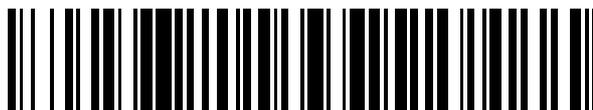


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 554 950**

51 Int. Cl.:

H02J 4/00 (2006.01)

B64C 25/40 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.07.2012** **E 12753762 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.10.2015** **EP 2740191**

54 Título: **Dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave en el suelo**

30 Prioridad:

04.08.2011 FR 1157169

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
28.12.2015

73 Titular/es:

LABINAL POWER SYSTEMS (50.0%)
36, rue Grimaud
31700 Blagnac, FR y
TURBOMECA (50.0%)

72 Inventor/es:

VIEILLARD, SÉBASTIEN;
BERENGER, SERGE;
ROQUES, SERGE THIERRY y
DAURIAC, PASCAL

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 554 950 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

Dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave en el suelo

5 La presente invención concierne a un dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave en el suelo, que comprende al menos dos redes eléctricas: una red eléctrica de aeronave, especialmente para la alimentación de la cabina y de la carlinga de la aeronave, y una red eléctrica para la rodadura en el suelo

Las solicitudes FR 10/55457 y FR 10/59612 de la solicitante describen respectivamente un dispositivo de alimentación de la red eléctrica de una aeronave, y una arquitectura eléctrica para el tratamiento de la energía regenerada por accionadores eléctricos durante las operaciones de rodadura en el suelo de una aeronave.

10 El documento EP 2 236 419 divulga un dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave en el suelo de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1.

La rodadura en el suelo de una aeronave es la circulación o el desplazamiento de esta aeronave en el suelo, por intermedio de las ruedas de los trenes de aterrizaje de la aeronave. La rodadura en el suelo se denomina eléctrica cuando las ruedas de al menos un tren de aterrizaje de la aeronave (en general, las ruedas de los trenes de aterrizaje principales) son arrastradas por motores eléctricos, que forman parte de la red de rodadura en el suelo.

15 Las redes de aeronave y de rodadura en el suelo son alimentadas por al menos un generador arrastrado por un grupo auxiliar de potencia (o APU, del inglés Auxiliary Power Unit).

En la técnica actual, este grupo auxiliar de potencia es puesto en marcha por intermedio de un arrancador independiente alimentado por una batería, y comprende un árbol de salida de arrastre del generador antes citado.

20 Han sido propuestas varias arquitecturas eléctricas para la alimentación de las redes de la aeronave y de rodadura en el suelo, a partir de la energía facilitada por el grupo auxiliar de potencia.

25 Una primera arquitectura eléctrica de la técnica anterior comprende dos generadores eléctricos arrastrados por el grupo auxiliar de potencia. El primer generador facilita una tensión alterna Vac1 (230V) a la red de rodadura en el suelo y el segundo generador facilita una tensión alterna Vac2 (115V) a la red de aeronave. La red de rodadura en el suelo comprende una carcasa electrónica de potencia (denominada MCU, del inglés Motor Control Unit) para el gobierno de los motores eléctricos de arrastre de las ruedas de la aeronave, que está unida al primer generador por medios de conexión/desconexión.

30 La ventaja de esta arquitectura es que las redes de rodadura en el suelo y de aeronave son independientes una de la otra y son alimentadas por generadores distintos. Los requisitos de validación para la certificación de la red de la aeronave (del tipo ATA 24) no afectan por tanto a la red de rodadura en el suelo, que puede comprender una carcasa electrónica de potencia simplificada, lo que reduce la masa de esta carcasa (en aproximadamente 50 kg).

35 Sin embargo, los dos generadores antes citados tienen potencias eléctricas relativamente importantes, respectivamente de 120 kVA y de 90 kVA, que se añaden a la potencia eléctrica del arrancador del grupo auxiliar de potencia. La potencia eléctrica embarcada en la aeronave es por tanto relativamente importante. Debido a sus elevadas potencias eléctricas, los generadores son pesados y voluminosos, y puede ser difícil, incluso imposible, montarles en el árbol de salida del grupo auxiliar de potencia.

40 En una segunda arquitectura eléctrica de la técnica anterior, las redes de aeronave y de rodadura en el suelo son alimentadas por un generador común de elevada potencia eléctrica (150 kVA), que es arrastrado por el grupo auxiliar de potencia. Este generador facilita una tensión alterna Vac2 (115 V) a las redes de aeronave y de rodadura en el suelo, que están unidas al generador por medios de conexión/desconexión. La red de rodadura en el suelo comprende una carcasa electrónica de potencia unida a los motores eléctricos de arrastre de las ruedas de la aeronave.

45 El inconveniente de esta arquitectura eléctrica es que la red de rodadura en el suelo debe responder al conjunto de las normas de las redes (de tipo ATA24 por ejemplo) aplicables a la aeronave y es alimentada por la tensión Vac2 de 115 V. La carcasa electrónica de potencia de la red de rodadura en el suelo comprende una función de conversión de energía que permite aumentar el nivel de tensión sin contaminar la red de la aeronave. Esta función está en general asegurada por un módulo ATRU (Audio Transformer Rectifier Unit), lo que implica un aumento significativo del peso de la carcasa (del orden de 50 kg a 100 kg).

