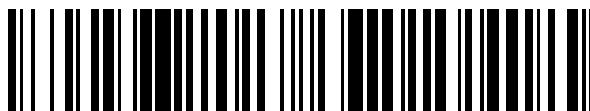


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 575 659**

51 Int. Cl.:

B64D 41/00 (2006.01)

H02J 1/10 (2006.01)

H02J 3/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **06.06.2011 E 11728355 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.04.2016 EP 2580122**

54 Título: **Circuito de alimentación para un circuito de deshielo de una aeronave**

30 Prioridad:

11.06.2010 FR 1054627

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

30.06.2016

73 Titular/es:

LABINAL POWER SYSTEMS (100.0%)
36, rue Grimaud
31700 Blagnac, FR

72 Inventor/es:

BADER, NICOLAS ALAIN;
BOUDYAF, RACHID;
PATOUILLARD, ALEXIS y
PIERRON, SÉBASTIEN DANIEL

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 575 659 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).

DESCRIPCION

Circuito de alimentación para un circuito de deshielo de una aeronave

Antecedentes del invento

5 El invento se refiere a la alimentación de energía eléctrica para equipamientos eléctricos de un motor de aeronave y/o su entorno.

10 El campo de aplicación del invento es más particularmente el de los motores de avión, especialmente motores de turbina de gas.

15 Por equipamientos eléctricos de un motor de aeronave o de su entorno, se entenderá aquí no solamente los equipamientos eléctricos útiles para el propio funcionamiento del motor, sino también los equipamientos eléctricos asociados a la barquilla o góndola del motor, tales como, por ejemplo, los circuitos eléctricos de deshielo o anti-escarcha (NAI por "Nacelle Anti Icing) o los accionadores de apertura de las tapas de inversión (TRCOS por "Thrust Reverse Cowl Opening System") o de los accionadores electromecánicos de los inversores de empuje (ETRAC por "Electrical Thrust Reverse Actuation Control") para un motor de avión con turbina de gas, incluso los asociados a las alas que soportan el motor, tales como, por ejemplo, los circuitos eléctricos de deshielo o anti-escarcha de las alas del avión.

20 El documento FR 2 911 848 describe una arquitectura en la cual el circuito de alimentación y de mando comprende dos generadores montados sobre una caja de transmisión acoplada mecánicamente al eje de una turbina del motor de una aeronave. Estos generadores son típicamente arrancadores/generadores, o S/G (por Starter/Generator) que comprenden una generatriz síncrona que está asociada a una excitatriz y que proporciona una tensión alterna de frecuencia variable en función del régimen del motor, estando controlado o mandado el conjunto excitatriz y generatriz síncronas para funcionar en modo motor síncrono en el arranque de la turbina. La tensión alterna suministrada por las S/G es dirigida hacia la red eléctrica de distribución de energía eléctrica a bordo del avión, o red eléctrica a bordo del avión. Un circuito de la red a bordo del avión proporciona por uno o varios buses de distribución una tensión alterna regulada, típicamente de 115 Vac o 230 Vac, que tiene una frecuencia variable en función de la velocidad de rotación del eje de la turbina. Este circuito alimenta igualmente un circuito convertidor de tensión que proporciona una tensión continua regulada, típicamente 270 Vdc o +/- 270 Vdc, por uno o varios buses. Las tensiones producidas alimentan diferentes cargas en la zona de fuselaje del avión.

35 Por otra parte, varios equipamientos eléctricos, situados en el motor de la aeronave o en su entorno, son alimentados por un bus de alimentación en tensión continua, alimentado a su vez por convertidores de tensión conectados a la tensión alterna de la red a bordo del avión. Estos equipamientos eléctricos pueden comprender un accionador electromecánico de inversores de empuje.

40 Por otra parte, el circuito de alimentación comprende igualmente un generador de alimentación integrado en el motor de la aeronave para alimentar un circuito de deshielo o de anti-escarcha de la barquilla del motor o un circuito de deshielo de las alas que soportan el motor. Esto permite limitar la longitud del cable que lleva la energía eléctrica hacia el circuito de deshielo, y reducir así el peso y el tamaño de los cables necesarios para llevar la energía eléctrica hacia las cargas externas al fuselaje.

