

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 534 658**

51 Int. Cl.:

**B60T 8/17** (2006.01)

**B60T 13/74** (2006.01)

**H02J 1/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **16.12.2011 E 11194065 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **01.04.2015 EP 2474454**

54 Título: **Sistema de conversión y distribución de potencia eléctrica en aeronaves**

30 Prioridad:

**10.01.2011 US 987206**

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

**27.04.2015**

73 Titular/es:

**MEGITT AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS  
(100.0%)  
1204 Massillon Road  
Akron, OH 44306, US**

72 Inventor/es:

**CICCONE, DENNIS M y  
SUPONCIC, MICHAEL J.**

74 Agente/Representante:

**UNGRÍA LÓPEZ, Javier**

**ES 2 534 658 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 conversión y distribución de potencia eléctrica en aeronaves

**5 Campo técnico**

La invención del presente documento reside en la técnica de los sistemas de accionamiento eléctrico de aeronaves y, más particularmente, de sistemas de frenos eléctricos para aeronaves. Específicamente, la invención se refiere a un sistema para convertir, distribuir y controlar selectivamente la potencia necesaria para el accionamiento de los motores de un sistema de accionamiento electromecánico en aeronaves, tal como un sistema de freno eléctrico.

**Antecedentes de la invención**

En la actualidad, muchas aeronaves están empleando frenos accionados por motor en lugar de los frenos hidráulicos de la técnica anterior. Estos frenos eléctricos comprenden típicamente una serie de accionadores accionados por motor para mover una placa de presión contra una pila de discos de freno, provocando el acoplamiento por fricción entre los rotores y estatores de los mismos, para controlar la aeronave y/o llevarla a una parada. Los motores de los accionadores de frenos requieren normalmente de altos niveles de tensión y alto consumo energético para realizar su operación. En el pasado, la conversión de energía para tales sistemas de freno eléctrico se ha realizado a través del uso de unidades rectificadoras transformadoras que reciben 115 voltios de potencia de CA de los sistemas de generación de la aeronave que operan fuera de los motores de las aeronaves, y convierten la misma en una salida de tensión CC de alto nivel para la alimentación de los motores de los accionadores de frenos. Sin embargo, tales unidades rectificadoras transformadoras son engorrosas, pesadas, costosas y consumen una cantidad significativa de espacio. Cada una de estas características plantea un problema en la utilidad de la aeronave. Por otra parte, las unidades rectificadoras transformadoras no proporcionan fácilmente una regulación y control de la potencia y calor generado durante el empleo. De hecho, la técnica anterior ha dejado mucho que desear en cuanto a la regulación del consumo de potencia y la limitación de la generación de calor.

Existe la necesidad en la técnica de un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos en aeronaves que elimine la necesidad de unidades rectificadoras transformadoras, y que proporcione un control y regulación, aumentando en gran medida la eficacia de la unidad de generación de energía. En vista de la técnica anterior, existe la necesidad de un sistema mediante el que la generación de potencia se pueda integrar con la unidad de control electrónico para el freno, que puede regularse a fin de reducir el consumo de potencia y la generación de calor no deseada. De hecho, la técnica anterior demuestra la necesidad de circuitos de conversión y distribución de potencia simplificados con respecto a las estructuras y técnicas anteriores.

**Divulgación de la invención**

En vista de lo anterior, un primer aspecto de la invención es proporcionar un sistema de accionamiento eléctrico de aeronaves con conversión y distribución de potencia que reduce los efectos térmicos y las demandas de potencia de todo el sistema con respecto a las estructuras y metodologías previamente conocidas.

Otro aspecto de la invención es la provisión de un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos en aeronaves que es parte integral de la unidad de control electrónico del sistema de frenos.

Un aspecto adicional de la invención es la provisión de un sistema de conversión y distribución de potencia eléctrica en aeronaves para los accionadores que dan lugar a la habilitación y des-habilitación de las secciones de los mismos de manera selectiva, de acuerdo con las demandas de aeronaves, mejorando de este modo las características térmicas de la unidad de generación de potencia en tanto ahorra energía.

Un aspecto más adicional de la invención es la provisión de un sistema de conversión y distribución de potencia eléctrica en aeronaves que no se basa en unidades rectificadoras transformadoras, sino que proporciona elementos compactos, ligeros, relativamente baratos, y que ahorran de espacio con respecto a la técnica anterior.

