidas varias configuraciones y métodos de accionamiento de freno, tal como en las patentes estadounidenses No. 4,381,049, 4,432,440, 4,542,809, 4,567,957, 4,596,316, 4,865,162 y 6,615,958, y 2 391 952.

20 El estado de la técnica actual para proporcionar sistemas de frenado para aeronaves utiliza estatores y rotores, los cual se empujan para entrar en contacto físico entre sí por tanto generando un calor por rozamiento que induce el desgaste de los discos asociados y requiere un mantenimiento periódico para reemplazar las partes desgastadas.

25 El inconveniente principal de los frenos de disco de carbono de los últimos diseños es que se necesita un gran volumen de material de carbono para absorber la misma cantidad de energía térmica que el de los frenos de disco de acero. Otro inconveniente de los frenos de disco de carbono es la disminución de la capacidad de frenado debido a la contaminación por humedad de las superficies de carbono debido a la lluvia y el alto coste de reemplazo después de que se han desgastado.

30 Además, se requiere que la aeronave maniobre dentro de las rodaduras en tierra, pistas y terminales definidos. Uno de dichos requisitos es que un giro de 180 grados que proporciona un límite superior en la aeronave permitido para una pista particular basándose en la anchura de la pista y la habilidad de dicha aeronave en llevar a cabo un giro de 180 grados dentro del ancho físico de dicha pista. Los trenes de aterrizaje actuales proporcionan habilidades limitadas para realizar dichos giros de 180 grados.

35 Una preocupación significativa en un diseño de freno de la nave de la disposición de la energía cinética de la aeronave dentro del sistema de frenado del sistema de tren de aterrizaje durante el aterrizaje y las condiciones de un despegue rechazado. En última instancia, es el rozamiento por rodadura en tierra presente entre los neumáticos y la superficie de aterrizaje, la que ralentiza la aeronave, por tanto los requisitos de capacidad de frenado se basan en el peso de aterrizaje máximo de la aeronave y en el rozamiento por rodadura. Los sistemas de frenado de la técnica anterior son relativamente inflexibles con respecto a la manera en la cual generan la fuerza de frenado requerida.

40 OBJETOS DE LA INVENCION

50 Por consiguiente, es un objeto de la invención proporcionar un sistema y un método mejorados para el frenado y la maniobra en el tren de aterrizaje de una aeronave.

Es un objeto adicional de la invención superar las limitaciones e inconvenientes asociados con los sistemas de la técnica anterior para el frenado y la maniobra en el tren de aterrizaje de una aeronave.

55 Un objeto adicional de la invención es reducir el desgaste de los componentes involucrados en el tren de aterrizaje y en el sistema de frenado, añadir estabilidad a la estructura de la aeronave, e incrementar la fiabilidad, a la vez que se reduce la necesidad de mantenimiento asociado con los sistemas de frenado por rozamiento actuales.

60 Es un objeto adicional de la invención reducir la necesidad de discos de freno por rozamiento dentro del tren de aterrizaje de la aeronave.

Es un objeto adicional más de la invención proporcionar un sistema y un método para recuperar la energía cinética de la aeronave y convertir dicha energía en energía eléctrica.

65 Es un objeto adicional más de la invención proporcionar un sistema y un método para el tren de aterrizaje de una aeronave, el cual permita un radio de giro reducido de la aeronave.

Otro objeto es reducir el desgaste de los neumáticos de dicha aeronave debido al desgaste por rozamiento por deslizamiento debido al aterrizaje haciendo coincidir estrechamente la velocidad radial de los neumáticos del tren de aterrizaje con la velocidad del terreno relativa de tal manera que cuando sucede el aterrizaje la diferencia en la velocidad se minimiza de forma importante, por tanto reduciendo de forma importante el desgaste por rozamiento por deslizamiento de dichos neumáticos asociados con el aterrizaje de los neumáticos del tren de aterrizaje con la superficie de aterrizaje de la pista. El rozamiento por deslizamiento, que está presente en el estado de la técnica actual, crea un desgaste asociado que afecta al rendimiento del neumático por tanto afectando a la seguridad.

Un objeto adicional es proporcionar unos medios de fuerza motriz para el propósito de conducir la rodadura en tierra y las maniobras en tierra de dicha aeronave, lo cual contribuye a una eficiencia, maniobrabilidad, estabilidad y seguridad mayores de dicha aeronave.

Un objeto adicional es proporcionar unos medios de fuerza motriz con el propósito de ayudar al despegue, los cuales reduzcan la distancia de despegue requerida para la aeronave, lo cual también contribuye a una eficiencia, maniobrabilidad, estabilidad y seguridad mayores de dicha aeronave.

### RESUMEN DE LA INVENCION

La presente invención proporciona unos medios únicos de frenado de la aeronave en los que el uso de un frenado regenerativo y/o de un frenado motorizados aplicado de una manera, la cual crea ventajas sobre los sistemas de frenado por rozamiento de la técnica anterior. Esto se logra por medio de un conjunto de aterrizaje de aeronaves de acuerdo con la reivindicación 1 y un método de acuerdo con la reivindicación 35. La energía cinética de dicha aeronave es convertida en energía eléctrica, que se puede disipar a través de una resistencia y/o almacenar para un uso posterior cuando la aeronave está despegando, rodando en tierra o realizando otras maniobras en tierra, o puede utilizarse en el momento del aterrizaje para aumentar la efectividad del sistema de frenado electromagnético instituyendo el uso de una acción de frenado motorizado, por tanto aumentando el conjunto del sistema de frenado y añadiendo estabilidad y seguridad a dicha aeronave.

Además, se ha descubierto que otras características presentes tienen aplicaciones para reducir el desgaste de neumático del tren de aterrizaje de la aeronave utilizando el motor/generador del buje de rueda como un motor antes del aterrizaje para hacer coincidir la velocidad radial del neumático con la velocidad de tierra relativa de tal manera que cuando sucede el aterrizaje hay una diferencia mínima en las dos velocidades de manera que el desgaste por fricción por deslizamiento se minimiza de forma importante por tanto mejorando la vida útil de los neumáticos del tren de aterrizaje, por tanto aumentando el rendimiento de dichos neumáticos del tren de aterrizaje, lo cual se añade a la controlabilidad y seguridad de dicha aeronave. Hay un beneficio añadido de que cuando las ruedas del tren de aterrizaje son motorizadas en el vuelo, proporcionan un efecto de estabilización giroscópico, lo cual estabiliza de forma dramática la aeronave dependiendo de la velocidad de giro de dichas ruedas del tren de aterrizaje.

En un modo de realización, la pila de discos del motor/generador del buje de rueda incluyen discos de rotor y del estator alternativos donde cada disco de rotor está acoplado a la rueda para el giro y cada disco de estator está acoplado al eje y/o al tubo del par de rotación para soportar que es estático con respecto al giro del neumático. En un modo de realización preferido el motor/generador del buje de rueda funciona como un freno por medio de la acción del generador también conocida como frenado regenerativo en donde interacciones de un par de rotación magnético entre secciones del disco de rotor y del disco de estator aplican una fuerza de frenado al conjunto de rueda y neumático y la energía eléctrica generada es almacenada para un uso posterior.

El motor/generador de buje de rueda puede tener montada en el mismo una pluralidad de miembros de disco de estator y de rotor que pueden ser activados o desactivados de forma individual, de forma secuencial, o al unísono con la aplicación de una corriente eléctrica o la generación de una corriente eléctrica variando las direcciones dependiendo de la necesidad del motor y/o de la acción regenerativa y/o motorizada. En dicho caso, se aplica el frenado electromagnético utilizando los discos de rotor y de estator asociados como un generador y desde la energía de salida del estator se aplica a otro disco de estator de tal manera que se aumenta el efecto de frenado del rotor asociado de dicho otro disco de estator, por tanto logrando una acción de frenado motorizada o una motorización de un disco o discos que está(n) actuando como un generador dentro de la misma, u otro motor/generador de buje de rueda, apilamiento de disco tales como el disco o discos de generación.

El método de las interconexiones eléctricas de motor/generador de un diferente disco o discos del estator dentro del mismo, u otro motor/generador de buje de rueda, pila de disco o método de frenado motorizado tal y como se describe en el presente documento se pueden variar en numerosas combinaciones del disco o discos de generador y del disco o discos del motor dentro de la presente invención y es único en el área del motor/generador de flujo de tipo axial de disco y ofrece flexibilidad en las aplicaciones de aeronaves permitiendo una adición eléctrica y/o física de disco o discos o retirada de disco o discos basándose en el peso de aterrizaje de la aeronave y/o en las necesidades del diseño del tren de aterrizaje. La interconexión eléctrica de los discos en la cual cualquier disco dentro de la pila de disco del motor/generador del buje de rueda puede actuar como un motor o como un generador o en cualquier combinación de los mismos es conocida como método de frenado motorizado tal y como se propone dentro de la presente invención, lo cual añade flexibilidad al diseño del tren de aterrizaje de la aeronave.

Incorporando el uso de un motor/generador es de flujo de tipo axial de disco se reduce de forma importante el coste de diseño debido a la flexibilidad para motorizar y frenar dicho motor/generador.