50 En otra arquitectura eléctrica conocida, se ha propuesto igualmente alimentar la red de rodadura en el suelo de una aeronave por medio de al menos un generador arrastrado por un motor de la aeronave, siendo alimentada la red eléctrica de aeronave por otro generador arrastrado por un grupo auxiliar de potencia. Sin embargo, esta arquitectura obliga a hacer funcionar un motor, lo que implica una reducción significativa del ahorro en consumo de queroseno conseguido para la función rodadura en el suelo eléctrica de una aeronave.

La invención tiene especialmente por objetivo reducir o eliminar de modo simple, eficaz y económico, al menos una parte de los inconvenientes antes citados de la técnica anterior, gracias a una nueva arquitectura eléctrica para la rodadura en el suelo eléctrica de una aeronave.

5 A tal efecto, ésta propone un dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave en el suelo, que comprende dos generadores eléctricos arrastrados por un grupo auxiliar de potencia, estando destinado el primer generador a alimentar una red eléctrica de rodadura en el suelo que comprende motores eléctricos de arrastre de las ruedas de la aeronave, y estando destinado el segundo generador a alimentar una red eléctrica de aeronave, caracterizado por que el primer generador está unido por medios de conexión/desconexión selectiva a las redes de aeronave y de rodadura en el suelo, para facilitar una primera tensión alterna Vac2 a la red de aeronave cuando el mismo está conectado a esta red, o una tensión mayor Vac1 o una potencia P a la red de rodadura en el suelo cuando el mismo está conectado a esta red, y por que el segundo generador está unido por medios de conexión/desconexión a la red de aeronave para facilitar a esta red la citada tensión alterna Vac2 únicamente cuando el primer generador alimenta la red de rodadura en el suelo.

10 En el dispositivo de acuerdo con la invención, el primer generador arrastrado por el grupo auxiliar de potencia es utilizado para alimentar la red de rodadura cuando la aeronave debe rodar en el suelo, y para alimentar la red de aeronave cuando la red de rodadura en el suelo no es alimentada. Este primer generador denominado « híbrido » es capaz de facilitar selectivamente una tensión Vac1 de alimentación de la red de rodadura en el suelo o una tensión Vac2 de alimentación de la red de aeronave. En variante, el primer generador puede facilitar selectivamente una potencia P de alimentación de la red de rodadura en el suelo o una tensión Vac2 de alimentación de la red de aeronave. El segundo generador es utilizado para alimentar la red de aeronave cuando el primer generador alimenta la red eléctrica de rodadura en el suelo. Este segundo generador esta ventajosamente dimensionado para atender únicamente a las necesidades del avión en el suelo, lo que permite reducir la potencia eléctrica embarcada y por tanto el volumen instalado en el avión. Los medios de conexión/desconexión son gobernados para unir, durante la rodadura en el suelo, el primer generador a la red de rodadura en el suelo (para su alimentación en tensión Vac1 o de potencia P) y el segundo generador a la red de aeronave (para su alimentación en tensión Vac2), y para unir, durante las otras fases de funcionamiento de la aeronave, el primer generador a la red de aeronave para su alimentación en tensión Vac2, estando entonces el segundo generador parado.

15 La invención permite así concebir la red de rodadura en el suelo sin las exigencias impuestas por las normas aplicables a la red propia de la aeronave del tipo ATA 24 y reducir las exigencias de contaminación armónica asociada a la función rodadura en el suelo.

20 De acuerdo con otra característica de la invención, uno de los dos generadores es un generador/arrancador apto para arrancar el grupo auxiliar de potencia y puede reemplazar así al arrancador independiente utilizado en la técnica anterior, lo que representa un ahorro de peso significativo. Además, este generador/arrancador está montado en el grupo auxiliar de potencia en lugar del arrancador (es decir en el piñón del grupo generalmente dedicado al arrancador de la técnica anterior) y por tanto no dificulta el montaje del otro generador en el árbol de salida del grupo auxiliar de potencia.

25 El dispositivo de acuerdo con la invención comprende igualmente una carcasa electrónica de potencia que está unida al generador/arrancador para el gobierno del arranque del grupo auxiliar de potencia. Esta carcasa puede comprender medios de mando del tipo GCU (del inglés Generator Control Unit) que regulan la corriente o la tensión de salida del generador/arrancador y le protegen en caso de sobrecarga eléctrica.

30 El primer generador es preferentemente un generador síncrono de tres etapas con excitación rotórica bobinada. La variación de la excitación retórica permite hacer variar la tensión de salida del generador, entre los valores Vac1 y Vac2, o pasar de un generador de tensión (que facilita una tensión alterna Vac2 sensiblemente constante) a un generador de corriente/potencia que facilita una corriente o una potencia en función de la necesidad de rodadura en el suelo sensiblemente constante, por ejemplo una potencia de 150 kW.

35 El primer generador puede facilitar una tensión de 115 Vac (Vac2) y una potencia de 90 kVA cuando el mismo es conectado a la red de aeronave o una tensión de 230 Vac (Vac1) y una potencia de 150 kW (caso de un generador regulado en tensión o en potencia) cuando el mismo está conectado a la red de rodadura en el suelo.