45 A pesar de las ventajas de esta arquitectura, los convertidores de tensión que alimentan los equipamientos eléctricos en la zona del motor deben ser dimensionados teniendo en cuenta la potencia necesaria para todos los equipamientos, lo que puede representar un peso y un tamaño importantes. Además, estos convertidores de tensión, al estar conectados a la red de a bordo del avión, deben cumplir unos requisitos en términos de límite armónico que no hay que sobrepasar y de demanda de corriente. Así, estos convertidores presentan una estructura compleja.

50

Objeto y resumen del invento

55 El invento contempla proporcionar un circuito de alimentación de energía eléctrica para una aeronave, que no presente los inconvenientes de la técnica anterior citada anteriormente.

60 A estos efectos, el invento propone un circuito de alimentación de energía eléctrica para una aeronave, que comprende una red de distribución de energía eléctrica a bordo de una aeronave para equipamientos eléctricos situados en un motor de la aeronave o en el entorno del citado motor, un generador de alimentación integrado en el motor de la aeronave para alimentar de tensión alterna un circuito de deshielo o de anti-escarcha, caracterizado porque el generador de alimentación está conectado a un accionador electromecánico de inversor de empuje por medio de un rectificador para alimentar al citado accionador de tensión continua.

Gracias a estas características, el accionador electromecánico del inversor de empuje puede ser alimentado a partir del mismo generador de alimentación que el circuito de deshielo o de anti-escarcha, por medio de un rectificador. No

es pues necesario prever un convertidor de tensión destinado a alimentar el accionador a partir de la red de distribución durante su funcionamiento operativo. Por otra parte, al no estar conectado el rectificador a la red de distribución, puede ser concebido de manera muy sencilla, con un peso y un tamaño reducidos y sin necesitar cumplir con los requisitos en términos de límite armónico o de requerimiento de corriente.

5 Por ejemplo, el citado rectificador es un puente de diodos.

En este caso, el rectificador presenta una estructura particularmente sencilla, de poco peso y poco tamaño. Además, puede presentar pérdidas térmicas poco elevadas.

10 Según un modo de realización, la citada red está unida al citado accionador por medio de un segundo rectificador. Este segundo rectificador permite alimentar el accionador de los inversores de empuje durante el mantenimiento. Puede ser dimensionado para una potencia más pequeña.

15 Según un modo de realización, un módulo de regulación electrónica del motor es apto para regular la tensión alterna proporcionada por el generador de alimentación y ordenar el cierre de un conmutador situado entre el generador de alimentación y el citado accionador cuando la citada tensión alterna alcance un nivel predeterminado.

20 Según una variante, el módulo de regulación electrónica del motor es apto para controlar un conmutador situado entre el generador de alimentación y el circuito de deshielo o de anti-escarcha.

Según otra variante, el módulo de regulación electrónica del motor es apto para ordenar al circuito de deshielo o de anti-escarcha funcionar con potencia reducida.

25 La red de distribución de energía eléctrica a bordo de la aeronave puede alimentar los citados equipamientos eléctricos por medio de convertidores de tensión.

El invento proporciona igualmente una aeronave que comprende un circuito de alimentación de energía eléctrica según el invento citado anteriormente.

30 **Breve descripción de los dibujos**

El invento será mejor comprendido con la lectura de la descripción hecha a continuación, a título indicativo pero no limitativo, en referencia al dibujo anexo, en el cual la figura 1 es una vista muy esquemática de un sistema para la alimentación eléctrica y el mando de los equipamientos de un motor de aeronave y de su entorno.

35 **Descripción detallada de modos de realización.**

40 La figura 1 muestra un esquema de un circuito para la alimentación eléctrica y el mando de un conjunto 5 que comprende equipamientos eléctricos de un motor de aeronave y de su entorno, especialmente un motor de avión con turbina de gas.

45 El conjunto 5 comprende un circuito de deshielo o de anti-escarcha 5a (NAI, por "Nacelle Anti Icing") de una barquilla de un motor o de un circuito de deshielo de las alas que soportan el motor, un accionador 5c electromecánico de inversor(es) de empuje (ETRAS, por "Electrical Thrust Reverse Actuation System"), y otros varios equipamientos eléctricos 5b útiles para el funcionamiento del motor y de su entorno.

