

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 568 642**

51 Int. Cl.:

B64C 25/40 (2006.01)

B64D 41/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.03.2013 E 13715315 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.03.2016 EP 2830938**

54 Título: **Dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave en tierra**

30 Prioridad:

30.03.2012 FR 1252957

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

03.05.2016

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**VIEILLARD, SÉBASTIEN y
LE DUIGOU, LOÏC**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 568 642 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 tierra

La presente invención se refiere a un dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave en tierra, que incluye al menos dos redes eléctricas: una red eléctrica de aeronave, especialmente para la alimentación de la cabina y de la cabina de pilotos de la aeronave, y una red de rodaje eléctrico.

Las solicitudes FR 10/55457 y FR 10/59612 de la firma 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 unos actuadores eléctricos durante operaciones de rodaje de una aeronave.

El rodaje de una aeronave es la circulación o la rodadura de esa aeronave en tierra, por mediación de las ruedas de los trenes de aterrizaje de la aeronave. Se dice del rodaje que es eléctrico cuando las ruedas de al menos un tren de aterrizaje de la aeronave (en general, las ruedas de los trenes de aterrizaje principales) son accionadas por motores eléctricos, que forman parte de la red de rodaje.

Las redes de aeronave y de rodaje son alimentadas por al menos un generador accionado por una unidad de potencia auxiliar (o APU, del inglés Auxiliary Power Unit).

En la técnica actual, esta unidad de potencia auxiliar se pone en marcha por mediación de un arrancador independiente alimentado mediante una batería, y comprende un árbol de salida de accionamiento del citado generador.

Se han propuesto varias arquitecturas eléctricas para la alimentación de las redes de aeronave y de rodaje, a partir de la energía suministrada por la unidad de potencia auxiliar.

Una primera arquitectura eléctrica de la técnica anterior comprende dos generadores eléctricos accionados por la unidad de potencia auxiliar. El primer generador suministra una tensión alterna Vca1 (230 V) a la red de rodaje y el segundo generador suministra una tensión alterna Vca2 (115 V) a la red de aeronave. La red de rodaje comprende una caja electrónica de potencia (denominada MCU, del inglés Motor Control Unit) para el pilotaje de los motores eléctricos de accionamiento de las ruedas de la aeronave, que está unida al primer generador por unos medios de conexión/desconexión.

La ventaja de esta arquitectura está en que las redes de rodaje y de aeronave son independientes entre sí y son alimentadas por generadores diferenciados. Por lo tanto, las imposiciones de validación para la certificación de la red de la aeronave (del tipo ATA 24) no afectan a la red de rodaje, que puede comprender una caja electrónica de potencia simplificada, lo cual reduce la masa de esta caja (en aproximadamente 50 kg).

No obstante, los dos citados generadores tienen potencias eléctricas relativamente importantes, respectivamente de 120 kVA y de 90 kVA, que se suman a la potencia eléctrica del arrancador de la unidad de potencia auxiliar. Por lo tanto, la potencia eléctrica embarcada en la aeronave es relativamente importante. Debido a sus altas potencias eléctricas, los generadores son pesados y voluminosos, y puede ser difícil, cuando no imposible, montarlos en el árbol de salida de la unidad de potencia auxiliar.

En una segunda arquitectura eléctrica de la técnica anterior, las redes de aeronave y de rodaje son alimentadas por un generador común de gran potencia eléctrica (150 kVA), que es accionado por la unidad de potencia auxiliar. Este generador suministra una tensión alterna Vca2 (115 V) a las redes de aeronave y de rodaje, que están unidas al generador por unos medios de conexión/desconexión. La red de rodaje comprende una caja electrónica de potencia unida a los motores eléctricos de accionamiento de las ruedas de la aeronave.

El inconveniente de esta arquitectura eléctrica está en que la red de rodaje debe responder al conjunto de las normas sobre redes (del tipo ATA 24, por ejemplo) de aplicación en la aeronave y se alimenta con la tensión Vca2 de 115 V. La caja electrónica de potencia de la red de rodaje comprende una función de conversión de energía que permite aumentar el nivel de tensión sin contaminar la red de la aeronave. Esta función recae en general en un módulo ATRU (Auto Transformer Rectifier Unit), con el consiguiente incremento significativo del peso de la caja (del orden de 50 a 100 kg).

También se ha propuesto, en otra arquitectura eléctrica conocida, alimentar la red de rodaje de una aeronave por medio de al menos un generador accionado por un motor de la aeronave, siendo alimentada la red eléctrica de aeronave por otro generador accionado por una unidad de potencia auxiliar. Sin embargo, esta arquitectura obliga a hacer funcionar un motor, con la consiguiente reducción significativa de los ahorros en consumo de queroseno esperados de la función rodaje eléctrico de una aeronave.

La invención tiene como finalidad principal reducir o eliminar de manera simple, eficaz y económica al menos parte de los citados inconvenientes de la técnica anterior, merced a una nueva arquitectura eléctrica para el rodaje eléctrico de una aeronave.