40 El segundo generador puede facilitar una potencia eléctrica comprendida entre 30 kVA y 40 kVA, y una tensión Vac1 de 115 V a 400 Hz. La potencia eléctrica embarcada en la aeronave para su funcionamiento en el suelo es por tanto netamente inferior a la utilizada en la técnica anterior, descrita anteriormente (120 kVA a 130 kVA, contra 210 kVA en la técnica anterior). Por otra parte, debido a su baja potencia eléctrica el segundo generador es poco voluminoso y puede ser arrastrado con el primer generador por el árbol de salida del grupo auxiliar de potencia.

45 La presente invención concierne igualmente a un procedimiento de alimentación eléctrica de una aeronave en el suelo, por medio de un dispositivo tal como el descrito anteriormente, caracterizado por que comprende una etapa consistente en alimentar la red de rodadura en el suelo por medio del primer generador y la red de aeronave por medio del segundo generador, y una etapa consistente en alimentar la red de aeronave por medio del primer

generador cuando la función de rodadura en el suelo no es utilizada, estando entonces el segundo generador fuera de servicio.

5 Ventajosamente, el primer generador es un generador síncrono de tres etapas de excitación retórica bobinada, y la excitación de este generador es mandada por una carcasa electrónica de potencia para pasar de un generador de tensión Vac1 a un generador de tensión Vac2 o de un generador de potencia P a un generador de tensión Vac2.

La invención se comprenderá mejor y otras características, detalles y ventajas de la misma se pondrán de manifiesto de modo más claro con la lectura de la descripción que sigue, hecha a título de ejemplo no limitativo y refiriéndose a los dibujos anejos, en los cuales:

10 - las figuras 1 y 2 representan cada una de manera esquemática un dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave de acuerdo con la técnica anterior;

- la figura 3 representa de manera esquemática un dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave de acuerdo con la presente invención;

- la figura 4 representa de manera esquemática un generador síncrono de tres etapas con excitación retórica bobinada de acuerdo con la invención; y

15 - las figuras 5 y 6 representan de manera esquemática variantes de realización del dispositivo de alimentación eléctrica de acuerdo con la invención.

Se hará referencia primero a la figura 1 que representa una aeronave equipada con un dispositivo 10 de la técnica anterior para la alimentación eléctrica de una red 12 de aeronave, especialmente para la alimentación de equipos de las cabinas de pilotaje y de los pasajeros de la aeronave, y de una red 14 eléctrica de rodadura en el suelo.

20 Cada red 12, 14 es alimentada por un generador eléctrico 16, 18 arrastrado por un grupo auxiliar de potencia 20, designado en lo que sigue por el acrónimo APU (Auxiliary Power Unit).

La APU 20 está situada en la parte trasera del fuselaje de la aeronave y comprende un árbol de salida (no representado) de arrastre de los rotores de los generadores 16, 18. La APU 20 está equipada con un arrancador (no representado) independiente, que está unido a una batería y a medios de gobierno del arranque de la APU.

25 El generador 16 tiene una potencia eléctrica de 90 kVA y facilita una tensión alterna Vac2 de 115 V a la red 12, estando representada esquemáticamente esta última en la figura 1 por una carcasa de distribución primaria 22 unida por un amés eléctrico 24 al generador 16.

30 El generador 18 tiene una potencia eléctrica de 120 kVA y facilita una tensión alterna Vac1 de 230 V a la red de rodadura en el suelo 14, que está representada esquemáticamente por cuatro motores (M) 26 unidos a una carcasa electrónica de potencia (MCU, del inglés Motor Control Unit) 28, que a su vez está unida por un rectificador 30 al generador 18. La salida del generador 18 está unida a la red de rodadura en el suelo 14 por medios 32 de conexión/desconexión que permiten aislar el generador de la red de rodadura en el suelo 14 cuando no se busca la función rodadura en el suelo, por ejemplo cuando la aeronave está en vuelo.

35 Esta arquitectura eléctrica presenta los inconvenientes anteriormente descritos, que son debidos principalmente a las potencias eléctricas relativamente importantes de los generadores 16, 18 (respectivamente de 90 kVA y de 120 kVA), a su peso y a su volumen.

La figura 2 representa una aeronave equipada con otro dispositivo 110 de la técnica anterior para la alimentación eléctrica de la red 112 de aeronave y de la red de rodadura en el suelo 114.

Las redes 112, 114 son alimentadas por un generador eléctrico común 116 que es arrastrado por una APU 120.

40 La salida del generador 116 está unida a las redes 112, 114 por medios 132 de conexión/desconexión y facilita a estas redes una tensión alterna Vac2 de 115 V.

La carcasa electrónica de potencia (MCU) 128 de la red de rodadura en el suelo 114 comprende un módulo ATRU (Auto Transformer Rectifier Unit) de conversión de energía que permite aumentar el nivel de tensión facilitado por el generador 116.

45 Esta otra arquitectura eléctrica presenta igualmente inconvenientes, que son debidos principalmente al hecho de que el módulo ATRU provoca un aumento significativo del peso de la carcasa electrónica de potencia (MCU) 128 y a que la red de rodadura en el suelo 114 debe responder al conjunto de los estándares de certificación aplicables a la red 112 de aeronave 12 (del tipo ATA 24).

50 La invención permite poner remedio al menos a una parte de los inconvenientes de las técnicas anteriores gracias a la alimentación de la red de rodadura en el suelo y de la red propia de la aeronave por medio de dos generadores, de los cuales uno es « híbrido » y permite alimentar de modo selectivo estas dos redes.