5 Tal y como se señaló anteriormente, una preocupación en el diseño de un freno de aeronave es la disipación de energía cinética de la aeronave dentro del sistema de frenado del sistema de tren de aterrizaje durante el aterrizaje y las condiciones de un despegue rechazado; en última instancia, es el rozamiento por rodadura presente entre los neumáticos y la superficie de aterrizaje el que ralentiza la aeronave, y por tanto los requisitos de capacidad de frenado están basados en el peso de aterrizaje máximo de la aeronave y el rozamiento por rodadura. El método de frenado motorizado de acuerdo con la invención introduce flexibilidad cuando se genera la fuerza de frenado  
10 requerida de la que adolecen los sistemas de frenado del estado de la técnica actual, y permite diseños más eficientes ya que una sobrecarga de la aeronave puede incrementar la cantidad de capacidad de frenado por medio de la alteración de las conexiones eléctricas a través de controles de conmutación por tanto aumentando la seguridad de la aeronave.

15 Además, implementando el uso del motor/generadores del buje de rueda de flujo de tipo axial de disco dentro del tren de aterrizaje, dicha aeronave es capaz de reducir el radio de giro en el cual se puede lograr un giro de 180 grados por medio de la motorización de un conjunto de tren de aterrizaje en una dirección y la motorización de otro conjunto de tren de aterrizaje en la dirección opuesta, este método de giro por tanto permite que dicha aeronave complete un giro de 180 grados dentro de un radio de giro más pequeño en oposición al del tren de aterrizaje del  
20 estado de la técnica actual, debido al hecho de que el centro de giro de la presente invención está ubicado entre el tren de aterrizaje principal de la línea central de dicha aeronave y no en la intersección de las líneas que se extienden desde los ejes del tren de aterrizaje delantero y del tren de aterrizaje como con el tren de aterrizaje del estado de la técnica actual. Esta característica proporciona un desgaste reducido de la superficie de la pista debido a la falta de necesidad de bloquear los frenos en el conjunto de tren de aterrizaje pivotante y elimina el desgaste asociado de los neumáticos del conjunto de tren de aterrizaje pivotante debido al rozamiento por deslizamiento, que  
25 está presente en el estado de la técnica actual.

#### BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

30 La invención es explicada con mayor detalle más abajo con referencia a un modo de realización de ejemplo que es ilustrado en las figuras que acompañan.

La figura 1 es una vista en sección transversal de un modo de realización del motor/generador de buje de rueda de flujo de tipo axial de disco de acuerdo con la invención.

35 La figura 2 es un diagrama de flujo que representa una implementación posible de los controles de conmutación utilizados para implementar el método de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con la invención.

40 La figura 3 es un diagrama de bloques que ilustra un método y un aparato para un control ABS de lógica difusa de acuerdo con la invención.

#### DESCRIPCIÓN DE UN MODO DE REALIZACIÓN PREFERIDO

45 La figura 1 muestra la vista en sección transversal de un posible motor/generador de buje de rueda de flujo de tipo axial de pila de disco utilizado para lograr el frenado electromagnético necesario y/o para motorizar las ruedas del tren de aterrizaje. Los rotores 1 están acoplados a la rueda 4 y giran con la rueda 4. Los discos 2 de estator, que pueden estar contruidos de un material eléctricamente conductor, están acoplados al árbol 3 y/o al tubo de par de rotación central, y son estacionarios con respecto a la rueda en la cual dichos discos están aislados eléctricamente entre si excepto a través de conexiones eléctricas disponibles (no mostradas). Los discos 1 de rotor, que pueden  
50 estar contruidos de un material eléctricamente conductor o pueden estar contruidos de imanes permanentes, están acoplados a la rueda 4. La rueda 4 está soportada por medio de un conjunto 5 de apoyo, que puede estar comprendido de conjuntos de apoyo internos y externos o un apoyo tipo manguito, de aire o magnético.

55 En un modo de realización preferido, antes del aterrizaje, la rueda 4 es motorizada aplicando una energía con un flujo radial de corriente eléctrica a través del disco 2 de estator que genera un campo de flujo magnético axial que interactúa con el campo de flujo magnético axial de los imanes permanentes del disco 1 de rotor que tienen una densidad energética alta tal como el neodimio, los cuales están ubicados sustancialmente dentro del disco 1 de rotor con una orientación de flujo axial en la cual todos los imanes permanentes están en la misma dirección de vector. Este modo de realización desarrolla un par de rotación magnético entre el disco uno de rotor y el disco 2 de estator, lo cual provoca que la rueda 4 sufra una acción de motor. El disco 2 de estator y/o el disco 1 de rotor pueden estar  
60 comprendidos de aluminio que puede estar revestido con cobre, el cual puede además estar revestido de plata y/o puede estar comprendido de cualquier otra combinación de aleaciones tal como berilio, cobre y/o un polímero conductor para una resistencia mayor. Las conexiones requeridas no son mostradas, ya que la provisión de conexiones eléctricas es bien conocida. Dicha conexión eléctrica puede incluir, por ejemplo, contactos rodantes y/o  
65 escobillas de carbono deslizantes. De forma alternativa, un diseño sin escobillas se puede utilizar con el fin de lograr

la acción del motor/generador debido a las interacciones de flujo magnético axial descritas en el presente documento.

5 La figura 2 muestra el flujo de las señales de sistema de controles de conmutación y las señales de energía utilizadas para lograr las señales necesarias para controlar la motorización y/o el frenado del motor/generador de buje de rueda del tren de aterrizaje de la aeronave con un diseño sin escobillas.

10 En el caso de proporcionar una acción de motor al motor/generador del buje de rueda se utilizan sensores 21 de efecto Hall para indicar la posición de los imanes permanentes dentro del disco de rotor en donde los imanes son polos norte y sur alternativos con el flujo alineados axialmente y alineados con bobinas de campo asociadas. La información de posición del disco de rotor es enviada al procesador 23 para una sincronización apropiada de señales de control que son enviadas a los aisladores 25 ópticos que después son enviadas al control 20 de controlador de conmutación sin escobillas polifásico el cual aplica una energía desde el dispositivo de almacenamiento de energía y/o un suministro 29 de energía a bordo a las bobinas de campo del estator dentro de un único disco 32 de estator de manera que se produce una acción de motor o bien en las direcciones de avance o inversa dependiendo de la entrada desde el control 27 de freno del usuario y de entrada de motorización que proporciona la información al procesador 23 a través de los aisladores 25 ópticos de manera que inicia una entrada de usuario para una acción de motor de avance o inversa dentro del motor/generador de buje de rueda y la entrada desde el controlador 24 de freno de estacionamiento al procesador 23 es tal que dicta si el sistema de frenado de estacionamiento es acoplado o no. Una alarma 22 se activará si el freno de estacionamiento está acoplado y la entrada de usuario desde el control 27 de freno de usuario y de entrada de motorización está iniciando la acción de motor. Si el freno de estacionamiento es desacoplado, el procesador 23 permitirá una acción de motor en la dirección de avance o inversa o por la entrada de usuario desde el control 27 de freno de usuario y de entrada de motorización.

25 En el caso de proporcionar una acción de generador desde el motor/generador de buje de rueda se proporciona una conexión de energía eléctrica desde las bobinas de campo del estator dentro de un disco 32 de estator único al control 31 de rectificación polifásica y de frenado y como sucede un movimiento relativo entre las secciones de estator y de rotor se genera una señal de energía polifásica dentro de las bobinas de estator del motor/generador del buje de rueda y esta señal de energía es enviada al control 31 de rectificación polifásica y de frenado regenerativo que convierte la señal de energía polifásica variable en una señal de CC basándose en las señales de control generadas desde el procesador 23 que son dependientes de las señales de control de usuario de entrada desde el control 27 de freno de usuario y de entrada de motorización. Si la señal de control del procesador es tal que se requiere un almacenamiento de energía y/o la disipación de energía, entonces la señal de energía de CC es enviada desde el control 31 polifásico y de frenado regenerativo al dispositivo de almacenamiento de energía y/o a la fuente 29 de alimentación a bordo para un uso posterior y/o enviado a una resistencia 33 de disipación de energía para la disipación de la energía eléctrica generada. El control 31 de rectificación polifásica y de frenado regenerativo puede también ser utilizado para proporcionar energía eléctrica polifásica al control 26 de frenado motorizado el cual es controlado por las señales del control del procesador 23 aplicando comandos de frenado motorizados tal y como se describe dentro del modo de realización preferido en el que se aplican señales de energía polifásica a las bobinas de campo del estator de otro disco 28 de estator dentro de la misma u otra pila de disco del motor/generador del buje de rueda de manera que se suministra energía eléctrica a las bobinas de campo del estator de otro disco 28 de estator que está experimentando una acción de generador por tanto aumentando el efecto de frenado motorizando el disco en la dirección opuesta a la dirección de giro del rotor por tanto proporcionando un efecto de frenado motorizado que es único en el área de los motores y generadores de flujo axial sin escobillas.