- 5 Para tal efecto, esta propone un dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave en tierra, que incluye dos generadores eléctricos accionados por una unidad de potencia auxiliar, estando el primer generador destinado a alimentar una red de rodaje eléctrico que comprende motores eléctricos de accionamiento de las ruedas de la aeronave, y estando el segundo generador destinado a alimentar una red eléctrica de aeronave, caracterizado por que el primer generador está unido por unos medios de conexión/desconexión selectiva a las redes de aeronave y de rodaje, para suministrar una primera tensión alterna Vca2 a la red de aeronave cuando está conectado a esta red, o una tensión alterna mayor Vca1 o una potencia P a la red de rodaje cuando está conectado a esta red, y por que el segundo generador está unido por unos medios de conexión/desconexión selectiva a las redes de aeronave y de rodaje y es apto para suministrar dicha tensión alterna Vca2 a la red a la que está conectado.
- 10 En el dispositivo según la invención, el primer generador accionado por la unidad de potencia auxiliar se utiliza para alimentar la red de rodaje cuando la aeronave tiene que circular en tierra, y para alimentar la red de aeronave cuando no se alimenta la red de rodaje. Este primer generador, llamado "híbrido", es capaz de suministrar selectivamente una tensión Vca1 de alimentación de la red de rodaje o una tensión Vca2 de alimentación de la red de aeronave. Como variante, el primer generador puede suministrar selectivamente una potencia P de alimentación de la red de rodaje, o una tensión Vca2 de alimentación de la red de aeronave. El segundo generador se utiliza para alimentar la red de aeronave cuando el primer generador alimenta la red de rodaje eléctrico. Este segundo generador ventajosamente está dimensionado para subvenir únicamente a las necesidades del avión en tierra, lo cual permite reducir la potencia eléctrica embarcada y, por tanto, el volumen instalado en el avión. Los medios de conexión/desconexión son pilotados para unir, durante el rodaje, el primer generador a la red de rodaje (para su alimentación con tensión Vca1 o con potencia P) y el segundo generador a la red de aeronave (para su alimentación con tensión Vca2), y para unir, durante las demás fases de funcionamiento de la aeronave, el primer generador a la red de aeronave para su alimentación con tensión Vca2, estando entonces parado el segundo generador.
- 15 20 Según una característica de la invención, el segundo generador se utiliza para alimentar la red de rodaje cuando el primer generador está defectuoso o averiado. Así, hay redundancia de los medios de alimentación eléctrica de la red de rodaje. Los medios de conexión/desconexión son pilotados para unir el segundo generador a la red de rodaje (para su alimentación con tensión Vca2) cuando se detecta un fallo del primer generador, por ejemplo mediante su medio de control de tipo GCU (del inglés Generator Control Unit).
- 25 En el caso aludido, la red de rodaje se alimenta con la tensión Vca2 que es inferior a la tensión Vca1. Aunque la potencia suministrada por el segundo generador pueda no ser suficiente para una óptima utilización del rodaje, es, sin embargo, suficiente para cubrir especialmente la función marcha atrás del rodaje, que no precisa de una potencia relativamente importante. Así, la invención permite asegurar la disponibilidad de la función marcha atrás de la red de rodaje, incluso en caso de avería de su generador principal. Así, la fiabilidad de la función rodaje deja de estar limitada por la fiabilidad de su generador principal, pues permanece disponible un generador secundario para alimentar la red rodaje.
- 30 La invención permite diseñar la red de rodaje sin las imposiciones dictadas por las normas de aplicación en la red propia de la aeronave del tipo ATA 24 y reducir las imposiciones de contaminación armónica asociada a la función rodaje.
- 35 De acuerdo con otra característica de la invención, uno de los dos generadores es un generador/arrancador apto para arrancar la unidad de potencia auxiliar y, así, puede sustituir al arrancador independiente utilizado en la técnica anterior, lo cual representa un ahorro significativo de peso. Además, este generador/arrancador se monta en la unidad de potencia auxiliar en lugar del arrancador (es decir, en el piñón de la unidad generalmente dedicada al arrancador de la técnica anterior), por lo que no estorba el montaje del otro generador en el árbol de salida de la unidad de potencia auxiliar.
- 40 El dispositivo según la invención comprende asimismo una caja electrónica de potencia que está unida al generador/arrancador para el pilotaje del arranque de la unidad de potencia auxiliar. Esta caja puede comprender medios de gobierno del tipo GCU (del inglés Generator Control Unit) que regulan la corriente o la tensión de salida del generador/arrancador y lo protegen en caso de sobrecarga eléctrica.
- 45 El primer generador es preferentemente un generador síncrono de tres etapas con bobinado de excitación rotórica. La variación de la excitación rotórica permite, bien hacer variar la tensión de salida del generador, entre los valores Vca1 y Vca2, o bien pasar de un generador de tensión (que entrega una tensión alterna Vca2 sensiblemente constante) a un generador de corriente/potencia que entrega una corriente o una potencia, en función de la necesidad de rodaje sensiblemente constante, por ejemplo, una potencia de 150 kW.
- 50 El primer generador puede suministrar una tensión de 115 Vca (Vca2) y una potencia de 90 kVA cuando está conectado a la red de aeronave, o una tensión de 230 Vca (Vca1) y una potencia de 150 kW (caso de un generador regulado en tensión o en potencia) cuando está conectado a la red de rodaje.
- 55

El segundo generador puede suministrar una potencia eléctrica suficiente para alimentar la aeronave en tierra, y una tensión Vca2 de 115 V a 400 Hz. El segundo generador está dimensionado entonces para cubrir la necesidad eléctrica en tierra de la aeronave, y ya no en todo el ciclo de vuelo. Por lo tanto, la potencia eléctrica embarcada en

la aeronave para su funcionamiento en tierra es netamente inferior a la utilizada en la técnica anterior, antes descrita. Por otro lado, debido a su baja potencia eléctrica, el segundo generador ocupa poco espacio y puede ser accionado con el primer generador por el árbol de salida de la unidad de potencia auxiliar. La potencia (transitoria o no) del segundo generador es, sin embargo, suficiente para cubrir la función marcha atrás de la red de rodaje.

5 La presente invención se refiere asimismo a un procedimiento de alimentación eléctrica de una aeronave en tierra, por medio de un dispositivo tal y como se ha descrito anteriormente, caracterizado por que comprende una etapa consistente en alimentar la red de rodaje 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 no se utiliza la función de rodaje, hallándose entonces fuera de servicio el segundo generador.

10 Ventajosamente, el primer generador es un generador síncrono de tres etapas con bobinado de excitación rotórica, y la excitación de este generador se gobierna mediante una caja electrónica de potencia para pasar de un generador de tensión V_{ca1} a un generador de tensión V_{ca2} o de un generador de potencia P a un generador de tensión V_{ca2} .

El procedimiento comprende preferentemente una etapa consistente en alimentar la red de rodaje mediante el segundo generador cuando el primer generador está defectuoso.