ES 2 554 950 T3

La figura 3 representa un modo preferido de realización del dispositivo 210 de acuerdo con la invención, en el cual una APU 220, situada en la parte trasera del fuselaje de una aeronave, arrastra los rotores de dos generadores eléctricos 216, 218 independientes.

5 La salida del generador 216 está unida por medios 232 de conexión/desconexión a la entrada de una carcasa de distribución primaria 222 de la red de aeronave, estando por ejemplo unidas la o las salidas de esta carcasa 222 a equipos de la carlinga y a diferentes compartimientos del fuselaje de la aeronave. Las conexiones eléctricas entre la carcasa 222, los medios 232 y el generador 216 son establecidas por arneses eléctricos 224.

El generador 216 tiene una potencia eléctrica comprendida entre 30 kVA y 40 kVA y facilita a la red 212 de aeronave una tensión alterna Vac2 que por ejemplo es de 115 V a 400 Hz.

10 La salida del generador 218 está unida por medios 232 de conexión/desconexión a la entrada de un rectificador 230 de la red de rodadura en el suelo, estando unida la salida del rectificador 230 a la entrada de una carcasa electrónica de potencia (MCU) 228 que alimenta los motores 226 de arrastre de las ruedas de los trenes de aterrizaje principales de la aeronave. Estos motores 226 pueden ser en número de cuatro.

15 En el ejemplo representado, los medios 232 de conexión/desconexión de los generadores 216, 218 a las redes 212, 214 están formados por una carcasa GNTPCU (Green Taxiing Power Control Unit) común que comprende contactores o análogos aptos para establecer conexiones eléctricas entre el generador 218 y la red de rodadura en el suelo 214, entre el generador 218 y la red de aeronave 212, y entre el generador 216 y la red de aeronave 212. La carcasa GNTPCU gestiona las configuraciones eléctricas de la aeronave por medio de contactores y comprende además al menos una tarjeta del tipo GCU (Generator Control Unit) para gobernar la excitación del generador 218 como se describirá en lo que sigue.

20 El generador 218 tiene una potencia eléctrica del orden de 90 kVA por ejemplo y es apto para alimentar la red de rodadura en el suelo 214 y la red de aeronave 212.

25 Cuando la función rodadura en el suelo no es utilizada, la salida del generador 218 está unida por los medios 232 a la red de aeronave 212 y facilita a esta red una tensión alterna Vac2, que por ejemplo es de 115 V a 400 Hz. La salida del generador 218 es desconectada de la red de rodadura en el suelo 214 por intermedio de los medios 232. La salida del generador 216 puede ser desconectada igualmente de la red 212 por intermedio de los medios 232. Los contactores de la carcasa GNTPCU están entonces en las posiciones tales como las representadas en la figura 3.

30 Cuando debe utilizarse la función rodadura en el suelo, la salida del generador 216 está unida por los medios 232 a la red de aeronave 212 y facilita a esta red una tensión alterna Vac2, que por ejemplo es de 115 V a 400 Hz. La salida del generador 218 está unida por los medios 232 a la red de rodadura en el suelo 214 y facilita a esta red una tensión alterna Vac1, que por ejemplo es de 230 V a 400 Hz, o una potencia P, que por ejemplo es de 150 kW a 230 V. Los contactores de la carcasa GNTPCU están entonces en las posiciones tales como las representadas en la figura 3a.

35 El rectificador 230 es del tipo AC/DC y permite convertir la tensión alterna Vac1 en tensión continua Vdc1. La carcasa MCU 228 puede comprender contactores y al menos un convertidor de energía que comprenden, cada uno, uno o varios onduladores. De modo ventajoso, estos onduladores funcionan simplemente en modo conmutador de corriente cuando el generador 218 facilita una corriente o una potencia a la red de rodadura en el suelo 214.

40 El generador 216 es preferentemente un generador/arrancador (S/G) que puede ser utilizado en modo « motor » cuando se le facilita energía para arrancar la APU 220. Esto permite suprimir el arrancador que estaba dedicado al arranque de la APU en la técnica anterior. El generador 216 de baja potencia está montado en la APU 220 en lugar del arrancador de origen, lo que permite no dificultar la implantación del generador 218 en el árbol de salida de la APU 220.

45 En variante, el generador 218 es el que es utilizado para arrancar la APU 220. El generador 218 que es apto para facilitar de modo selectivo dos tensiones Vac1 y Vac2 o una tensión Vac2 y una potencia P, es ventajosamente un generador síncrono de dos etapas de excitación retórica bobinada, cuyo principal funcionamiento está representado esquemáticamente en la figura 4.

50 El segundo generador 218 comprende un rotor principal bobinado 250 arrastrado por el árbol de salida 248 de la APU en el Interior de un estator principal bobinado 252. El generador 218 es del tipo de tres etapas (tres conjuntos rotor/estator) y comprende además del conjunto rotor principal 250 / estator principal 252, un rotor 254 y un estator 256 de imanes permanentes y un rotor 258 y un estator 260 de una excitatriz, siendo los rotores 254, 258 de imanes permanentes y de la excitatriz solidarios del árbol de salida 248 de la APU.