Los motores y generadores de flujo axial sin escobillas son bien conocidos en los cuales se utilizan secciones de rotor y de estator segmentadas. Variaciones de motores y generadores de flujo axial sin escobillas son mostrados dentro de las siguientes patentes estadounidenses No. 4,223,255, 4,567,391 4,585,085, 6,046,518, 6,064,135 50 6,323,573 B1, 6,617,748 B2 y 6,633,106 B1 también dentro de las siguientes publicaciones de solicitudes US 2003/0159866 A1 y US 2002/0171324 A1. Se puede utilizar cualquier motor/generador de flujo del tipo axial también conocido como motores de disco o de crepe incorporando el método de frenado motorizado como el descrito dentro de la patente que incluye aquellos que aún no han sido concedidos como patente. Los rotores o estatores están en general compuestos de segmentos de imán permanente de manera que existen polos norte y sur alternativos con el flujo alineado axialmente. Las secciones de rotor y estator generalmente consisten en bobinas de estator o de rotor dentro de un disco único de estator lo de rotor fijado al disco de estator o de rotor con sensores de efecto Hall que también están fijados al disco del estator o de rotor, el cual también está segmentado de tal manera que alinea los conjuntos de bobinas con los imanes permanentes utilizados dentro del rotor o estator. Las bobinas de rotor o de estator dentro de un disco único requieren una aplicación controlada de corrientes a dichas bobinas desde un control 55 de controlador de conmutación sin escobillas polifásico de manera que provoca la acción del motor. Las señales de control aplicadas a dichos controles de controlador de conmutación sin escobillas polifásicos son generadas desde un procesador a través de aislamiento óptico utilizando la información de la posición proporcionada por los sensores de efecto Hall. Dichos motores sin escobillas también se pueden utilizar en un frenado regenerativo para suministrar energía eléctrica por medio de una acción de generador y el trayecto de corriente eléctrica es proporcionado por medio de controles de conmutación eléctricos en donde la energía eléctrica generada es almacenada para un uso posterior a través de un sistema de control.

Las formas posibles de los motores y/o generadores de flujo axial pueden resumirse como sigue. Generalmente, los devanados pueden o bien ser estacionarios o giratorios pudiéndose incorporar los devanados en las siguientes estructuras. Una de dicha estructura posible es un material de núcleo de hierro compuesto o laminado ranurado con los devanados situados dentro de las ranuras. Otra posible estructura es una estructura sin ranuras en la cual los devanados son enrollados en bobinas que están embebidas dentro de una estructura sin hierro tal como carbono o pueden estar enrollados alrededor de un material de núcleo de hierro compuesto o laminado. Una estructura posible adicional es un material conductor sólido, que puede o puede que no sea un material ferromagnético. Los devanados para una estructura de disco pueden ser del tipo de circuito impreso y/o estampados en una chapa de cobre y/o pueden ser devanados de cobre enrollados en bobinas individuales, que puede o puede que no tengan una construcción de cable de litz.

#### USOS

En el instante después del aterrizaje, el motor/generador de buje de rueda que es utilizado como un motor se puede convertir para ser usado como generador suspendiendo la aplicación de energía al disco de estator y extrayendo energía de dicho disco de estator debido a la acción del generador que tiene lugar cuando el campo magnético del disco de rotor está en un movimiento relativo con el disco de estator, dicho movimiento relativo es debido a la energía cinética de la aeronave y utilizando una acción y controles de conmutación eléctrica conocidos tal como conmutadores controlados electrónicamente, tal como IGBT o IGCT y/o relés de tipo electromecánicos de manera que la energía eléctrica generada se puede almacenar como en un frenado regenerativo y/o disipar como en un frenado dinámico y/o aplicarse a otro disco del estator que aumenta el efecto de frenado por medio del frenado motorizado.

La corriente eléctrica generada desde el disco de estator puede ser almacenada en el aeroplano por medio de una batería, bancos de condensadores u otros dispositivos de almacenamiento de energía eléctrica adecuados, tales como una bobina o bobinas enrolladas y/o toroidales o bobinas que están eléctricamente conectadas al disco de estator a través de la implementación de electrónica de control y/o contactos físicos, por tanto permitiendo la disipación y/o el almacenamiento de energía eléctrica generada para el propósito de suministrar energía eléctrica para un uso posterior.

El frenado electromagnético en su método de frenado motorizado se aplica de forma preferible utilizando un disco o discos de rotor y de estator asociados como un generador cuya salida es aplicada a otro disco o discos de estator que entonces producen una acción de motor que está en oposición directa a la dirección de giro de la rueda que genera una acción de frenado motorizada que excede a la del frenado regenerativo solo, por tanto disminuyendo la distancia de frenado y aumentando la seguridad de la aeronave.

El método de frenado motorizado se logra de forma preferible mediante dos medios. Los primeros medios son mediante la energía eléctrica generada del disco de estator debido al movimiento relativo del disco de rotor asociado que puede aplicarse a otro disco de estator dentro de la pila de discos del motor/generador de buje de rueda de tal manera que se aumenta el efecto de frenado motorizando los otros discos de rotor asociados de dicho otro disco de estator en la dirección opuesta, por tanto logrando un frenado motorizado o la motorización de un disco o discos dentro del mismo u otra pila de discos del motor/generador de buje de rueda como el disco o discos de generación. Los segundos medios utilizan una energía eléctrica almacenada y/o generada a bordo y/o externa de tal manera que la energía es aplicada al disco de estator a través de conexiones eléctricas proporcionadas de manera que la acción de motores aplicada a los discos de rotor en la dirección opuesta de giro de la rueda por tanto logrando un frenado motorizado o la motorización del disco o discos dentro del motor/generador de buje de rueda. Los dos medios anteriores se pueden combinar para producir el frenado deseado.

El motor/generador de buje de rueda de flujo axial puede ser utilizado para proporcionar una acción de motor a las ruedas del tren de aterrizaje de la aeronave por lo tanto proporcionando un efecto de estabilización giroscópico, a la aeronave. En la secuencia de aterrizaje la aeronave podría desplegar el tren de aterrizaje y después aplicar un movimiento giratorio de avance a las ruedas del tren de aterrizaje de la aeronave, lo cual estabilizará la aeronave debido al efecto giroscópico, por tanto aumentando la estabilidad y seguridad de la aeronave.

Otro modo de realización utiliza un frenado de corriente de Eddy en oposición a un frenado electromagnético donde el disco de rotor está construido de aluminio, una aleación de aluminio, acero, cobre, berilio, plata o cualquier combinación de los mismos de varias construcciones y el disco de estator puede estar construido tal y como se describió anteriormente en el caso electromagnético de los modos de realización preferidos anteriores en donde el frenado se logra aplicando una corriente eléctrica al disco de estator de manera que el campo magnético del disco de estator induce corrientes de Eddy dentro de dicho disco de rotor de manera que se desarrolla un par de rotación magnético que genera una acción de frenado contra la rueda de dicha aeronave.

Cualquier combinación de los modos de realización anteriores se puede utilizar adicionalmente a los sistemas de frenado por rozamiento utilizados actualmente, por tanto aumentando la vida y ayudando a la utilidad del sistema de frenado por rozamiento así como reduciendo el coste de mantenimiento asociado reduciendo la velocidad de desgaste y el número de discos de rozamiento requeridos. Los sistemas de refrigeración utilizados para los sistemas

de frenado por rozamiento pueden también ser empleados en los modos de realización anteriores en combinaciones de los modos de realización si fuera necesario.

5 En el caso de un evento de aterrizaje el piloto despliega el tren de aterrizaje y el motor/generador de buje de rueda del tren de aterrizaje aplica energía mediante los controles de entrada del piloto de tal manera que provoca un giro de avance de los neumáticos del tren de aterrizaje. La velocidad de giro del neumático del tren de aterrizaje para un evento de aterrizaje a 130 millas por hora para una aeronave 747 podría ser de aproximadamente 48 rad/s con el fin de hacer coincidir las velocidades del neumático y del terreno por tanto reduciendo de forma significativa el desgaste por rozamiento por deslizamiento de dichos neumáticos. En el instante después del aterrizaje, se utilizan sistemas de control para almacenar la energía eléctrica generada desde el motor/generador de buje de rueda por tanto proporcionando un frenado regenerativo. Después unos instantes más tarde la energía almacenada es aplicada a los motores de buje de rueda a través del sistema de control para provocar la acción de motor en la dirección opuesta a la dirección de giro del rotor por tanto proporcionando un frenado motorizado. Para provocar que la aeronave se detenga completamente se podría utilizar un frenado motorizado y desacoplarlo cuando se ha detenido el movimiento de avance y después aplicar una corriente continua que se podría aplicar al disco de estator de manera que cada bobina de campo de estator podría ayudar al flujo magnético presente debido al flujo magnético permanente del rotor que también se podría utilizar para aplicar una fuerza de frenado de estacionamiento a las ruedas del tren de aterrizaje cuando se aparca en la terminal.

20 En el caso de un evento de despegue, el piloto podría iniciar los controles de entrada de manera que provoca un giro de avance de los neumáticos del tren de aterrizaje y enciende los motores de reacción. Esto podría provocar que la aeronave se desplace a lo largo de la pista más rápido que con el uso de motores de reacción solos por tanto reduciendo la distancia de pista necesaria para despegar para una aeronave particular.