15 La invención se comprenderá más fácilmente y otras características, detalles y ventajas de la misma se pondrán más claramente de manifiesto con la lectura de la descripción que sigue, llevada a cabo a título de ejemplo no limitativo y con referencia a los dibujos que se acompañan, en los que:

Las figuras 1 y 2 representan de manera esquemática sendos dispositivos de alimentación eléctrica de una aeronave según la técnica anterior;

20 la figura 3 representa de manera esquemática un dispositivo de alimentación eléctrica de una aeronave según la presente invención;

las figuras 3a, 3b y 3c representan de manera esquemática unos medios de conexión/desconexión del dispositivo según la invención, e ilustran etapas del procedimiento, según la invención, de alimentación de las redes de rodaje y de aeronave, de la red de aeronave, y de la red de rodaje, respectivamente;

25 la figura 4 representa de manera esquemática un generador síncrono de tres etapas con bobinado de excitación rotórica según la invención; y

las figuras 5 y 6 representan de manera esquemática unas variantes de realización del dispositivo de alimentación eléctrica según la invención.

30 Se hace referencia en primer lugar a la figura 1, que representa una aeronave equipada con un dispositivo 10 de la técnica anterior para la alimentación eléctrica de una red de aeronave 12, especialmente para la alimentación de equipos de las cabinas de pilotos y de pasajeros de la aeronave, y de una red de rodaje eléctrico 14.

Cada red 12, 14 es alimentada por un generador eléctrico 16, 18 accionado por una unidad de potencia auxiliar 20, designada en lo que sigue con el acrónimo APU (Auxiliary Power Unit).

35 La APU 20 está situada en la parte posterior del fuselaje de la aeronave y comprende un árbol de salida (no representado) de accionamiento 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 unos medios de pilotaje del arranque de la APU.

40 El generador 16 tiene una potencia eléctrica de 90 kVA y suministra una tensión alterna V_{ca2} de 115 V a la red 12, estando esta última representada esquemáticamente en la figura 1 mediante una caja de distribución primaria 22 unida al generador 16 mediante un arnés eléctrico 24.

45 El generador 18 tiene una potencia eléctrica de 120 kVA y suministra una tensión alterna V_{ca1} de 230 V a la red de rodaje 14, que está representada esquemáticamente mediante cuatro motores (M) 26, unidos a una caja electrónica de potencia (MCU, del inglés Motor Control Unit) 28, que a su vez está unida al generador 18 mediante un rectificador 30. La salida del generador 18 está unida a la red de rodaje 14 por unos medios de conexión/desconexión 32 que permiten aislar el generador de la red de rodaje 14 cuando no se persigue la función rodaje, por ejemplo cuando la aeronave está en vuelo.

Esta arquitectura eléctrica presenta los inconvenientes antes descritos, que se deben principalmente a las potencias eléctricas relativamente importantes de los generadores 16, 18 (respectivamente, de 90 kVA y de 120 kVA), a su peso y al espacio que ocupan.

50 La figura 2 representa una aeronave equipada con otro dispositivo 110 de la técnica anterior para la alimentación eléctrica de la red de aeronave 112 y de la red de rodaje 114.

ES 2 568 642 T3

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

La salida del generador 116 está unida a las redes 112, 114 por unos medios de conexión/desconexión 132 y suministra a estas redes una tensión alterna Vca2 de 115 V.

5 La caja electrónica de potencia (MCU) 128 de la red de rodaje 114 comprende un módulo ATRU (Auto Transformer Rectifier Unit) de conversión de energía que permite aumentar el nivel de tensión suministrado por el generador 116.

Esta otra arquitectura eléctrica también presenta inconvenientes, que se deben principalmente al hecho de que el módulo ATRU conlleva un incremento significativo del peso de la caja electrónica de potencia (MCU) 128, y de que la red de rodaje 114 debe responder al conjunto de los estándares de certificación de aplicación en la red 112 de aeronave 12 (del tipo ATA 24).

10 La invención permite subsanar al menos parte de los inconvenientes de las técnicas anteriores merced a la alimentación de la red de rodaje y de la red propia de la aeronave por medio de dos generadores, uno de los cuales es "híbrido", permitiendo cada uno de estos generadores alimentar estas dos redes de manera selectiva.

15 La figura 3 representa una forma de realización preferida del dispositivo 210 según la invención, en la que una APU 220, situada en la parte posterior del fuselaje de una aeronave, acciona los rotores de dos generadores eléctricos 216, 218 independientes.

La salida del generador 216 está unida por unos medios de conexión/desconexión 232 a la entrada de una caja de distribución primaria 222 de la red de aeronave, estando la o las salidas de esta caja 222, por ejemplo, unidas a unos equipos de la cabina de pilotos y a diferentes compartimentos del fuselaje de la aeronave. Las uniones eléctrica entre la caja 222, los medios 232 y el generador 216 se establecen mediante arneses eléctricos 224.

20 El generador 216 tiene una potencia eléctrica comprendida entre 30 y 40 kVA y suministra a las redes de aeronave y de rodaje 212, 214 una tensión alterna Vca2, que es, por ejemplo, de 115 V a 400 Hz.

25 La salida del generador 218 está unida por unos medios de conexión/desconexión 232 a la entrada de un rectificador 230 de la red de rodaje, estando unida la salida del rectificador 230 a la entrada de una caja electrónica de potencia (MCU) 228 que alimenta unos motores 226 de accionamiento de las ruedas de los trenes de aterrizaje principales de la aeronave. El número de estos motores 226 puede ser cuatro.

30 En el ejemplo representado, los medios de conexión/desconexión 232 de los generadores 216, 218 a las redes 212, 214 están determinados por una caja GNTPCU (Green Taxiing Power Control Unit) común que incluye contactores o análogos aptos para establecer uniones eléctricas entre el generador 218 y la red de rodaje 214, entre el generador 218 y la red de aeronave 212, entre el generador 216 y la red de aeronave 212 y entre el generador 216 y la red de rodaje 214. La caja GNTPCU permite administrar las configuraciones eléctricas de la aeronave por medio de los contactores y comprende además al menos una tarjeta del tipo GCU (Generator Control Unit) para pilotar la excitación del generador 218, según se describirá en lo que sigue.