La salida del rotor 258 de la excitatriz está unida a la entrada de un rectificador de diodos 262, que es solidario del árbol 248, y cuya salida está unida a la entrada del rotor principal 250.

5 La entrada del estator 260 de la excitatriz y la salida del estator 256 de imanes permanentes están unidas a medios 264 de regulación y de mando que comprenden al menos una tarjeta GCU que regula la corriente o la tensión del generador 218 y le protege en caso de sobrecarga eléctrica. Estos medios 264 están igualmente unidos a la salida del estator principal 252 y comprenden medios de detección de la tensión o de la corriente facilitada a las redes 212, 214 de la aeronave. Los medios 264 pueden estar alojados en la carcasa GNTPCU.

El generador 218 puede así funcionar del modo siguiente.

10 El árbol de salida 248 de la APU 220 arrastra el rotor principal 250 del generador 218 a una velocidad predeterminada. Los medios 264 de regulación y de mando regulan la alimentación del estator 260 de la excitatriz de modo que generan un campo magnético que induce una corriente en el rotor 258 de la excitatriz, saliendo esta corriente del rotor 258 y siendo rectificadora por el rectificador 262 antes de alimentar el rotor principal 250 para inducir una tensión o una corriente dada en el estator principal 252 de la tercera etapa del generador. El rotor 254 y el estator 256 de imanes permanentes permiten especialmente señalar a los medios 264 la velocidad de rotación del árbol 248.

15 El rotor principal 250 induce una corriente o una tensión en el estator principal 252 que está destinada a alimentar una u otra de las redes 212, 214 antes citadas. Los medios 264 gobiernan la excitación del generador 218 en función de la tensión o de la corriente detectada a la salida de este generador, de modo que este último facilite una tensión definitiva (Vac1 o Vac2) sensiblemente constante o posiblemente variable para alimentar especialmente la red de rodadura en el suelo y sea asimilable a un generador de tensión, o facilite una corriente o una potencia sensiblemente constante y sea asimilable a un generador de corriente/potencia para alimentar especialmente la red de rodadura en el suelo.

20 La variación de la excitación del generador 218 permite pasar de un modo de regulación de tensión Vac2 (para la alimentación de la red 212 en Vac2, por ejemplo de 115 V) a un modo de regulación de potencia P (para la alimentación de la red 212 en Vac2, por ejemplo 115 V) a un modo de regulación de potencia P (para la alimentación de la red 214 en potencia P, por ejemplo de 150 kW), o de un modo de regulación de tensión Vac2 (para alimentación de la red 212 en Vac2, por ejemplo de 115 V) a un modo de regulación de tensión Vac1 (para alimentación de la red 214 en tensión Vac1, por ejemplo de 230 V)

El generador 218 facilita preferentemente una tensión de 115 Vac y una potencia de 90 KVA cuando el mismo está conectado a la red de aeronave, y una potencia de 150 KW cuando está conectado a la red de rodadura en el suelo.

30 En la variante de realización de la figura 5, una carcasa electrónica de potencia 270 del tipo SBU (Starter Box Unit) está conectada al arnés 224, en paralelo con la carcasa 222. Esta carcasa 270 es utilizada para gobernar el arranque de la APU 220 por intermedio del generador/arrancador 216 o 218. En este caso, las lógicas de gobierno de los contactores de la carcasa GNTPCU (medios 232) pueden estar adaptadas en consecuencia.