Sin embargo, otro aspecto de la invención es la provisión de un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos en aeronaves que es adaptable para proporcionar la tensión y potencia requeridas para operaciones de frenado de diversos tipos.

Un aspecto adicional de la invención es la provisión de un sistema de conversión y distribución de potencia eléctrica en aeronaves que mejora en gran medida la eficacia operativa con respecto a la técnica anterior.

Los anteriores y otros aspectos de la invención que se harán evidentes a medida que se procede la descripción detallada se consiguen mediante un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de la aeronave, que comprende: una fuente de alimentación de CC; una matriz de convertidores de CC-CC conectados a dicha fuente de alimentación de CC; un accionador eléctrico de la aeronave conectado a dicha matriz de convertidores de CC-CC, impulsándose dicho accionador por una salida de tensión de CC de dicha matriz de

convertidores de CC-CC; y un controlador que permite selectivamente habilitar algunos de dichos convertidores de CC-CC de dicha serie de convertidores de CC-CC.

Otros aspectos de la invención que se harán evidentes en el presente documento se consiguen mediante un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos de aeronaves, que comprende: una fuente de alimentación de CC; una matriz de convertidores de CC-CC conectados a dicha fuente de alimentación de CC, teniendo cada convertidor de CC-CC una salida de tensión característica; un controlador conectado operativamente y de forma selectiva que permite habilitar algunos de dichos convertidores de CC-CC de dicha matriz; y una pluralidad de accionadores de frenos eléctrico de aeronaves conectados a dicha matriz de convertidores de CC-CC, controlándose dichos accionadores de frenos por una salida de tensión de CC de dicha matriz de convertidores de CC-CC, siendo dicha tensión de salida una función del número y las tensiones de salida características de dichos convertidores de CC-CC habilitándose por dicho controlador.

### Descripción de los dibujos

Para una comprensión completa de los diferentes aspectos, estructuras y técnicas de la invención, se debe hacer referencia a la siguiente descripción detallada y a los dibujos adjuntos donde se muestra un diagrama esquemático de un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos en aeronaves, realizado en acuerdo con la invención.

### Mejor modo para realizar la invención

El concepto de la invención en el presente documento tiene una amplia gama de aplicaciones en la conversión eléctrica y distribución de potencia eléctrica en aeronaves a los accionadores y similares. En el presente documento, la invención se presenta en el contexto de una realización preferida dirigida a un sistema de accionamiento electromecánico para un sistema de freno eléctrico de aeronaves, pero la aplicación de la invención no está tan limitada, sino que puede extenderse a una diversidad de sistemas de conversión y distribución de potencia para aeronaves.

Haciendo referencia ahora al dibujo, se puede observar que un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos en aeronaves realizado de acuerdo con la invención se designa generalmente con el número 10. El sistema de conversión y distribución de potencia 10 se conecta en su entrada al bus de potencia de CC de 28 voltios común en la mayoría de aeronaves. El bus de alimentación de CC de 28 voltios está vinculado a una fuente que puede ser una batería, un sistema generador de aeronaves atado a los motores de aeronaves, o una combinación de ambos. Una red de filtro de entrada 14, de capacidad/naturaleza inductiva, recibe la entrada de CC de 28 voltios y la hace pasar a un protector transitorio 16, que pasa esa fuente de tensión de nuevo a través de los filtros inductivos/capacitivos de salida 18. En consecuencia, se proporciona a la porción activa del sistema de conversión y distribución de potencia 10 una fuente de alimentación apropiadamente filtrada y tamponada de CC de 28 voltios a través de las líneas de potencia 20, 22. Estas líneas de potencia se conectan adecuadamente a una serie de convertidores de CC-CC 24, 26, 28, como se muestra. La línea de potencia 20 se conecta a la entrada positiva de cada uno de los convertidores 24-28, mientras que la línea de potencia 22 se conecta a las entradas negativas de los mismos. Los expertos en la técnica apreciarán que los convertidores de CC-CC 24-28 sirven para intensificar la tensión de entrada hasta un nivel establecido. Los convertidores 24, 26 aumentan la entrada de CC de 28 voltios para dar salidas de CC de 36 voltios, mientras que el convertidor 28 convierte la entrada de CC de 28 voltios en una salida de CC de 48 voltios. Por supuesto, el nivel de salida se puede seleccionar de acuerdo con las necesidades de los accionadores de aeronaves.