El generador 218 tiene una potencia eléctrica del orden de 90 kVA, por ejemplo, y es apto para alimentar la red de rodaje 214 y la red de aeronave 212.

35 Cuando no se utiliza la función rodaje, la salida del generador 218 se une por los medios 232 a la red de aeronave 212 y suministra a esta red una tensión alterna Vca2, que es, por ejemplo, de 115 V a 400 Hz. La salida del generador 218 puede desconectarse de la red de rodaje 214 por mediación de los medios 232. La salida del generador 216 también puede desconectarse de la red 212 por mediación de los medios 232. Los contactores de la caja GNTPCU se hallan entonces en las posiciones tales como se representan en la figura 3b.

40 Cuando debe utilizarse la función rodaje, la salida del generador 216 se une por los medios 232 a la red de aeronave 212 y suministra a esta red una tensión alterna Vca2, que es, por ejemplo, de 115 V a 400 Hz. La salida del generador 218 se une por los medios 232 a la red de rodaje 214 y suministra a esta red una tensión alterna Vca1, que es, por ejemplo, de 230 V a 400 Hz, o una potencia P, que es, por ejemplo, de 150 kW a 230 V. Los contactores de la caja GNTPCU se hallan entonces en las posiciones tales como se representan en la figura 3a.

45 Cuando debe utilizarse la función de rodaje pero el generador 218 está averiado o defectuoso, la salida del generador 216 se une por los medios 232 a la red de rodaje 214 y suministra a esta red la tensión alterna Vca2. Esta tensión es suficiente para controlar la función marcha atrás de la red de rodaje. La salida del generador 218 puede desconectarse de la red de rodaje 214 por mediación de los medios 232. Los contactores de la caja GNTPCU se hallan entonces en las posiciones tales como se representan en la figura 3c.

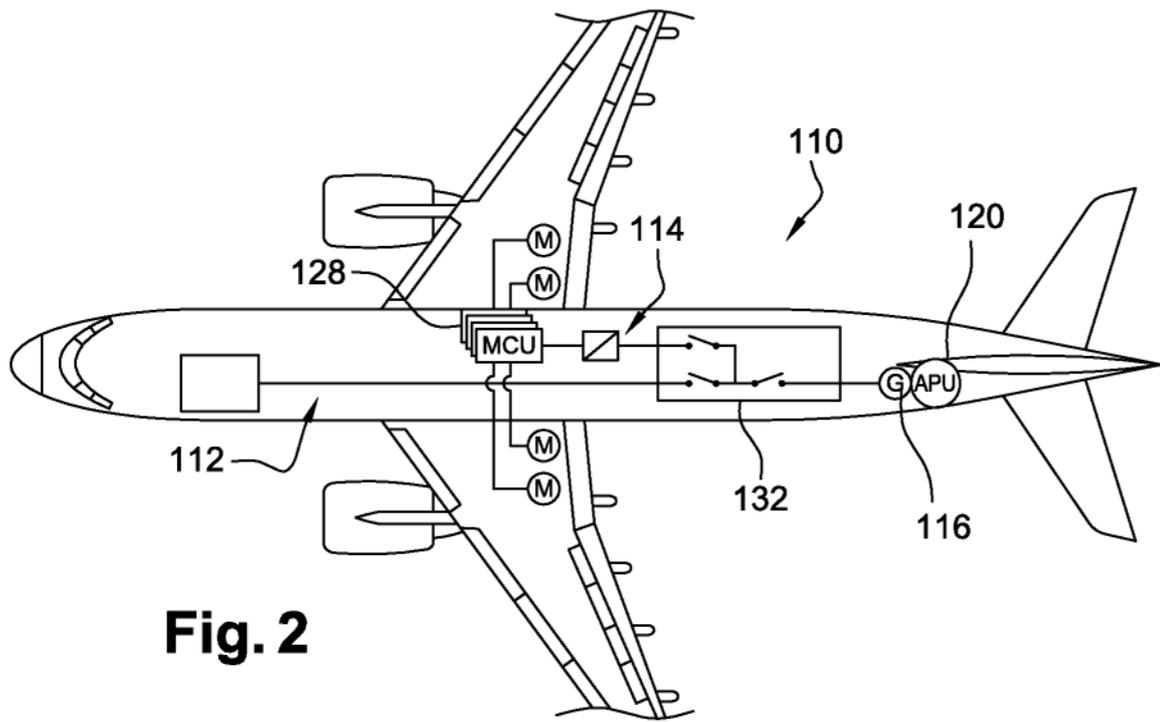
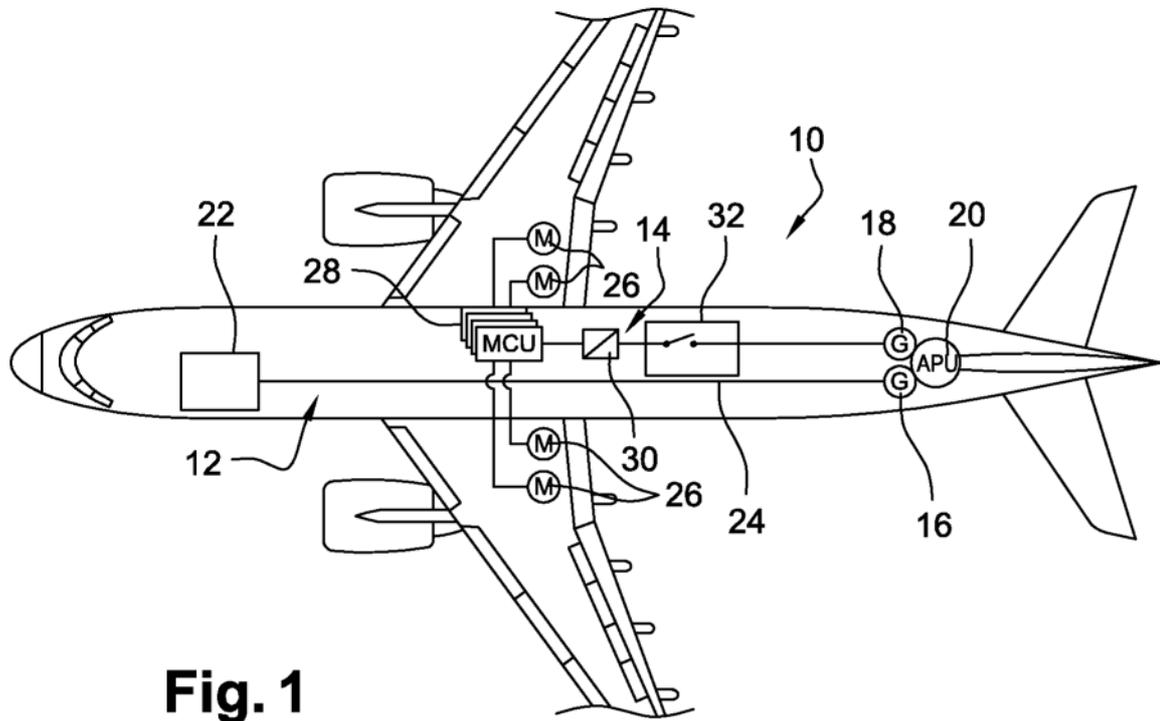
50 El rectificador 230 es del tipo CA/CC y permite convertir la tensión alterna Vca1 en tensión continua Vcc1 o la tensión Vca2 en tensión continua Vcc2. La caja MCU 228 puede comprender contactores y al menos un convertidor de energía que incluyen cada uno de ellos uno o varios onduladores. De manera ventajosa, estos onduladores funcionan simplemente en modo derivador de corriente cuando el generador 218 suministra una corriente o una potencia a la red de rodaje 214.