25 En el caso de un despegue rechazado todos los sistemas de frenado podrían acoplarse de una manera tal que se maximice la capacidad de frenado de la aeronave.

30 En el caso de una maniobra en el terreno de giro de 180 grados, el piloto iniciaría los controles de entrada de tal manera que provoca que un conjunto de tren de aterrizaje sea alimentado en la dirección de avance y otro conjunto de tren de aterrizaje sea alimentado en la dirección opuesta por lo tanto logrando el giro de dicha aeronave cuando se termina bajo el control del piloto.

35 En el caso de operaciones en un portaaviones la energía suministrada procede de una fuente externa de energía a través de una fijación a la aeronave de manera que es utilizada para propulsar o lanzar la aeronave fuera del portaviones. Los medios de conexión eléctrica pueden ser un conector de contacto físico directo o de tipo sin contacto que emplea el uso de una inducción magnética para transferir la energía desde una pista en tierra a la aeronave. Dicha implementación en pistas de tierra de aeronaves comerciales se podría incorporar en la pista de un aeropuerto de manera que se permite una transferencia de energía y/o proporcionar medios en los cuales el personal de control de la aeronave podría controlar directamente los movimientos en tierra de la aeronave controlando la potencia suministrada al motor/generador de buje de rueda de la aeronave por tanto incrementando el nivel de control por parte del personal de control de la aeronave.

45 Otros modos de realización están dentro del alcance de la presente invención. Por ejemplo, el sistema puede ser muy flexible en su control de manera que permita a un conjunto de disco de estator-rotor configurarse para ser capaz de alimentar a otro conjunto de disco del estator-rotor manera que logre el frenado motorizado. El frenado motorizado se puede lograr aplicando un par de rotación en la dirección opuesta a la del movimiento de giro debido al evento de aterrizaje.

50 Un posible uso podría ser como sigue: en un evento de aterrizaje las ruedas podrían girarse hasta la velocidad de aterrizaje y en el instante después del aterrizaje se retiraría la aplicación de energía y las ruedas podrían actuar como generadores. El sistema podría almacenar esta energía y después unos instantes más tarde la energía almacenada se podría aplicar a los conjuntos de estator-rotor de manera que se aplica un par de rotación en la dirección de giro opuesta por tanto logrando el frenado motorizado. Esto puede generar una curva de par de rotación no lineal para el evento de aterrizaje que podría estar totalmente controlada por ordenador de manera que aumenta el nivel efectivo de frenado.

60 Como otro ejemplo, la presente invención no necesita utilizar motores de flujo axial. Se puede aplicar cualquier dispositivo de motor-generador eléctrico conocido en la técnica a los diferentes modos de realización de conjunto de tren de aterrizaje divulgados para lograr sus correspondientes beneficios.

65 Además de las ventajas enumeradas, tal como la habilidad de controlar la magnitud del frenado dependiendo de una tensión aplicada a los conjuntos de estator-rotor, la presente invención incluye otras ventajas. Por ejemplo, donde dos o más ruedas del tren de aterrizaje principal pueden girar de forma diferencial y/o en direcciones opuestas, el "radio de giro" o anchura de pista necesaria para una aeronave para girar 180 grados disminuye, por tanto haciendo posible unas pistas de aterrizaje más pequeñas que de otro modo no estarían disponibles para una aeronave. Esto a su vez permitirá a las aeronaves tomar trayectos de desplazamiento más directos, siendo capaces de basarse en

pistas de aterrizaje adicionales en caso de emergencia, por tanto reduciendo los tiempos de vuelo y el consumo de combustible.

5 Como otro ejemplo de una ventaja, la rodadura de aeronaves, particularmente de aeronaves a reacción, es muy poco eficiente debido a que la eficiencia del motor a reacción aumenta con una velocidad mayor. Por lo tanto, la habilidad de los conjuntos de estator-rotor para convertir la energía eléctrica (si está almacenada a bordo en un dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica o fuera de la aeronave y transferida a través, al de, por ejemplo, inducción) en energía de giro de la rueda puede ayudar a aliviar algunas de las ineficiencias al accionar los motores de relación de una aeronave a bajas velocidades. Además, no sólo se pueden utilizar ruedas accionadas eléctricamente en la ayuda a la rodadura en tierra y el despegue, sino que también pueden reducir o eliminar la necesidad de dos motores que son utilizados convencionalmente para mover aeronaves de maneras de otro modo difíciles (por ejemplo, a la inversa).

15 Como otro ejemplo de una ventaja, la habilidad del sistema para girar las ruedas del tren de aterrizaje a una velocidad que coincide aproximadamente con la velocidad de la aeronave tras el aterrizaje reduce la "sacudida" o impulso que resulta directamente cuando las ruedas estacionarias de una aeronave convencional aceleran de forma rápida y violenta tras el aterrizaje de la aeronave. Reduciendo o eliminando esta sacudida se obtienen las ventajas de un confort del pasajero adicional, un desgaste del neumático y de la pista de aterrizaje reducidos, y también se puede proporcionar un efecto giroscópico de estabilización.

20 La acción de motor del motor/generador de buje de ruedas se puede utilizar como una fuente de energía motriz para el despliegue o extensión del tren de aterrizaje durante la preparación de un evento de aterrizaje o para la retracción del tren de aterrizaje después de un despegue, en donde la actuación del motor es transmitida a través de una conexión mecánica para provocar el posicionamiento y el bloqueo del tren de aterrizaje. Dicho sistema puede ser implementado utilizando un mecanismo accionado por husillo u otro de dichos medios mecánicos para proporcionar la transmisión del movimiento desde el motor/generador del buje de rueda al movimiento de los puntales del tren de aterrizaje o el conjunto de soporte en una posición descendida y bloqueada en el caso de un evento de aterrizaje y en una posición ascendida y segura después de un evento de despegue.

25 30 Otras consideraciones en la aplicación de la presente invención incluyen las siguientes. En primer lugar, el conjunto puede incluir tanto un tren de aterrizaje delantero como un tren de aterrizaje principal. El tren de aterrizaje delantero puede tener muchas o todas las características del tren de aterrizaje principal, tal como uno o más motor/generadores (tal como un motor/generadores de flujo axial), que pueden ser controlados por un procesador. Además, el tren de aterrizaje delantero puede comprender dos o más ruedas que pueden ser giradas de forma diferencial, dependiendo de una señal de direccionamiento desde un usuario procesada por el procesador.

35 40 Los métodos de direccionamiento anteriores de la aeronave son o bien mediante un frenado diferencial y/o un giro del tren de aterrizaje delantero. El frenado diferencial utiliza frenos aplicados a un lado de la aeronave o el otro tal y como se requiera para girar la aeronave junto con una entrada del piloto de manera que se dirige el tren de aterrizaje delantero por medio de una rueda manual y/o una entrada de timón. El frenado diferencial provoca una erosión del terreno o de la pista y un uso constante puede resultar en un fallo en el tren de aterrizaje. Los ángulos de direccionamiento de la rueda delantera anteriores están limitados a más o menos 60 grados lo cual está impuesto por los métodos disponibles tales como actuadores de compresión-tracción, piñón y cremallera, actuadores giratorios, y sistemas de conexión multiplicadores, que sufren un desgaste y requieren mantenimiento. Dichos actuadores metálicos pueden provocar el movimiento del tren de aterrizaje delantero durante el vuelo si hay un fallo en el sistema de autocentrado.

45 50 Girando dos o más ruedas del tren de aterrizaje delantero de forma diferencial se proporciona el giro del tren de aterrizaje delantero sólo cuando los neumáticos están en contacto físico con el terreno o la pista lo cual proporciona el par de rotación requerido para dirigir las ruedas sin ningún movimiento de avance de la aeronave. Este direccionamiento puede lograrse mediante la motorización de un motor/generador de buje de rueda delantero en una dirección y la motorización del otro motor/generador de buje de rueda delantero en la otra dirección por tanto permitiendo el posicionamiento del tren de aterrizaje delantero en cualquier posición deseada por el piloto a través de la entrada del volante. De forma alternativa, el motor/generadores de buje de rueda delantero respectivo se puede girar en la misma dirección a diferentes velocidades.

55 60 Este nuevo método de dimensionamiento por tanto proporciona un aumento en la maniobrabilidad y una reducción en el peso junto con la característica añadida de una fiabilidad mayor. Cuando la aeronave está en movimiento y en contacto con el suelo ambos neumáticos están girando en la misma dirección y tras una entrada del piloto desde el volante un neumático, provocado por el giro más rápido que el otro neumático, proporcionará una diferencia en la energía de entrada del motor/generadores de buje de rueda por tanto permitiendo el direccionamiento del tren de aterrizaje delantero en cualquier dirección deseada mientras se mueve. Los métodos anteriores utilizados en el tren de aterrizaje delantero de la aeronave generan un desgaste no uniforme de los neumáticos del tren de aterrizaje delantero durante el evento de aterrizaje por lo tanto creando un desequilibrio en los neumáticos del tren de aterrizaje delantero. Este desequilibrio de los neumáticos del tren de aterrizaje delantero puede generar una vibración en las ruedas del tren de aterrizaje delantero.