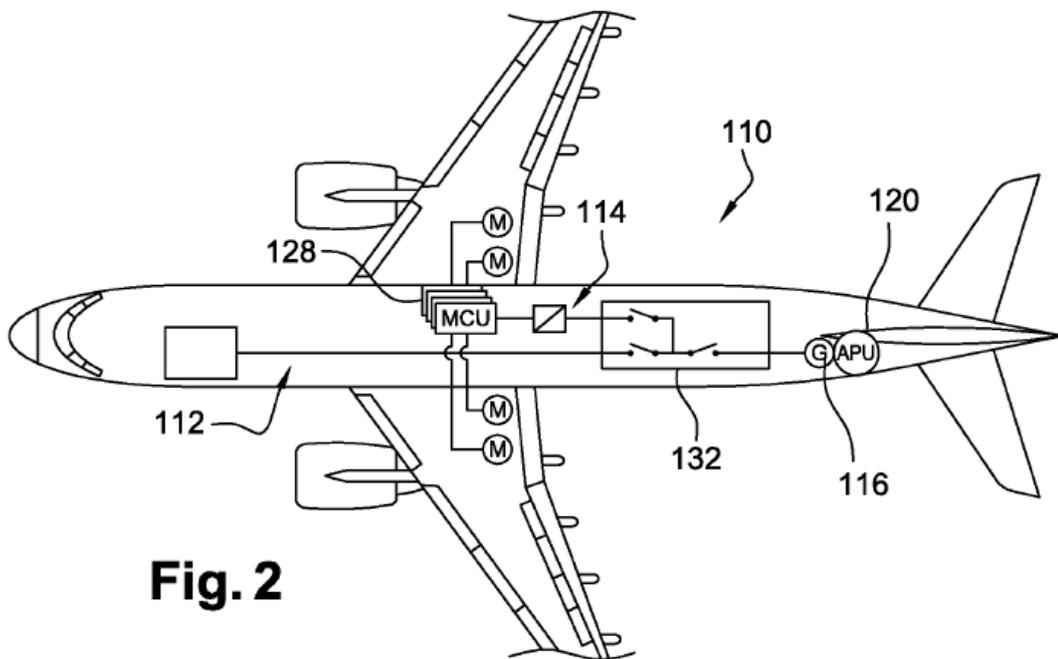
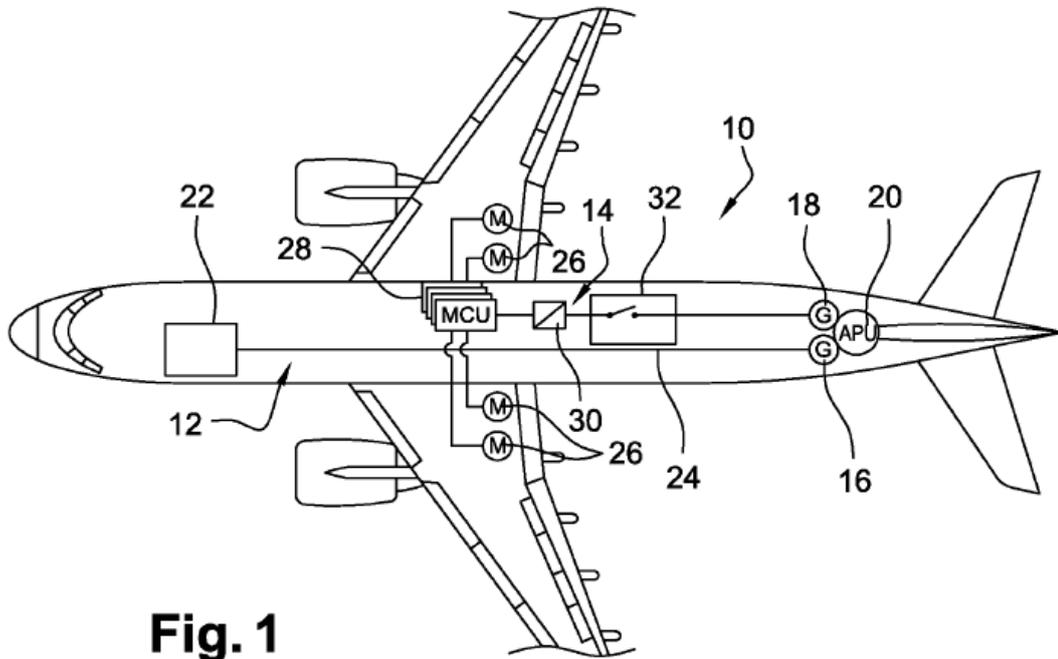
35 La variante de realización de la figura 6 difiere de la figura 4 en que la carcasa MCU está reemplazada por una carcasa MSCU o MSU 272 (Motor Starter Unit). Esta carcasa MSU 272 integra una parte de la electrónica de potencia de la carcasa GNTPCU para gobernar el arranque de la APU 220 por intermedio del generador/arrancador 216 o 218.

El sistema eléctrico de arranque de la APU que es utilizado en la presente invención puede ser del tipo del descrito en la solicitud WO-A2-2010/079308 de la solicitante.

40 En todavía otra variante no representada, la red de rodadura en el suelo comprende un número de motores (M) 226 diferente de cuatro y por ejemplo de dos.

REIVINDICACIONES

- 5 1 Dispositivo (210) de alimentación eléctrica de una aeronave en el suelo, que comprende dos generadores eléctricos (216, 218) arrastrados por un grupo auxiliar de potencia (220), estando destinado el primer generador a alimentar una red (214) eléctrica de rodadura en el suelo que comprende motores eléctricos (226) de arrastre de ruedas de la aeronave, y estando destinado el segundo generador a alimentar una red eléctrica (212) de aeronave, caracterizado por que el primer generador está unido por medios de conexión/desconexión selectiva (232) a las redes de aeronave y de rodadura en el suelo, y es apto para facilitar una primera tensión alterna (Vac2) a la red de aeronave cuando el mismo está conectado a esta red, o una segunda tensión alterna superior a la primera tensión alterna (Vac1) o una potencia de alimentación (P) de la red de rodadura en el suelo cuando el mismo está conectado a esta red, y por que el segundo generador está unido por medios de conexión/desconexión (232) a la red de aeronave para facilitar a esta red la primera tensión alterna (Vac2) únicamente cuando el primer generador alimenta la red eléctrica de rodadura en el suelo de la aeronave.
- 10
- 15 2. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizado por que uno de los generadores (216, 218) es un generador/arrancador apto para arrancar el grupo auxiliar de potencia (220).
3. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 2, caracterizado por que comprende una carcasa electrónica de potencia (228, 270, 272) unida al generador/arrancador (216, 218) para el gobierno del arranque del grupo auxiliar de potencia (220).
- 20 4. Dispositivo de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que el primer generador (218) es un generador síncrono de tres etapas de excitación retórica bobinada.
5. Dispositivo de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que el primer generador (218) facilita una tensión de 115 Vac (Vac2) a 400 Hz y una potencia de 90 KVA cuando el mismo está conectado a la red de aeronave.
- 25 6. Dispositivo de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que el primer generador (218) facilita una potencia de 150 kW cuando el mismo está conectado a la red de rodadura en el suelo.
7. Dispositivo de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que el segundo generador (216) facilita una potencia eléctrica comprendida entre 30 kVA y 40 kW, y una tensión Vac1 de 115 Vac a 400 Hz.
- 30 8. Procedimiento de alimentación eléctrica de una aeronave en el suelo por medio de un dispositivo (210) de acuerdo con una de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que el mismo comprende una etapa consistente en alimentar la red de rodadura en el suelo (214) por el primer generador (218) y la red de aeronave (212) por medio del segundo generador (216) y una etapa consistente en alimentar la red de aeronave (212) por medio del primer generador (218) cuando la función de rodadura en el suelo no es utilizada, estando entonces el segundo generador (216) fuera de servicio.
- 35 9. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 8, caracterizado por que el primer generador (218) es un generador síncrono de tres etapas de excitación retórica bobinada, y por que la excitación de este generador es mandada por una carcasa electrónica de potencia (232) para pasar de un segundo generador de tensión alterna (Vac1) a un primer generador de tensión alterna (Vac2), siendo la tensión en la salida del segundo generador superior a la tensión en la salida de primer generador, o de un generador de potencia (P) a un primer generador de tensión alterna (Vac2).
- 40