50 El circuito de la figura 1 comprende al menos un generador 11, tal como un S/G montado en una caja de transmisión (esquemática con 13), acoplado mecánicamente a un eje de turbina de un motor (no representado). La tensión alterna proporcionada por el o los generadores S/G 11 es conducida por una o varias líneas 15 a una red eléctrica 17 de distribución de energía eléctrica a bordo del avión, o red eléctrica a bordo del avión. Un circuito 19 de la red a bordo del avión proporciona por uno o varios BUS de distribución una tensión alterna regulada, típicamente 115 Vac o 230 Vac, con una frecuencia variable en función de la velocidad de rotación del eje de la turbina. El circuito 19 puede alimentar igualmente un circuito convertidor de tensión 21, que proporciona una tensión continua regulada, típicamente de 270 Vdc o +/- 270 Vdc, por uno o varios BUS. Las tensiones producidas por los circuitos 19 y 21 alimentan diferentes cargas en la zona del fuselaje del avión.

55 El circuito de alimentación comprende igualmente, al nivel del motor (esquemático con 23), un generador de alimentación 27 integrado en el motor de la aeronave y que suministra una tensión alterna.

60 El generador de alimentación 27 alimenta el circuito de deshielo 5a. Siendo el circuito de deshielo 5a puramente resistivo, puede estar unido al generador de alimentación 27 para recibir la tensión alterna, sin convertidor de tensión intermedio. Un conmutador 3 puede estar situado entre el generador de alimentación 27 y el circuito de deshielo 5a.

ES 2 575 659 T3

Los equipamientos eléctricos 5b son alimentados a partir del circuito 19, por medio de convertidores de tensión (no representados). Al estar conectados estos convertidores de tensión a la red eléctrica 17, cumplen las condiciones en términos de límite armónico y requisitos de corriente.

5 Finalmente, el accionador 5c está conectado a un rectificador 1 alimentado por el generador de alimentación 27 y a un rectificador 2 alimentado a partir del circuito 19. Los conmutadores 4 y 6 permiten conectar el accionador 5c a los rectificadores 1 u 2.

10 Por otra parte, el circuito de la figura 1 comprende al menos un módulo de regulación del motor 30, o ECU. El ECU 30 está conectado al generador de alimentación 27, que puede proporcionar al ECU 30 una energía eléctrica alterna. Por otra parte, el ECU 30 está conectado también al circuito 19 de tensión alterna por una línea 16 para poder ser alimentado correctamente en tanto que no se ha alcanzado un régimen de motor suficiente como para asegurar el suministro de energía eléctrica requerida por el generador de alimentación 27. El ECU 30 es capaz de regular la tensión suministrada por el generador 27. El ECU 30 es capaz igualmente de mandar a los conmutadores 3, 4 y 6.

El funcionamiento del circuito de la figura 1 es el siguiente.

20 En vuelo, en condiciones de escarcha, el ECU 30 ordena el cierre del conmutador 3 y el generador de alimentación 27 proporciona la potencia al circuito de deshielo 5a. Típicamente, la potencia necesaria para el circuito de deshielo 5a puede ser del orden de 35 kW. El generador de alimentación 27 está dimensionado de la forma correspondiente. Por otra parte, en vuelo, la inversión del empuje está inhibida por el ECU 30 que ordena a los conmutadores 4 y 6 estar en posición abierta.

25 El accionador 5c no está pues alimentado. Además, para multiplicar los medios de acción que contemplan inhibir la inversión del empuje, el ECU 30 puede ordenar un enclavamiento de los inversores de empuje y enviar una orden de actuación al accionador 5c.

30 En el suelo, para activar la inversión del empuje, el ECU 30 manda la apertura del conmutador 3 y regula la tensión suministrada por el generador de alimentación 27 a un nivel apropiado para el accionador 5c. Cuando se alcanza el nivel de tensión, el ECU 30 manda el cierre del conmutador 4. El accionador 5c es alimentado entonces por el generador de alimentación 27, por medio del rectificador 1. Típicamente, la potencia necesaria para el accionador 5c puede ser del orden de 10 kW. El generador de alimentación 27 es pues capaz de proporcionar la potencia necesaria.