Incorporando el uso del método de la reducción del desgaste de neumático, se aumenta el rendimiento del sistema de direccionamiento del tren de aterrizaje delantero debido a la vibración reducida que es debida a un desgaste no uniforme de los neumáticos del tren de aterrizaje delantero tras un evento de aterrizaje por tanto proporcionando un aumento en la estabilidad con respecto a los métodos actuales utilizados.

5 Otra consideración es que el tren de aterrizaje delantero, que a menudo es utilizado para ayudar en el direccionamiento, puede ser más capaz de dirigir cuando se fuerza de forma importante contra la pista de aterrizaje, particularmente inmediatamente después del aterrizaje, de manera que el sistema podría incluir una aleta o alerón, o el equivalente, configurado para dirigir el aire hacia arriba para ayudar a aumentar la fuerza del tren de aterrizaje y desde la aeronave hacia la pista de aterrizaje.

15 En otro aspecto, la invención proporciona un frenado ABS mejorado. Una ventaja significativa del sistema de frenado electromagnético es el hecho de que la señal de retroalimentación es 1000 veces más rápida que en un sistema hidráulico por tanto permitiendo un aumento en la capacidad de frenada efectiva de un ABS y por tanto aumentando el nivel de seguridad y también contribuyendo a un nivel mayor de fiabilidad ya que los dispositivos electromagnéticos son de forma inherente más fiables que los dispositivos hidráulicos. Los sistemas de frenado electromagnéticos también son de forma inherente de antibloqueo.

20 Hay varios medios para producir un sistema de frenado antibloqueo (ABS) y cualquier ABS o ABS mejorado puede ser incorporado dentro de la presente invención para producir el frenado deseado de la aeronave. Uno de dichos medios posibles descritos implementa el uso de una lógica difusa como unos medios de control posibles.

25 En los últimos años las técnicas de control de lógica difusa han sido aplicadas a un amplio rango de sistemas. Muchos sistemas de control electrónico en sistemas de frenado antibloqueo (ABS) se están desarrollando en la actualidad. Estos sistemas controlados electrónicamente consiguen características superiores a través del uso de un control basado en lógica difusa en lugar de algoritmos de control tradicionales.

30 El ABS es implementado para asegurar un control óptimo y unas distancias de detención mínimas durante un frenado brusco o de emergencia. El número de aeronaves equipadas con ABS se ha incrementado de forma continua a lo largo de los años y hoy en día el ABS es aceptado como una contribución esencial a la seguridad de aeronaves. Los métodos de control utilizados por el ABS son responsables de un rendimiento del sistema mejorado, y mejorar la capacidad del ABS es un objetivo de los fabricantes de aeronaves.

35 Las unidades de control electrónico (ECU) los sensores de velocidad de rueda y los moduladores de freno son componentes principales de un módulo ABS. Los sensores de velocidad de rueda transmiten pulsos a la ECU con una frecuencia proporcional a la velocidad de la rueda. La ECU entonces procesa esta información y regula el freno de forma consecuente. La ECU y el algoritmo de control son parcialmente responsables de lo bien que se comporte el sistema ABS que implementa un algoritmo de control de lógica difusa para su uso en un sistema ABS.

40 Dado que los sistemas ABS son no lineales y dinámicos en su naturaleza no son candidatos principales para un control de lógica difusa. Para la mayoría de las superficies de pista, cuando se aplica una fuerza de frenado al sistema de rueda de la aeronave, la relación longitudinal del rozamiento entre la aeronave y la superficie de la pista aumenta de forma rápida. El deslizamiento de la rueda bajo estas condiciones se considera ampliamente que es la diferencia entre la velocidad del vehículo y una reducción de la velocidad de la rueda durante la aplicación de la fuerza de frenado. Los frenos trabajan debido a que el rozamiento actúa contra el deslizamiento. Cuanto mayor sea el deslizamiento con una fricción suficiente, mayor será la fuerza de frenado que se ejercerá sobre el momento de las aeronaves. Desafortunadamente, el resbalamiento puede y trabajará contra el mismo durante un OTR o sobre superficies mojadas o congeladas en las que el coeficiente de rozamiento superficial varía. Si la fuerza de frenado continúa siendo aplicada más allá del coeficiente de rozamiento útil de la superficie de la pista, el frenado comenzará de forma efectiva a funcionar en un entorno sin rozamiento. Aumentando la fuerza de frenado en un entorno de rozamiento decreciente a menudo resulta en un bloqueo total de la rueda. Se ha probado tanto de forma matemática como empírica que un deslizamiento de la rueda produce una fricción menor que una fricción por rodamiento de una rueda moviéndose.

55 Los algoritmos de control del ABS deberían tener en cuenta la no linealidad en el par de rotación de frenado debido a la variación de temperatura y a la dinámica de las interacciones de campo de flujo magnético. También, las perturbaciones externas tales como cambios en el coeficiente de rozamiento y la superficie de la pista deberían tenerse en cuenta, por no hablar de las influencias del desgaste del neumático y de la antigüedad de los componentes del sistema. Estos factores de influencia aumentan la complejidad del sistema, a su vez afectan a los modelos matemáticos utilizados para describir los sistemas. A medida que el modelo se vuelve cada vez más complejo, las ecuaciones requeridas para controlar el ABS también se vuelven cada vez más complicadas. Debido a la naturaleza altamente dinámica del ABS se utilizan muchos supuestos y condiciones iniciales para hacer que el control sea alcanzable. Una vez que se logra el control el sistema es implementado en configuraciones de demostración de prototipo y probado. El sistema es entonces modificado para alcanzar el estado de control deseado tal y como se ha definido por la configuración de prueba.

Debido a la naturaleza de la lógica difusa, los factores dinámicos influyentes se tienen en cuenta en una descripción del ABS basada en reglas. Este tipo de control "inteligente" permite un desarrollo más rápido de un código de sistema. Un artículo reciente titulado "Fuzzy Logic Anti-lock Brake System for a Limited Range Coefficient of Friction Surface," 1993 IEEE, aborda alguno de los problemas asociados con el desarrollo inicial de ABS difuso a partir de la perspectiva de un fabricante de sistemas.

La figura 3 es un diagrama de bloques que ilustra un método y un aparato para un control de ABS de lógica difusa de acuerdo con la invención. Las entradas del ABS de lógica difusa son representadas en la figura 3 y consisten en:

1. El freno: este bloque representa la deflexión/aflexión del pedal de freno. Esta información es adquirida en un formato digital o analógico y también indica la posición del freno de estacionamiento.

2. El modo de aterrizaje: esto indica si la aeronave está en el modo de aterrizaje y también puede programar datos específicos de la pista como una entrada de datos al sistema.

3. El despegue: esto introduce registros si la aeronave está preparada para el despegue, y si el motor está funcionando o no.

4. Retroalimentación: este bloque representa un conjunto de entradas que se refieren al estado del sistema de ABS tal como la temperatura, los niveles de corriente eléctrica generados y o aplicados al motor/generadores del buje de rueda entre otros.

5. Velocidad de rueda: en una aplicación típica Este representará un conjunto de señales 4 de entrada para cada motor/generador de buje de rueda dentro de cada conjunto de tren de aterrizaje principal que transmite la información referente a la velocidad de cada rueda. Estas informaciones son utilizadas para derivar toda la información necesaria para el algoritmo de control.

6. La entrada de datos y la ponderación permiten combinar y evaluar varios datos de entrada en cuanto a la validez y ponderación apropiada antes de comenzar a enviarse a los algoritmos de control de la ABS instalados dentro del motor de interfaz del programa principal.

7. El motor de interfaz del programa principal puede actualizarse a medida que dichas mejoras estén disponibles para procesar los datos de entrada para su uso por la unidad de control electrónica que emite datos a los indicadores para el piloto tal como una señal de posible error y el controlador de modulación de anchura de pulso que controla la potencia aplicada al motor/generadores de buje de rueda del sistema de frenado.

La aceleración y el resbalamiento de cada rueda se pueden calcular combinando las señales de cada rueda. Estas señales son después procesadas en el sistema de ABS de lógica difusa para lograr un control deseado y dicha arquitectura es tal que toma ventaja del tiempo de ejecución matemático mejorado a medida que dichas mejoras se hacen disponibles.

Cuando el frenado dinámico está activo, en donde el frenado dinámico consiste en la utilización del motor/generador de buje de rueda como un generador y la aplicación de la energía de salida a un banco de resistencia se puede establecer de tal manera que el sistema de frenado libera el sistema de frenado automático en el motor/generadores de buje de rueda, ya que ambos sistemas de frenado podrían resultar en demasiada resistencia y provocar que las ruedas se deslizaran portando provocando áreas planas en los neumáticos de las ruedas. Otra variación podría ser un frenado mixto. El frenado mixto es utilizado para hacer el frenado incluso más eficiente. Creador la electrónica de retroalimentación del ABS, el frenado mixto utilizará algunos sistemas de frenado automáticos mientras en el rango inferior de dinámica y en el amperaje más alto de la dinámica utiliza el menor frenado automático, si se utiliza. En una dinámica completa el frenado automático podría ser tal que estuviese completamente liberado. El frenado mixto está ligado al resbalamiento de la rueda y a otros circuitos de control de frenado tales como las velocidades de aceleración y la velocidad en el motor/generador de buje de rueda.