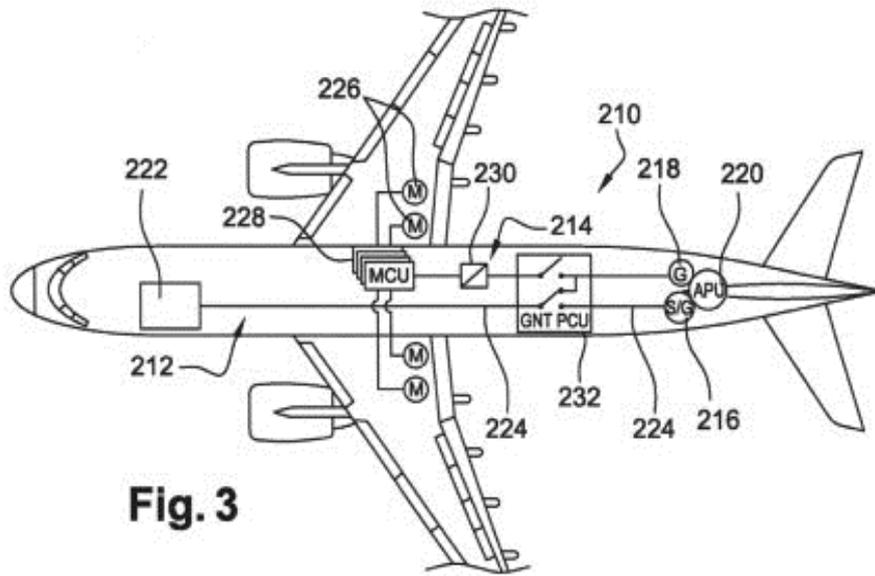


Fig. 3

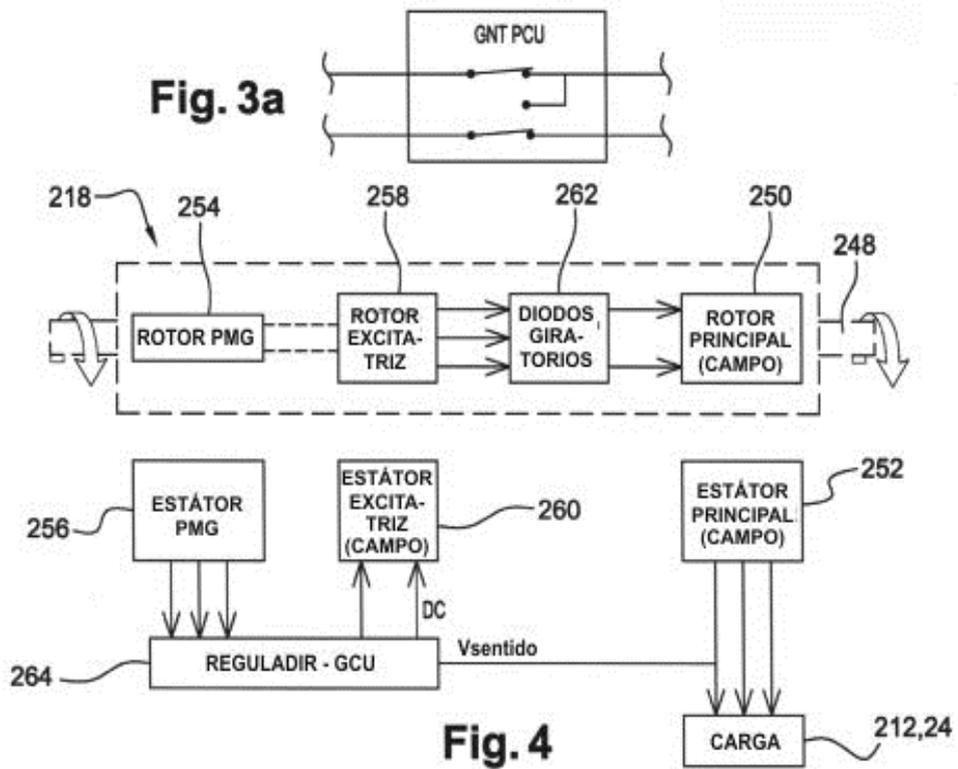


Fig. 4