ES 2 568 642 T3

- 5 El generador 216 es preferentemente un generador/arrancador (S/G), que se puede utilizar en modo "motor" cuando se le suministra energía, para arrancar la APU 220. Esto permite suprimir el arrancador que en la técnica anterior estaba dedicado al arranque de la APU. El generador 216 de baja potencia se monta en la APU 220 en lugar del arrancador original, lo cual permite no estorbar la implantación del generador 218 en el árbol de salida de la APU 220.
- Como variante, es el generador 218 el que se utiliza para arrancar la APU 220. El generador 218, que es apto para suministrar de manera selectiva dos tensiones V_{ca1} y V_{ca2} o una tensión V_{ca2} y una potencia P , es ventajosamente un generador síncrono de tres etapas con bobinado de excitación rotórica, cuyo principio de funcionamiento está representado esquemáticamente en la figura 4.
- 10 El generador 218 incluye un rotor principal bobinado 250 accionado por el árbol de salida 248 de la APU en el interior de un estátor principal bobinado 252. El generador 218 es de los de tres etapas (tres conjuntos rotor/estátor) y comprende, además del conjunto rotor principal 250 / estátor principal 252, un rotor 254 y un estátor 256 de imanes permanentes y un rotor 258 y un estátor 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.
- 15 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.
- La entrada del estátor 260 de la excitatriz y la salida del estátor 256 de imanes permanentes están unidas a unos medios de regulación y de mando 264 que incluye al menos una tarjeta GCU que regula la corriente o la tensión del generador 218 y lo protege en caso de sobrecarga eléctrica. Estos medios 264 están unidos asimismo a la salida del estátor principal 252 y comprenden medios de detección de la tensión o de la corriente entregada a las redes 212, 214 de la aeronave. Los medios 264 pueden ir alojados en la caja GNTPCU.
- 20 Así, el generador 218 puede funcionar de la manera siguiente.
- El árbol de salida 248 de la APU 220 acciona el rotor principal 250 del generador 218 a una velocidad predeterminada. Los medios de regulación y de mando 264 regulan la alimentación del estátor 260 de la excitatriz al objeto de generar un campo magnético que induce una corriente en el rotor 258 de la excitatriz, corriente esta que sale del rotor 258 y es rectificadora por el rectificador 262 antes de alimentar el rotor principal 250 para inducir una tensión o una corriente dada en el estátor principal 252 de la tercera etapa del generador. El rotor 254 y el estátor 256 de imanes permanentes permiten especialmente señalar a los medios 264 la velocidad de giro del árbol 248.
- 25 El rotor principal 250 induce una corriente o una tensión en el estátor principal 252 que está destinada a alimentar una u otra de las citadas redes 212, 214. Los medios 264 pilotan la excitación del generador 218 en función de la tensión o de la corriente detectada a la salida de este generador, al objeto de que este último entregue una tensión definida (V_{ca1} o V_{ca2}) sensiblemente constante o posiblemente variable para alimentar especialmente la red de rodaje y sea equiparable a un generador de tensión, o entregue una corriente o una potencia sensiblemente constante y sea equiparable a un generador de corriente/potencia para alimentar especialmente la red de rodaje.
- 30 La variación de la excitación del generador 218 permite pasar de un modo de regulación de tensión V_{ca2} (para la alimentación de la red 212 con V_{ca2} , por ejemplo de 115 V) a un modo de regulación de potencia P (para la alimentación de la red 214 con potencia P , por ejemplo de 150 kW), o de un modo de regulación de tensión V_{ca2} (para la alimentación de la red 212 con V_{ca2} , por ejemplo de 115 V) a un modo de regulación de tensión V_{ca1} (para la alimentación de la red 214 con tensión V_{ca1} , por ejemplo de 230 V).
- 35 El generador 218 suministra preferentemente una tensión de 115 Vca y una potencia de 90 kVA cuando se conecta a la red de aeronave, y una potencia de 150 kW cuando se conecta a la red de rodaje.
- En la variante de realización de la figura 5, está interconectada en el arnés 224 una caja electrónica de potencia 270 del tipo SBU (Starter Box Unit), en paralelo con la caja 222. Esta caja 270 es utilizada para pilotar el arranque de la APU 220 por mediación del generador/arrancador 216 ó 218. En este caso, se pueden adaptar consecuentemente las lógicas de pilotaje de los contactores de la caja GNTPCU (medios 232).
- 40 La variante de realización de la figura 6 difiere de aquella de la figura 4 en que la caja MCU se sustituye por una caja MSCU o MSU 272 (Motor Starter Unit). Esta caja MSU 272 integra una parte de la electrónica de potencia de la caja GNTPCU para pilotar el arranque de la APU 220 por mediación de generador/arrancador 216 ó 218.
- 45 El sistema eléctrico de arranque de la APU que se utiliza en la presente invención puede ser del tipo del descrito en la solicitud WO-A2-2010/079308 de la firma solicitante.
- 50 En otra variante más no representada, la red de rodaje comprende un número de motores (M) 226 distinto de cuatro, y por ejemplo, de dos.