Aunque han sido descritos modos de realización de ejemplo de esta invención, de ninguna manera limitan el alcance de la invención. Los expertos en la técnica apreciarán fácilmente que es posible cualquier modificación y que están incluidas en el alcance de esta invención tal y como se define en las siguientes reivindicaciones. En las reivindicaciones, en las que se utiliza la cláusula de medios más función, se pretende cubrir los conceptos estructurales descritos en el presente documento realizando la función enumerada y no solo equivalentes estructurales sino también estructuras equivalentes.

**REIVINDICACIONES**

1. Un conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave para una aeronave, que comprende:
- 5 un tren de aterrizaje delantero y un tren de aterrizaje principal, al menos uno de, el tren de aterrizaje delantero o el tren de aterrizaje principal que comprende:
- una porción base no giratoria configurada para conectarse a un fuselaje de la aeronave;
- 10 una rueda (4) conectada a y giratoria con respecto a la porción base alrededor de un eje de giro;
- al menos un estator (2) conectado a la porción base;
- 15 al menos un rotor (1) conectado a la rueda (4) y configurado para girar con respecto a dicho al menos un estator (2);
- en donde cada uno de dicho estator (1) y de dicho rotor está configurado para generar un flujo magnético para provocar una interacción de los flujos magnéticos de dicho al menos un estator (2) y dicho al menos un rotor (1);
- 20 caracterizado porque el conjunto de tren de aterrizaje está configurado para, debido a dicha interacción, direccionar la aeronave convirtiendo la energía eléctrica a una energía de par de rotación de dos o más ruedas (4) de forma diferencial o en direcciones opuestas; las dos o más ruedas, cada una, que tiene al menos un rotor conectado a la rueda.
2. El tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en el que el estator y el rotor están configurados como un diseño sin escobillas para funcionar como un motor o generador sin escobillas.
- 25 3. El tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con las reivindicaciones 1 o 2, en el que el estator y el rotor están integrados en un buje de rueda adentro de la rueda y de estructuras de eje.
- 30 4. El tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde el al menos un rotor o el al menos un estator están compuestos de imanes permanentes.
5. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde dicho estator y dicho rotor están configurados de manera que la interacción de sus flujos magnéticos puede convertir la energía eléctrica a energía de par de rotación de la rueda en oposición a la de la dirección de giro de la rueda de una magnitud adecuada para el frenado de una aeronave.
- 35 6. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que dicho estator (2) y dicho rotor (1) están configurados para convertir la energía de par de rotación de la rueda (4) durante el frenado en energía eléctrica de una magnitud adecuada para el frenado de una aeronave.
- 40 7. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que dicho tren de aterrizaje comprende dos o más de dichas porciones base con estator y una rueda con rotor, en donde dichos estatores y dicho rotores para las porciones base y la ruedas están configurados de manera que la interacción de sus flujos magnéticos puede convertir energía eléctrica en energía de par de rotación de la rueda de una magnitud adecuada para girar las ruedas del conjunto de tren de aterrizaje a velocidades diferenciales o en direcciones diferentes o ambas para lograr el direccionamiento de la aeronave.
- 45 8. El conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que dicho estator y dicho rotor están configurados de manera que la interacción de sus flujos magnéticos puede convertir la energía del par de rotación de la rueda a energía eléctrica de una magnitud adecuada para el frenado de una aeronave durante un evento de aterrizaje, y después convertir la energía eléctrica a energía de par de rotación de la rueda de una magnitud adecuada para el frenado de una aeronave durante el mismo evento de aterrizaje.
- 50 9. El conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que además comprende unos frenos de tipo de rozamiento conectados a la porción base y configurados para frenar la rueda (4) con respecto a la porción base en un sistema de frenado mixto en el que el frenado magnético es mezclado con unos frenos de disco de tipo de rozamiento convencionales.
- 55 10. El conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en donde dicho estator (2) y dicho rotor (1) están configurados de manera que la interacción de sus flujos magnéticos axiales provoca la conversión de la energía de giro de la rueda (4) en energía eléctrica aplicada a otra bobina del estator y configurada para formar corrientes de Eddy en otro rotor (1).
- 60

11. El conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en donde el tren de aterrizaje de la aeronave comprende dos ruedas (4), que son giratorias de forma independiente para permitir el direccionamiento de la aeronave.
- 5 12. El conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en el que dicho estator (2) comprende cables eléctricamente conductores y está configurado para generar un primer flujo magnético sustancialmente paralelo a dichos ejes cuando la corriente pasa a través de dichos cables, en el que dicho rotor (1) comprende un imán permanente configurado para generar un segundo flujo magnético sustancialmente paralelo a dichos ejes, y en el que el tren de aterrizaje está configurado para provocar que la rueda (4) gire cuando dicha corriente pasa a través de dichos cables mediante una interacción de par de rotación magnética del primer y segundo flujos magnéticos.
- 10 13. El conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en el que dicho rotor (1) comprende cables eléctricamente conductores y está configurado para generar un primer flujo magnético sustancialmente paralelo a dicho eje cuando la corriente pasa a través de dichos cables, en el que dicho estator (2) comprende un imán permanente configurado para generar un segundo flujo magnético sustancialmente paralelo a dicho eje de rotación, y en el que el tren de aterrizaje está configurado para provocar que la rueda (4) gire cuando dicha corriente pasa a través de dichos cables mediante una interacción de par de rotación magnética del primer y segundo flujos magnéticos.
- 15 20 14. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en el que dicho rotor (1) comprende cables eléctricamente conductores y está configurado para generar un primer flujo magnético sustancialmente paralelo a dicho eje cuando la corriente pasa a través de dichos cables, en el que dicho rotor (1) comprende un imán permanente configurado para generar un segundo flujo magnético sustancialmente paralelo a dichos ejes, y en el que el tren aterrizaje está configurado para provocar que la rueda (4) gire cuando dicha corriente pasa a través de dichos cables mediante una interacción de par de rotación magnética del primer y segundo flujos magnéticos.
- 25 30 15. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en el que dicho rotor (1) y dicho estator (2) comprenden una pluralidad de estatores (2) y una pluralidad de rotores (1) configurados en una pluralidad de conjuntos de estator-rotor, cada conjunto que comprende al menos un estator (2) y al menos un rotor (1).
- 35 40 16. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 15, en el que, en cada uno de dichos conjuntos de estator-rotor, al menos uno de dicho al menos un estator (2) y al menos un rotor (1) comprenden cables eléctricamente conductores configurados para generar un flujo magnético sustancialmente paralelo a dicho eje cuando la corriente pasa a través de dichos cables, en el que cada uno de dichos conjuntos de estator/rotor es accionable de forma independiente como al menos uno de un motor y un generador que dependen de un voltaje aplicado a través de dichos cables.
- 45 50 17. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 16, que además comprende:  
un procesador (3) conectado a dichos conjuntos de estator-rotor; y  
un dispositivo eléctrico que comprende al menos uno de, un dispositivo (9) de almacenamiento de energía eléctrica y un dispositivo de disipación de energía eléctrica,  
en donde el procesador (3) está configurado para conectar y desconectar los conjuntos de estator-rotor a y desde los mismos y a y desde el dispositivo eléctrico.
- 55 60 18. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 17 como parte de una aeronave, en el que, durante la operación de aterrizaje de la aeronave, el procesador (3) está configurado para provocar que la rueda (4) gire a una velocidad tangencial que corresponde sustancialmente a la velocidad lineal de la aeronave, en donde el dispositivo eléctrico comprende un dispositivo (9) de almacenamiento de energía eléctrica, y en donde el procesador (3) está configurado, después de un aterrizaje de la aeronave, para conectar al menos uno de dichos conjuntos de estator/rotor ha dicho dispositivo (9) de almacenamiento de energía eléctrica, con una polaridad que se opone a la dirección de giro de dicha rueda para aplicar por tanto un frenado motorizado a la aeronave.
- 65 19. El conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con la reivindicación 17, en el que el procesador (3) está configurado para conectar un primer de los conjuntos de estator-rotor a un segundo de los conjuntos de estator-rotor para aplicar la energía eléctrica generada por el primero de los conjuntos de estator-rotor al segundo de los conjuntos de estator-rotor para por lo tanto aplicar un frenado motorizado a la aeronave.
20. El conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con la reivindicación 17 como parte de una aeronave, en el que el dispositivo eléctrico comprende el dispositivo (9) de almacenamiento de energía eléctrica, y

en el que el procesador (3) está configurado para conectar al menos uno de los conjuntos de estator/rotor al dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica durante una operación de despegue de la aeronave para por lo tanto convertir la energía eléctrica almacenada en el dispositivo (9) de almacenamiento de energía eléctrica en energía de giro de la rueda, y para conectar al menos uno de los conjuntos de estator / rotor al dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica durante una operación de aterrizaje de la aeronave para por lo tanto convertir la energía de giro de la rueda (4) en energía eléctrica del dispositivo (9) de almacenamiento de energía eléctrica.

21. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 17 como parte de una aeronave, en el que el dispositivo eléctrico es externo a la aeronave y está configurado para ser conectado a una pista para la aeronave, y en donde la aeronave es fácilmente desmontable del dispositivo eléctrico con lo que el dispositivo eléctrico se puede conectar de forma eléctrica a los conjuntos de estator-rotor a través de un contacto eléctrico directo.

22. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 18, en el que el dispositivo eléctrico se puede conectar de forma eléctrica a los conjuntos de estator-rotor sin contacto eléctrico directo por medio de una inducción eléctrica para la transferencia de energía eléctrica.

23. El conjunto de tren de aterrizaje como parte de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 19, en el que el procesador es externo a la aeronave y está conectado al dispositivo eléctrico.

24. El conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con la reivindicación 17, en el que el dispositivo eléctrico comprende el dispositivo (9) de almacenamiento de energía eléctrica, en el que el procesador (3) está configurado para ajustar de forma variable una tensión aplicada por el dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica a al menos uno de los conjuntos de estator-rotor.

25. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 17, que además comprende una entrada de peso conectada al procesador (3) en el que el procesador (3) está configurado para conectar y desconectar los conjuntos de estator-rotor a y desde los mismos y a y desde el dispositivo eléctrico basándose al menos en parte en la información del peso de la aeronave recibida a través de la entrada de peso.

26. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 25, en el que la ponderación para el procesador (3) es única para cada pista del aeropuerto con la habilidad de ajustar las diversas condiciones climatológicas y la habilidad de ajustar la ponderación a lo largo del tiempo a medida que el sistema aprende.

27. El conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave de acuerdo con la reivindicación 25, en el que el procesador (23) incluye medios para recibir una curva de par de rotación de frenado óptima para una pista particular con consideración a las condiciones climatológicas, con lo que el control de frenado se puede adaptar a dicha pista.

28. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 17, en el que el conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave comprende dos ruedas (4) conectadas a y giratorias de forma independiente con respecto a la porción base no giratoria alrededor del eje de giro, en el que cada una de las dos ruedas (4) está asociada con una porción de la pluralidad de estatores (2) y una porción de la pluralidad de rotores (1), en el que el conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave además comprende una entrada de usuario conectada al procesador, y en el que el procesador está configurado para provocar que una primera de dichas dos ruedas gire en una dirección y una segunda de dichas dos ruedas (4) gire en una dirección opuesta basándose al menos en parte en una instrucción de giro recibida a través de la entrada de usuario.

29. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 17, en el que el conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave comprende dos ruedas (4) conectadas a y giratorias de forma independiente con respecto a la porción base no giratoria alrededor del eje de giro, en el que cada una de las dos ruedas (4) está asociada con una porción de la pluralidad de estatores (1) y una porción de la pluralidad de rotores (2), en el que el conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave además comprende una entrada de usuario conectada al procesador, y en el que el procesador está configurado para provocar que una primera de dichas dos ruedas gire en una dirección a una primera velocidad y una segunda de dichas dos ruedas (4) gire en dicha dirección a una segunda velocidad diferente de dicha primera velocidad basándose al menos en parte en una instrucción de giro recibida a través de la entrada de usuario.

30. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 17-29, en el que el estator y el rotor son parte del motor-generator de buje de rueda integrado en la rueda (4).

31. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en el que dicho al menos un rotor (2) comprende un disco de rotor configurado para moverse paralelo al eje de giro, y en el que un imán permanente de dicho disco de rotor aplica una fuerza de sujeción a un disco de estator correspondiente para proporcionar una función de frenado de estacionamiento.

- 5 32. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 31, en el que la superficie de contacto físico del al menos un disco de rotor (1) y el disco del estator (2) correspondiente comprenden un material de carbono, y en el que el imán permanente del disco de rotor (1) está integrado dentro de dicho material de carbono.
33. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 31, en el que dicho movimiento paralelo del disco de rotor (1) se logra mediante un movimiento de tipo pistón electromagnético.
- 10 34. El conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en el que al menos un rotor (1) es alimentado con corriente continua de tal manera que un imán permanente del rotor (1) aplica una fuerza de sujeción no giratoria estática a un estator (2) correspondiente para proporcionar una función de freno de estacionamiento.
- 15 35. Un método para el maniobrado y/o frenado en tierra de una aeronave, la aeronave que tiene un conjunto de tren de aterrizaje de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el método comprende girar el al menos un rotor con respecto a dicho al menos un estator (2) y generar un flujo magnético por cada uno de dicho al menos un estator (1) y dicho al menos un rotor, y provocar una interacción entre los flujos magnéticos de dicho al menos un estator (2) y dicho al menos un rotor (1), caracterizado porque el método además comprende
- 20 direccionar la aeronave convirtiendo la energía eléctrica energía de par de rotación de dos o más ruedas (4) de forma diferencial o en direcciones opuestas.
36. Un método de acuerdo con la reivindicación 35, en el que el estator y el rotor están configurados como un diseño sin escobillas para funcionar como un motor o generador sin escobillas.
- 25 37. Un método de acuerdo con las reivindicaciones 35 o 36, en el que el método comprende el frenado de la aeronave durante el aterrizaje convirtiendo la energía de par de rotación de la rueda en energía eléctrica.
- 30 38. Un método de acuerdo con las reivindicaciones 35, 36 o 37, en el que el al menos un rotor o el al menos un estator están compuestos de imanes permanentes.
39. Un método de acuerdo con la reivindicación 35, en el que un dispositivo de motor/generador eléctrico está conectado de forma funcional a la rueda (4), en el que el método comprende aplicar dicha energía eléctrica como fuerza motriz a dicha rueda mediante el dispositivo de motor/generador eléctrico.
- 35 40. Un método de acuerdo con la reivindicación 39, en el que el estator y el rotor están integrados en un buje de rueda adentro de la rueda y de la estructura del eje.
- 40 41. Un método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 35-39, en el que el método comprende frenar una aeronave disminuyendo la velocidad de giro de dicha rueda.
42. Un método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 35-40, en el que el método comprende provocar la acción del motor en la dirección opuesta a la de la dirección de giro del rotor y frenar la aeronave mediante esta acción de motor.
- 45 43. Un método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 35-40, en el que la aeronave tiene al menos dos de dichas porciones base con rueda, y el método comprende maniobrar la aeronave disminuyendo la velocidad de giro de las ruedas a diferentes velocidades.
- 50 44. Un método de acuerdo con las reivindicaciones 39 o 40, en el que la aeronave tiene al menos dos de dichas porciones base con rueda, y el método comprende maniobrar la aeronave girando las ruedas en direcciones opuestas.
- 55 45. Un método de acuerdo con las reivindicaciones 39 o 40, en el que la aeronave tiene al menos dos de dichas porciones base con rueda y con un motor eléctrico para accionar la rueda, en donde el método comprende maniobrar una aeronave incrementando la velocidad de giro de al menos una de las ruedas por el motor.
- 60 46. Un método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 35-45, en el que el conjunto del tren de aterrizaje de la aeronave comprende frenos de tipo de rozamiento conectados a la porción base, en donde el método comprende frenar la rueda (4) mediante una mezcla de un freno magnético con un freno de disco de tipo de rozamiento convencional.
- 65 47. Un método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 33-46, en el que el conjunto del tren de aterrizaje de la aeronave además comprende un dispositivo eléctrico que comprende al menos uno de un dispositivo (9) de almacenamiento de energía eléctrica y un dispositivo (33) de disipación de energía eléctrica, y en el que el método comprende conectar de forma eléctrica un conjunto de estator/rotor de la rueda al dispositivo eléctrico

durante la operación de despegue de la aeronave, y convertir la energía eléctrica almacenada en el dispositivo eléctrico en energía de giro de la rueda.

5 48. Un método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 35-47, en el que el conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave además comprende un dispositivo eléctrico que comprende al menos uno de, un dispositivo (9) de almacenamiento de energía eléctrica y un dispositivo (33) de disipación de energía eléctrica, y en el que el método comprende conectar de forma eléctrica un conjunto de estator-rotor de la rueda al dispositivo eléctrico durante una operación de aterrizaje de la aeronave y convertir la energía rotacional de la rueda a energía eléctrica del dispositivo eléctrico.

10 49. Un método de acuerdo con las reivindicaciones 47 o 48, en el que un procesador (3) está conectado a dichos conjuntos de estator-rotor y el procesador (3) está configurado para conectar y desconectar un conjunto de estator-rotor a y desde el dispositivo eléctrico para dicho maniobrado o frenado o ambos, en el que el método comprende proporcionar una entrada de información al procesador y mediante el procesador provocar la conexión y desconexión del conjunto de estator-rotor a y desde el dispositivo eléctrico dependiendo de la información, en el que la información comprende al menos una de, la información del peso del aeroplano, la información sobre una pista del aeropuerto, la información sobre condiciones climatológicas.