35 Como el rectificador 1 no está conectado a la red eléctrica 17, no debe cumplir condiciones particulares en términos de límite armónico o requisitos de corriente. El rectificador 1 puede entonces ser concebido de manera muy sencilla, con un peso y un tamaño reducidos. Gracias a esta estructura muy sencilla, el rectificador 1 puede presentar pérdidas térmicas limitadas. Por ejemplo, el rectificador 1 es un puente de diodos.

40 Al ser la constante térmica del circuito de deshielo 5a relativamente alta, no hay ningún problema en no alimentarlo temporalmente, durante el funcionamiento del accionador 5c, abriendo el conmutador 3. En una variante, el conmutador 3 permanece cerrado y el ECU 30 ordena al circuito de deshielo 5a funcionar según una potencia limitada. En este caso, una parte de la potencia suministrada por el generador de alimentación 27 puede ser utilizada por el accionador 5c.

50 Finalmente, durante una operación de mantenimiento, cuando la aeronave está en el suelo, el motor no gira. El generador de alimentación 27 no es accionado entonces en rotación y no suministra la tensión eléctrica. La red eléctrica 17 puede ser alimentada por un grupo del parque o por una unidad de potencia auxiliar (APU, por "Auxiliary Power Unit"). El ECU 30 puede ordenar el cierre del conmutador 6, lo que permite alimentar al accionador 5c a partir de la red eléctrica 17, por medio del rectificador 2.

55 El rectificador 2 puede ser dimensionado únicamente por la potencia necesaria para el accionador 5c durante la fase de mantenimiento, es decir cuando la velocidad de rotación del motor y las fuerzas aerodinámicas son nulas. Esta potencia es más pequeña que la potencia necesaria para el accionador 5c durante su funcionamiento operativo, cuando está alimentado por el generador de alimentación 27. El rectificador 2, dimensionado para esta potencia más pequeña, puede entonces presentar un peso y un tamaño reducidos.

60 En una variante no representada, un seccionador manual, situado aguas arriba del rectificador 2, puede estar abierto para evitar una apertura intempestiva de los inversores de empuje durante el mantenimiento.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Aeronave que incluye un motor de aeronave y un circuito de alimentación de energía eléctrica, comprendiendo el citado circuito de alimentación una red (17) de distribución de energía eléctrica a bordo de la aeronave conectada a unos equipamientos eléctricos (5b) situados en el motor de la aeronave o en el entorno de dicho motor, y un generador de alimentación (27) integrado en el motor de la aeronave y conectado a un circuito de deshielo o de anti-escarcha (5a), para alimentar de tensión alterna el citado circuito de deshielo o anti-escarcha (5a), caracterizada porque el generador de alimentación (27) está conectado a un accionador (5c) electromecánico de un inversor de empuje por medio de un rectificador (1) para alimentar al citado accionador en tensión continua.
- 10 2. Aeronave según la reivindicación 1, en la cual el citado rectificador (1) es un puente de diodos.
- 15 3. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 y 2, en la cual la citada red (17) está conectada al citado accionador (5c) por medio de un segundo rectificador (2).
- 20 4. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 3, en la cual un módulo de regulación electrónico del motor (30) está configurado para regular la tensión alterna suministrada por el generador de alimentación (27) y para ordenar el cierre de un conmutador (4) situado entre el generador de alimentación y el citado accionador (5c) cuando la tensión alterna alcanza un nivel predeterminado.
- 25 5. Aeronave según la reivindicación 4, en la cual el módulo de regulación electrónico del motor (30) está configurado para mandar un conmutador (3) situado entre el generador de alimentación y el circuito de deshielo o de anti-escarcha.
6. Aeronave según la reivindicación 4, en la cual el módulo electrónico del motor (30) está configurado para ordenar al circuito de deshielo o de anti-escarcha funcionar con potencia reducida.
7. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 6, en la cual la citada red (17) de distribución de energía eléctrica a bordo de la aeronave alimenta a los citados equipamientos eléctricos (5b) por medio de convertidores de tensión.