REIVINDICACIONES

1. Dispositivo (210) de alimentación eléctrica de una aeronave en tierra, que incluye dos generadores eléctricos (216, 218) accionados por una unidad de potencia auxiliar (220), estando el primer generador destinado a alimentar una red de rodaje eléctrico (214) que comprende motores eléctricos (226) de accionamiento de las ruedas de la aeronave, y estando el segundo generador destinado a alimentar una red eléctrica de aeronave (212), caracterizado por que el primer generador está unido por unos medios de conexión/desconexión selectiva (232) a las redes de aeronave y de rodaje, y es apto para suministrar una primera tensión alterna Vca2 a la red de aeronave cuando está conectado a esta red, o una tensión alterna mayor Vca1 o una potencia P a la red de rodaje cuando está conectado a esta red, y por que el segundo generador está unido por unos medios de conexión/desconexión selectiva (232) a las redes de aeronave y de rodaje y es apto para suministrar dicha tensión alterna Vca2 a la red a la que está conectado.
2. Dispositivo según la reivindicación 1, caracterizado por que uno de los generadores (216, 218) es un generador/arrancador apto para arrancar la unidad de potencia auxiliar (220).
3. Dispositivo según la reivindicación 2, caracterizado por que comprende una caja electrónica de potencia (228, 270, 272) unida al generador/arrancador (216, 218) para el pilotaje del arranque de la unidad de potencia auxiliar (220).
4. Dispositivo según una de las anteriores reivindicaciones, caracterizado por que el primer generador (218) es un generador síncrono de tres etapas con bobinado de excitación rotórica.
5. Dispositivo según una de las anteriores reivindicaciones, caracterizado por que el primer generador (218) suministra una tensión de 115 Vca (Vca2) a 400 Hz y una potencia de 90 kVA cuando está conectado a la red de aeronave.
6. Dispositivo según una de las anteriores reivindicaciones, caracterizado por que el primer generador (218) suministra una potencia de 150 kW cuando está conectado a la red de rodaje.
7. Dispositivo según una de las anteriores reivindicaciones, caracterizado por que el segundo generador (216) suministra una potencia eléctrica de alimentación de cargas eléctricas de la aeronave en tierra, y una tensión Vca2 de 115 Vca a 400 Hz.
8. Procedimiento de alimentación eléctrica de una aeronave en tierra por medio de un dispositivo (210) según una de las anteriores reivindicaciones, caracterizado por que comprende una etapa consistente en alimentar la red de rodaje (214) mediante del 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 no se utiliza la función de rodaje, hallándose entonces fuera de servicio el segundo generador (216).
9. Procedimiento según la reivindicación 8, caracterizado por que el primer generador (218) es un generador síncrono de tres etapas con bobinado de excitación rotórica, y por que la excitación de este generador se gobierna mediante una caja electrónica de potencia (232) para pasar de un generador de tensión Vca1 a un generador de tensión Vca2 o de un generador de potencia P a un generador de tensión Vca2.
10. Procedimiento según la reivindicación 8 ó 9, caracterizado por que comprende una etapa consistente en alimentar la red de rodaje (214) mediante el segundo generador (216) cuando el primer generador (218) está defectuoso.