Como se muestra, las salidas de los convertidores de CC-CC 24-28 se conectan en serie a través de pares de diodos de bloqueo asociados 30, 32, 34. La tensión de salida se aplica, por tanto, a uno o más accionadores de frenos de aeronaves 36, siendo la misma la salida aditiva de los convertidores de CC-CC habilitados y activos 24-28. Se apreciará que los diodos de bloqueo 30-34 proporcionan aislamiento y redundancia a los convertidores de CC-CC 24-28, de tal manera que la eliminación o fallo en cualquiera de los convertidores de CC-CC no inhibe o afecta la operación del otro y otros.

Un sensor de corriente 38 se conecta a través de una resistencia 40 para supervisar la caída de tensión a su través y, en consecuencia, la corriente a través del mismo. Al estar al final de la trayectoria de flujo de corriente entre los convertidores de CC-CC 24-28, la corriente corresponde por tanto a la fuga de corriente total de los convertidores y, siendo la tensión característica de los convertidores habilitados conocida a partir del controlador 44, la potencia generada se puede determinar y proporcionar como por un monitor de potencia 42.

Una característica particularmente beneficiosa de la invención es la capacidad de habilitar/deshabilitar selectivamente aquellos seleccionados y combinaciones de convertidores de CC-CC 24-28. Para este fin, un controlador 44 se proporciona junto con las resistencias 46, 48, 50, respectivamente asociadas con los convertidores de CC-CC 24, 26, 28. Estos transistores de conmutación, bajo el control del controlador 44, permiten la selectividad de la habilitación de los diversos convertidores 24-28 y, en consecuencia, la tensión de salida, fuga de corriente, y la generación de calor del sistema de conversión y distribución de potencia 10. Como se ha presentado anteriormente,

los pares de diodos de bloqueo 30-34 sirven para aislar los convertidores conectados en serie uno de otro, de tal manera que la salida a los accionadores de frenos de aeronaves 36 es únicamente una función de los convertidores de CC-CC habilitados 24-28.

5 Cada uno de los convertidores 24, 26 proporciona una salida de CC de 36 voltios, mientras que el convertidor 28 proporciona una salida de CC de 48 voltios. En consecuencia, mediante la activación apropiada de los transistores de conmutación 46-50 con el controlador 44, la salida disponible para uno o más accionadores de frenos de aeronaves 36 son tensiones de CC de 36, 48, 72, 84 y 120 voltios. Esta capacidad de selección permite la adaptación de toda la actividad de frenado con las salidas combinadas de los 3 convertidores de CC-CC disponibles,  
10 durante el rodaje se puede reducir en un primer nivel, durante el aparcamiento estar en otro nivel, y en la actividad en vuelo todavía en un nivel diferente. Por supuesto, las diversas combinaciones de convertidores habilitados, y las situaciones que requieren los mismos, pueden variar de aeronave a aeronave.

15 De acuerdo con una realización de la invención, el sistema de conversión y distribución de potencia 10 se aloja dentro de, y está integrado con, la unidad de control electrónico 52 de la aeronave. La unidad de control 52 aloja los circuitos del sistema de control de freno de aeronaves distintos de aquellos en los propios frenos. En consecuencia, economías significativas en el peso y consumo de espacio se emplean, junto con la reducción de costes y la generación de calor asociados con la conversión, distribución y control de potencia.

20 Por lo tanto, se puede observar que los diversos aspectos de la invención han sido alcanzados por la estructura y la operación descritos anteriormente. Si bien de acuerdo con los estatutos de patente solo el mejor modo y la realización preferida de la invención se han presentado y descrito en detalle, la invención no se limita a ello o por ello. En consecuencia, como una apreciación del verdadero alcance de la invención se debe hacer referencia a las siguientes reivindicaciones.  
25