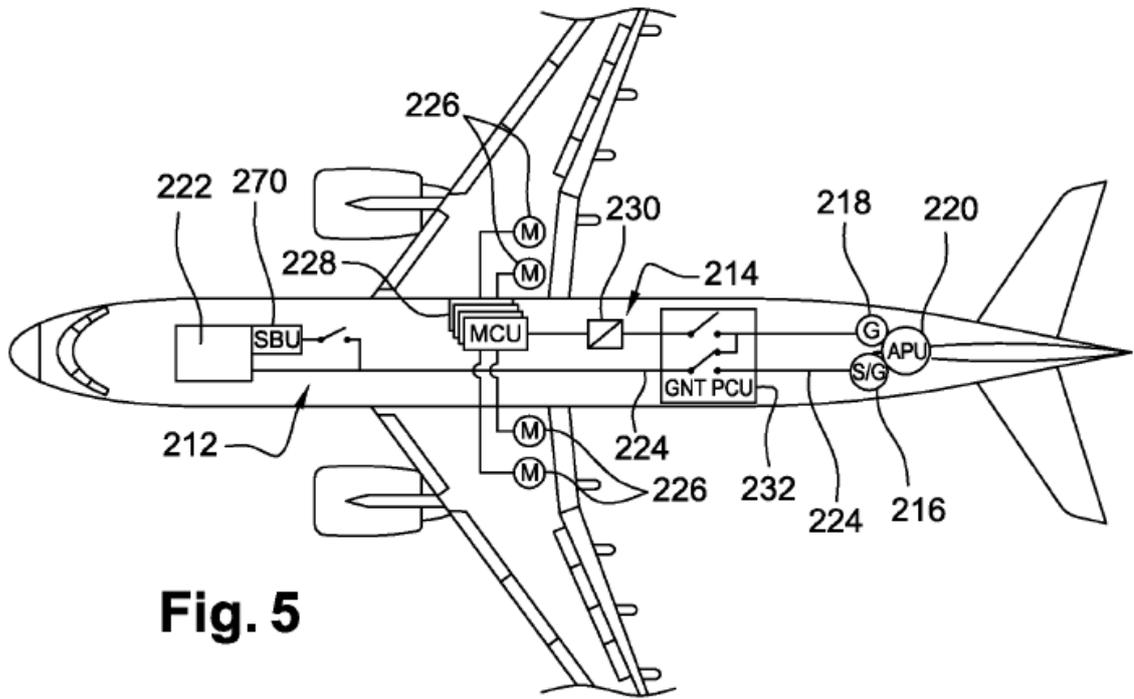


Fig. 5

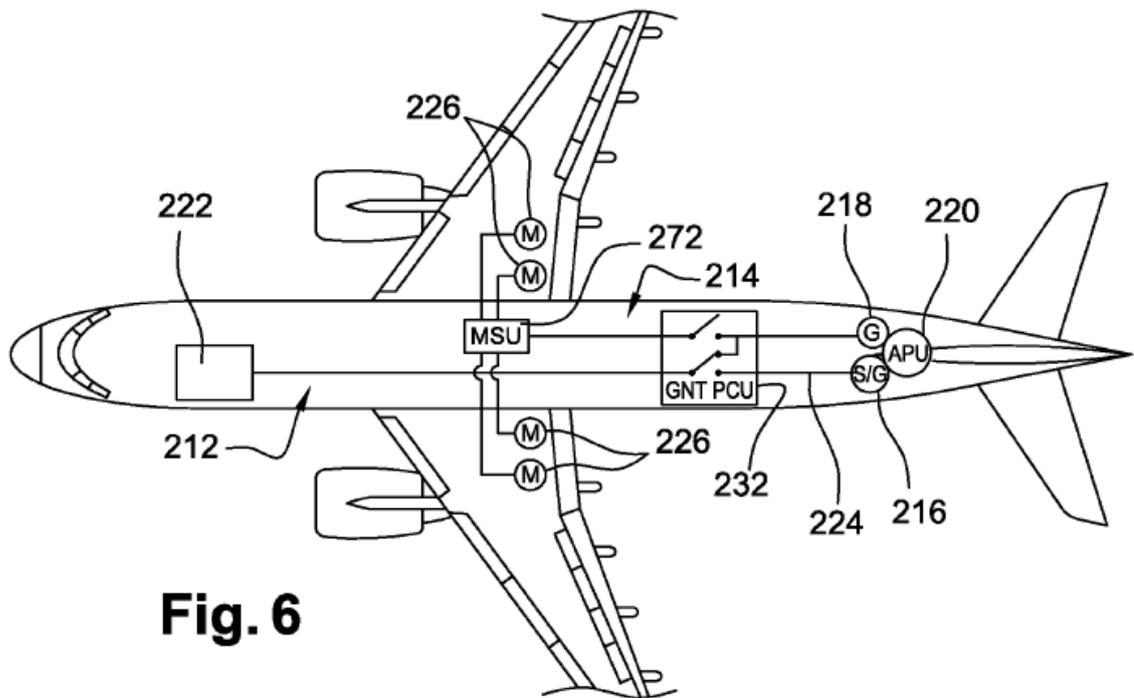


Fig. 6