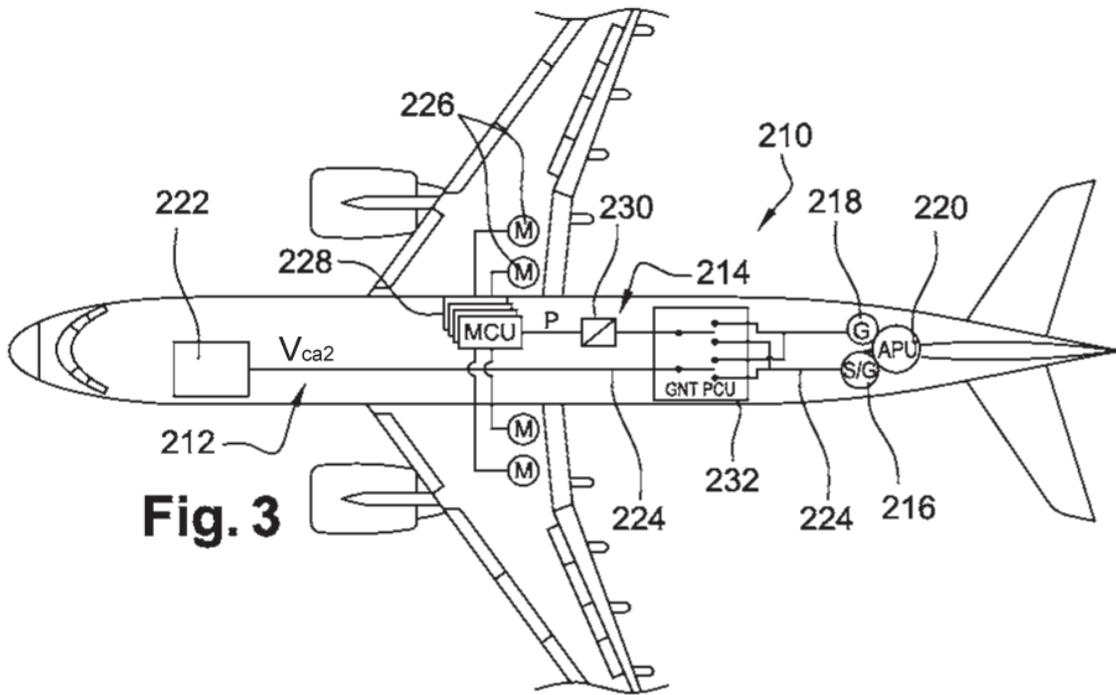


Fig. 3

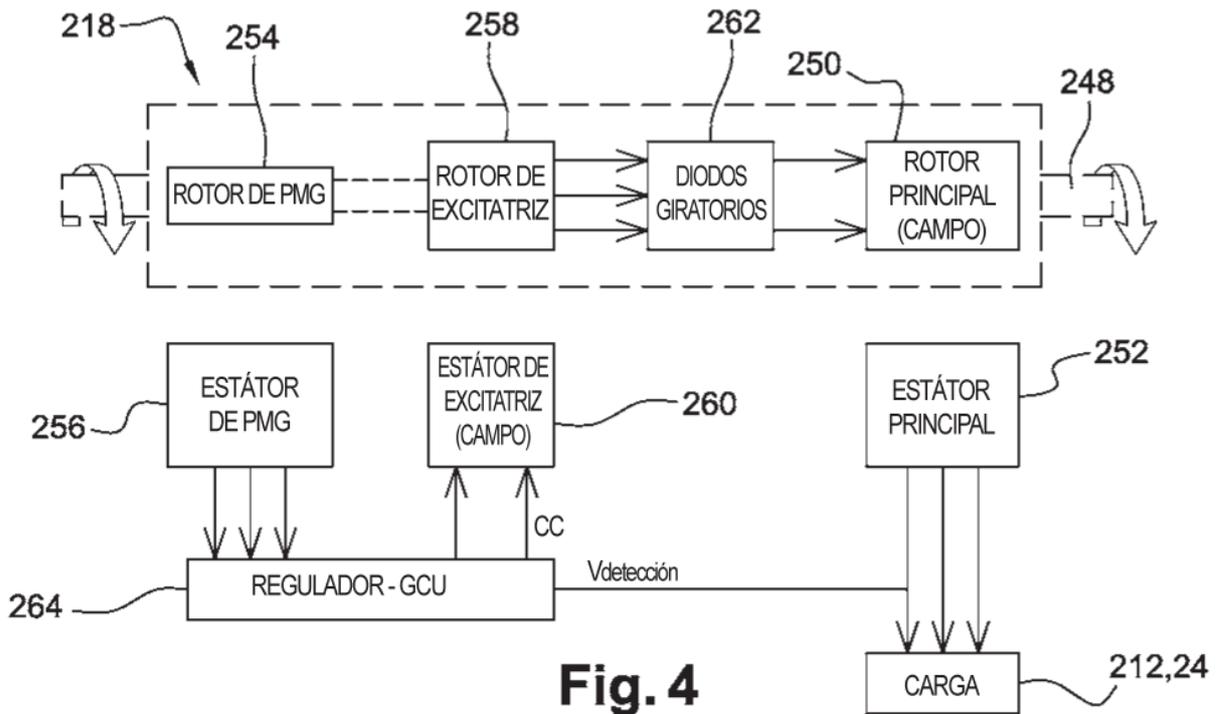


Fig. 4

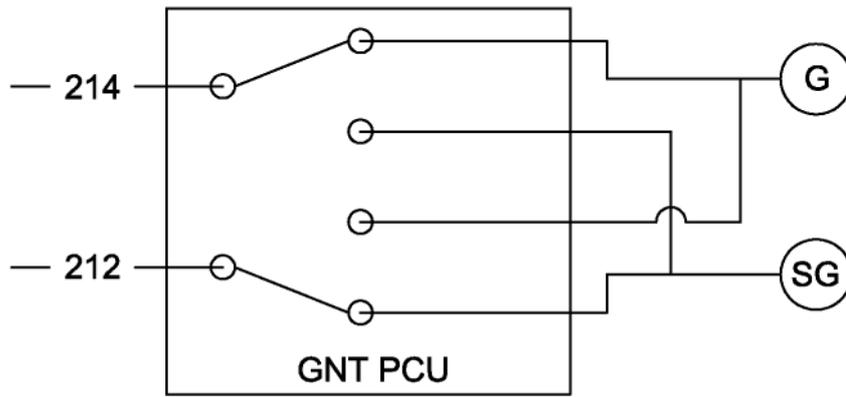


Fig. 3a

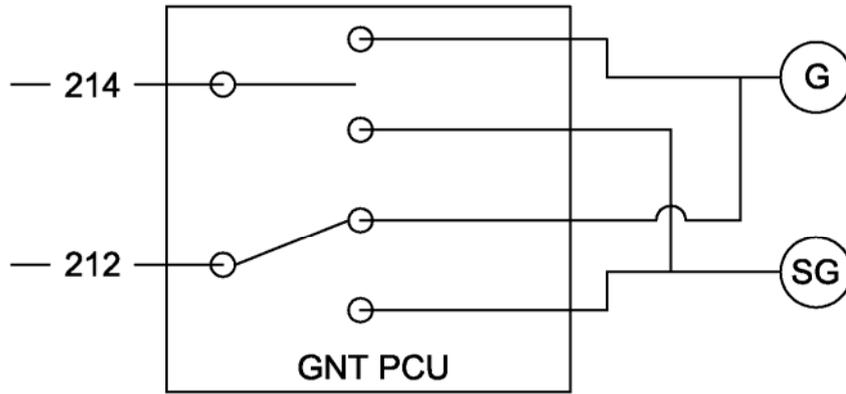