**REIVINDICACIONES**

1. Un sistema de conversión y distribución de potencia (10) para un accionador eléctrico de una aeronave, **caracterizado por:**
- 5 una fuente de alimentación de CC (12);  
una matriz de convertidores de CC-CC (24, 26, 28) conectados a dicha fuente de alimentación de CC;  
un accionador eléctrico de la aeronave (36) conectado a dicha matriz de convertidores de CC-CC, impulsándose  
dicho accionador por una tensión de salida de CC de dicha matriz de convertidores de CC-CC; y  
10 un controlador (44) que habilita selectivamente algunos de dichos convertidores de CC-CC de dicha serie de  
convertidores de CC-CC.
2. Un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de una aeronave de acuerdo  
15 con la reivindicación 1, donde dichos convertidores de CC-CC de dicha matriz de convertidores de CC-CC están en  
conexión en serie aditiva.
3. Un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de una aeronave de acuerdo  
20 con la reivindicación 2, donde dicho controlador activa selectivamente los conmutadores conectados a dichos  
convertidores de CC-CC de dicha matriz de convertidores de CC-CC.
4. Un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de una aeronave de acuerdo  
con la reivindicación 3, donde dichos conmutadores comprenden los transistores (46, 48, 50).
5. Un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de una aeronave de acuerdo  
25 con la reivindicación 3, donde dichos convertidores de CC-CC tienen tensiones de salida características que se  
suman a las salidas de los mismos para generar dicha tensión de salida de CC.
6. Un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de una aeronave de acuerdo  
30 con la reivindicación 5, donde dicha tensión de salida de CC es de una amplitud determinada por dichos  
convertidores de CC-CC habilitados por dicho controlador.
7. Un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de una aeronave de acuerdo  
con la reivindicación 6, donde dicho accionador eléctrico de la aeronave comprende un accionador de freno.
- 35 8. Un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de una aeronave de acuerdo  
con la reivindicación 7, donde dicho controlador habilita aquellos seleccionados los dichos convertidores de CC-CC  
de dicha matriz de convertidores de CC-CC como una función de las actividades de aeronaves tomadas de un grupo  
que comprende aterrizaje, rodaje, aparcamiento y vuelo.
- 40 9. Un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de una aeronave de acuerdo  
con la reivindicación 8, que comprende además un sensor de corriente interconectado con dichos convertidores de  
CC-CC para detectar una cantidad de corriente extraída de dichos convertidores de CC-CC.
- 45 10. Un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de una aeronave de acuerdo  
con la reivindicación 9, que comprende además un monitor de potencia conectado operativamente a dicho sensor de  
corriente, determinando dicho monitor de potencia una cantidad de potencia proporcionada por dicha matriz de  
convertidores de CC-CC.
- 50 11. Un sistema de conversión y distribución de potencia para un accionador eléctrico de una aeronave de acuerdo  
con la reivindicación 8, que comprende además una red de filtro y un protector transitorio interpuesto entre dicha  
fuente de alimentación de CC y la matriz de convertidores de CC-CC.
12. Un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos en aeronaves, **caracterizado por:**
- 55 una fuente de alimentación de CC (12);  
una serie de convertidores de CC-CC (24, 26, 28) conectados a dicha fuente de alimentación de CC, teniendo  
cada convertidor de CC-CC una tensión de salida característica;  
un controlador (44) conectado operativamente a, y que habilita selectivamente, algunos de dichos convertidores  
de CC-CC de dicha matriz; y  
60 una pluralidad de accionadores de frenos eléctricos de la aeronave (36) conectados a dicha matriz de  
convertidores de CC-CC, controlándose dichos accionadores de frenos por una tensión de salida de CC de dicha  
matriz de convertidores de CC-CC, tensión de salida que es una función del número y las tensiones de salida  
características de dichos convertidores de CC-CC habilitados por dicho controlador.
- 65 13. Un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos en aeronaves de acuerdo con la  
reivindicación 12, donde dichos convertidores de CC-CC de dicha matriz de convertidores de CC-CC están en

conexión en serie aditiva de dicha pluralidad de accionadores de frenos eléctricos de la aeronave.

5 14. Un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos en aeronaves de acuerdo con la reivindicación 13, que comprende además una matriz de conmutadores interpuestos entre dicho controlador y dicha matriz de convertidores de CC-CC.

10 15. Un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos en aeronaves de acuerdo con la reivindicación 14, donde dicho controlador habilita la ayuda de los convertidores de CC-CC a través de dicha matriz de conmutadores en función de la actividad de la aeronave.

16. Un sistema de conversión y distribución de potencia para frenos eléctricos en aeronaves de acuerdo con la reivindicación 14, donde dicha actividad de la aeronave se toma del grupo de actividades que comprende aterrizaje, rodaje, aparcamiento y vuelo.