20 50. Un método de acuerdo con la reivindicación 35, en el que la pluralidad de conjuntos de estator-rotor están provistos de cables eléctricamente conductores configurados para generar un flujo magnético sustancialmente paralelo a dichos ejes cuando la corriente pasa a través de dichos cables, en donde cada uno de dichos conjuntos de estator-rotor es accionable de forma independiente como al menos uno de, un motor y un generador que depende de una tensión aplicada a través de dichos cables, en el que el procesador está conectado a dichos conjuntos de estator-rotor, en el que el dispositivo eléctrico está previsto comprendiendo al menos uno de, un dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica y un dispositivo de disipación de energía eléctrica, en el que el procesador está configurado para conectar y desconectar los conjuntos de estator-rotor a y desde los mismos y a y desde el dispositivo eléctrico, en el que el método comprende conectar un primer conjunto de los conjuntos de estator-rotor a un segundo conjunto de los conjuntos estator-rotor y aplicar energía eléctrica generada por el primero de los conjuntos de estator-rotor al segundo de los conjuntos estator-rotor y por lo tanto provocar un frenado motorizado de la aeronave.

35 51. Un método de acuerdo con la reivindicación 35, en el que dicho método comprende interactuar los flujos magnéticos axiales del primer conjunto de estator-rotor y por tanto convertir la energía de giro de la rueda (4) en energía eléctrica y aplicar dicha energía eléctrica aplicada a otro conjunto de estator-rotor y formar corrientes de Eddy en el otro conjunto de estator-rotor.

52. Uso de un conjunto de tren de aterrizaje de una aeronave de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1-31 para la maniobra o frenado en tierra de una aeronave o ambos.

40 53. Uso de acuerdo con la reivindicación 52, en donde el conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave comprende un dispositivo de motor-generador eléctrico conectado de forma funcional a la rueda para aplicar dicha energía eléctrica como una fuerza motriz a dicha rueda mediante el dispositivo de motor - generador eléctrico.

45 54. Uso de acuerdo con la reivindicación 53, en donde el dispositivo de motor-generador eléctrico es un motor-generador de buje de rueda integrado en la rueda.

50 55. Uso de acuerdo con las reivindicaciones 52, 53 o 54, en el que el conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave también comprende frenos de tipo de rozamiento conectados a la porción base y el conjunto de tren de aterrizaje de la aeronave está configurado para frenar la rueda (4) mediante la mezcla de un frenado magnético con un frenado de disco de tipo de rozamiento convencional.

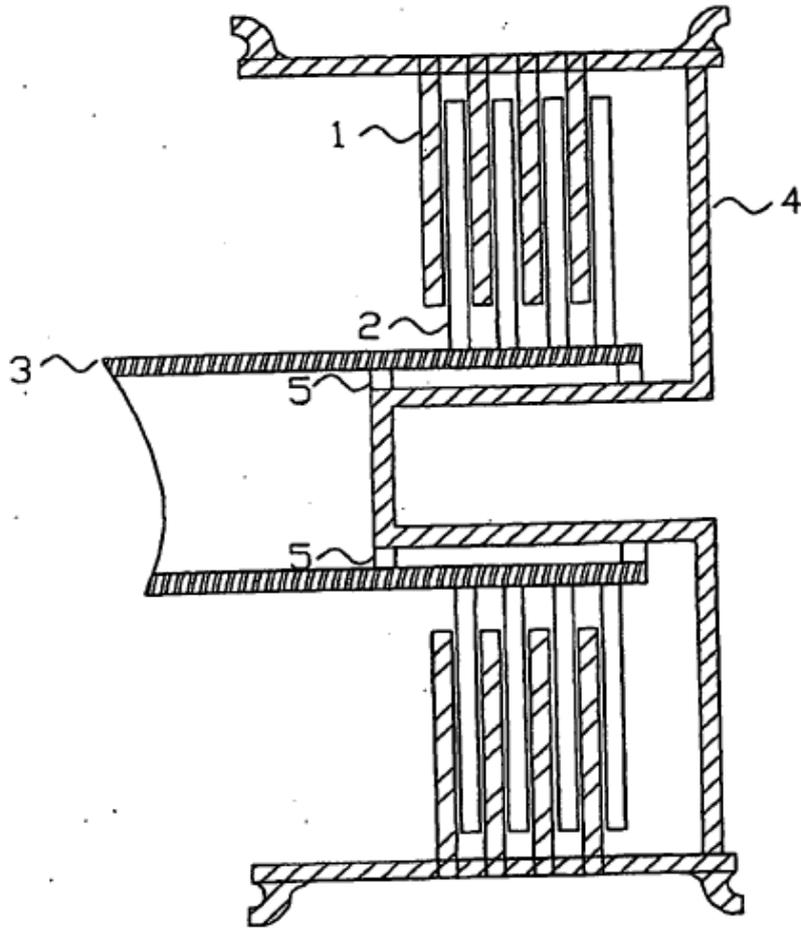


FIG. 1

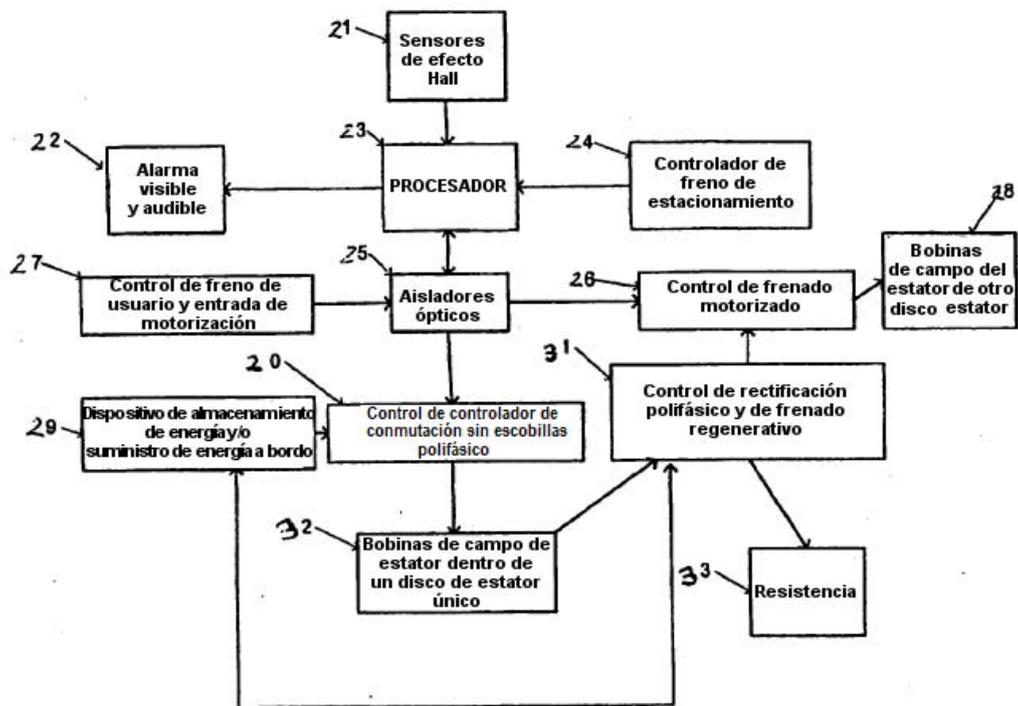


FIG. 2

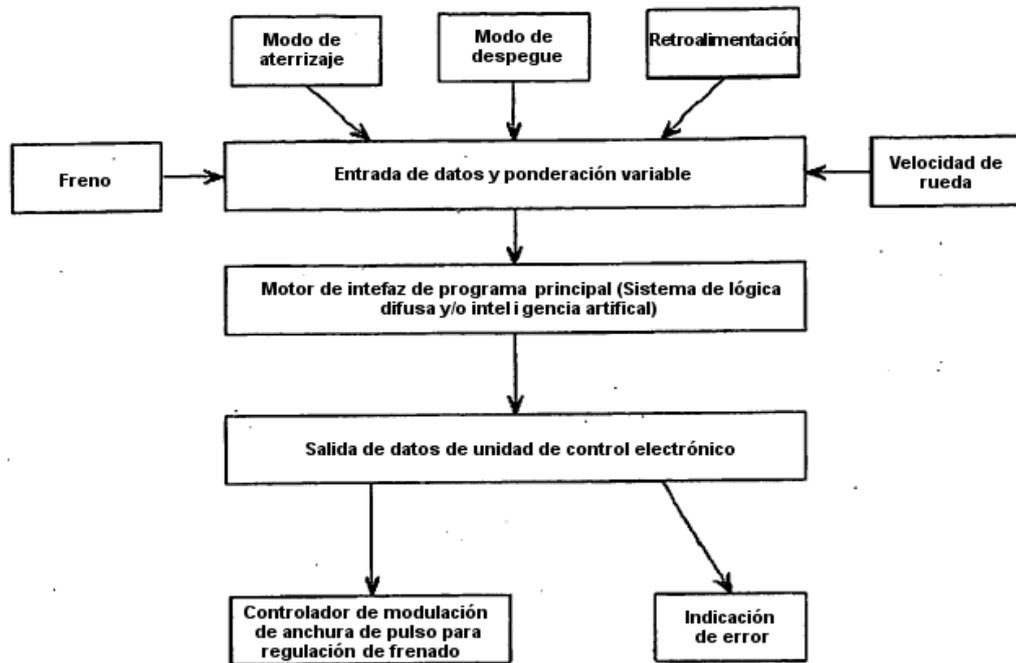


FIG. 3