Fig. 3b

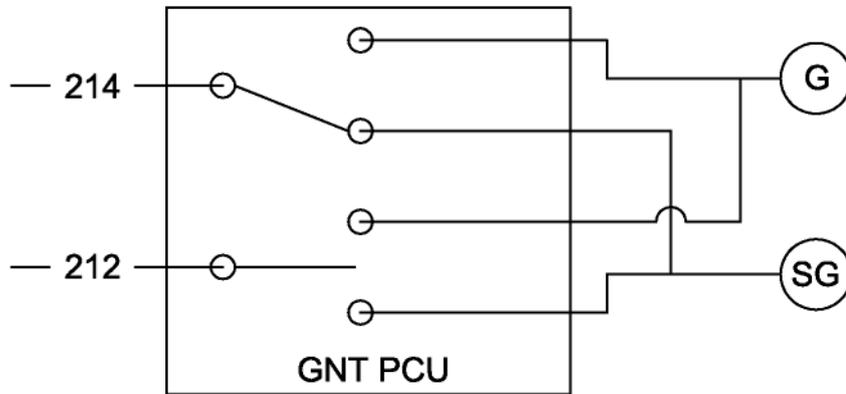


Fig. 3c

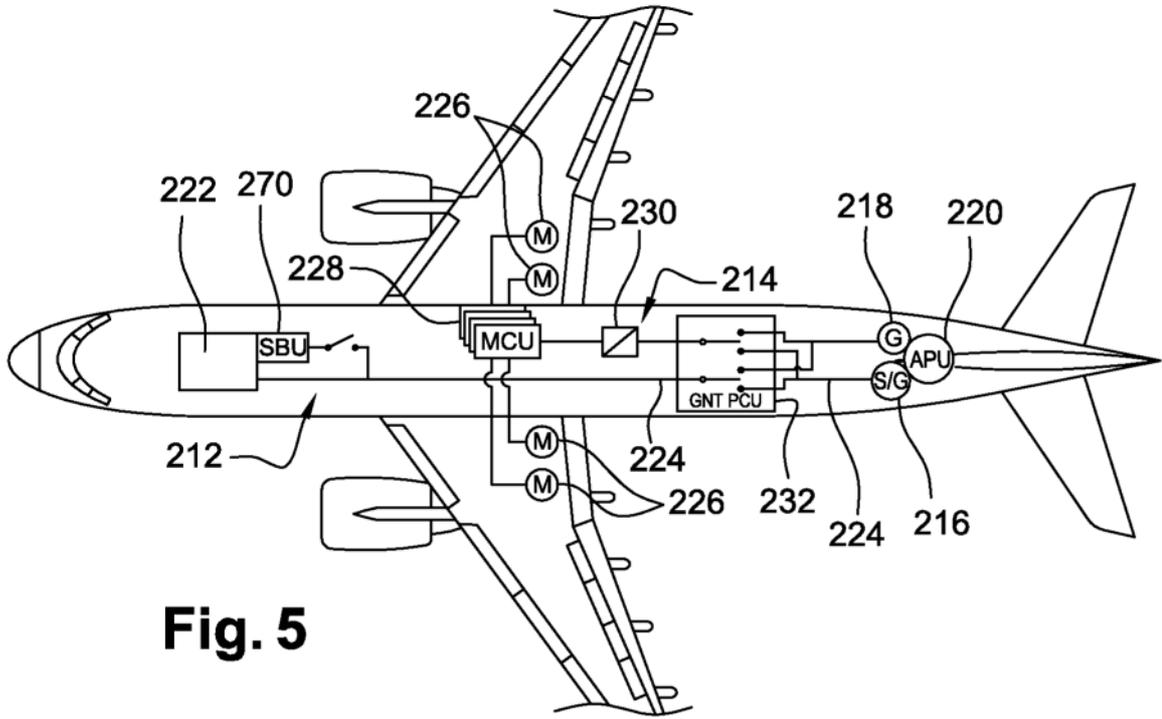


Fig. 5

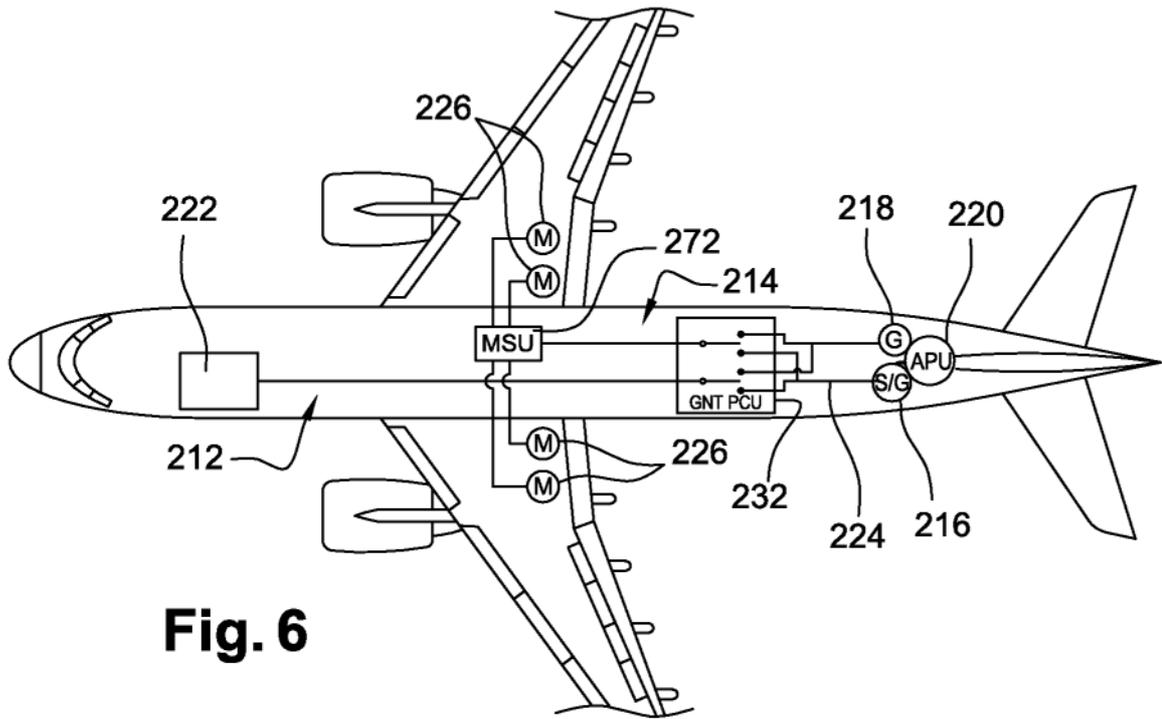


Fig. 6