

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 753 238**

51 Int. Cl.:

B64D 41/00 (2006.01)

B64D 47/00 (2006.01)

H02J 3/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **24.12.2013 PCT/FR2013/053262**

87 Fecha y número de publicación internacional: **10.07.2014 WO14106712**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **24.12.2013 E 13824631 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.10.2019 EP 2941383**

54 Título: **Procedimiento de gestión de la red de alimentación eléctrica de una aeronave**

30 Prioridad:

03.01.2013 FR 1350034

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

07.04.2020

73 Titular/es:

**SAFRAN POWER UNITS (100.0%)
Chemin du Pont de Rupe
31200 Toulouse, FR**

72 Inventor/es:

**RIDEAU, JEAN-FRANÇOIS y
DALMAS, FLORENT**

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 753 238 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

Procedimiento de gestión de la red de alimentación eléctrica de una aeronave

Campo técnico general y técnica anterior

5 La presente invención está relacionada con el campo de la alimentación eléctrica de una aeronave y, más en concreto, con un procedimiento de gestión de la red de alimentación eléctrica de una aeronave.

Una aeronave comprende de manera clásica una red de alimentación eléctrica a fin de alimentar a los diversos equipos de la aeronave (accionadores mecánicos, controles de vuelo, sistema multimedia de los asientos para pasajeros, ventilación de la cabina, etc.). Desde un punto de vista eléctrico, un equipo de la aeronave se considera como una carga que consume energía eléctrica.

10 A fin de permitir una gestión razonada de la energía eléctrica en la red de alimentación eléctrica, las cargas tienen dos naturalezas posibles: las cargas denominadas "esenciales" que son importantes para el funcionamiento de la aeronave (control de vuelo, etc.) y las cargas denominadas "no esenciales" que son menos importantes para el funcionamiento de la aeronave (sistema multimedia de los asientos para pasajeros, ventilación de la cabina, etc.). Las cargas están igualmente segregadas según su instalación geográfica para ser alimentadas por las fuentes más cercanas, y evitar, en la medida de lo posible, la pérdida de redundancia y/o de equipos funcionalmente conectados.

La red de alimentación eléctrica comprende de manera clásica una fuente principal de energía que se extrae de los motores de la aeronave que participan en el empuje de la aeronave. Dicho de otra manera, un motor de aeronave proporciona, por un lado, una energía de propulsión para permitir que la aeronave se desplace y, por otro lado, una energía no de propulsión, que se utiliza como fuente principal de energía de la red de alimentación eléctrica.

20 A lo largo de los años, las necesidades de energía eléctrica han aumentado para una aeronave. Asimismo, cuando los motores de la aeronave están a bajo régimen, por ejemplo, durante el aterrizaje, la red de alimentación eléctrica a veces no es alimentada suficientemente, lo que presenta un inconveniente y no permite la alimentación de las cargas no esenciales (sistema multimedia de los asientos para pasajeros, etc.), lo que presenta un inconveniente para los pasajeros de la aeronave. Una solución inmediata para eliminar este inconveniente consiste en aumentar el régimen de los motores de la aeronave durante el aterrizaje, pero eso incrementa el consumo de combustible y no es deseado.

30 Ha sido propuesto por la solicitud de patente FR 2 964 087 de la sociedad TURBOMECA utilizar un grupo de potencia principal cuando los motores no bastan para responder a las necesidades de la red de alimentación eléctrica, es decir, como fuente de alimentación auxiliar. Asimismo, por defecto, los motores de la aeronave están solicitados de forma permanente y deben estar sobredimensionados para responder a las necesidades eléctricas. Una gestión de este tipo de la red de alimentación eléctrica produce un sobreconsumo de combustible, lo cual presenta un inconveniente.

El documento US6641084 muestra una red de alimentación conocida de la técnica anterior cuyo bus de distribución en condiciones normales de funcionamiento es alimentado por una fuente de alimentación auxiliar (APU).

35 Presentación general de la invención

Para eliminar al menos algunos de estos inconvenientes, la invención está relacionada con un procedimiento de gestión de una red de alimentación eléctrica de una aeronave, comprendiendo la red de alimentación al menos un bus de distribución diseñado para alimentar a cargas eléctricas, al menos un generador de un motor de propulsión de la aeronave adaptado para proporcionar una fuente de energía eléctrica, al menos un grupo de potencia principal de clase motor adaptado para proporcionar una fuente de energía eléctrica, una pluralidad de contactores adaptados para conectar eléctricamente los buses de distribución con el generador de motor de propulsión y/o con el grupo de potencia principal y un módulo de gestión adaptado para controlar los contactores, procedimiento en el cual en condiciones normales de funcionamiento de la aeronave, el módulo de gestión controla los contactores para alimentar al bus de distribución mediante el grupo de potencia principal de clase motor y en funcionamiento de emergencia de la aeronave, el módulo de gestión controla los contactores para alimentar al bus de distribución mediante el generador de motor de propulsión.

50 Según el procedimiento de gestión, ya no se recurre por defecto al motor de la aeronave para proporcionar energía eléctrica en condiciones normales de vuelo. Dicho de otra manera, ya no es necesario sobredimensionar el motor de la aeronave para que proporcione una energía no de propulsión importante. En efecto, según la invención, el generador de motor de la aeronave sólo se utiliza para un funcionamiento de emergencia, es decir, en caso de mal funcionamiento del grupo de potencia principal de clase motor. De manera ventajosa, el motor de la aeronave está menos solicitado en condiciones normales de vuelo, lo que permite disminuir su consumo de combustible. La energía generada por el motor de la aeronave es esencialmente una energía de propulsión, siendo proporcionada la energía no de propulsión por el grupo de potencia principal de clase motor en funcionamiento normal.

La utilización de un grupo de potencia principal de clase motor permite responder a las necesidades de la red de alimentación con independencia de los motores de la aeronave, lo que mejora el rendimiento energético. Además, un grupo de potencia principal de clase motor posee una fiabilidad aumentada en comparación con un grupo de potencia auxiliar clásico, lo cual es ventajoso.

- 5 En condiciones normales de funcionamiento de la aeronave, el bus de distribución es alimentado exclusivamente por el grupo de potencia principal de clase motor para evitar cualquier utilización del generador de motor de propulsión.

10 Comprendiendo la red de alimentación un primer grupo de potencia principal de clase motor y un segundo grupo de potencia principal de clase motor, comprendiendo la red de alimentación al menos dos buses de distribución pertenecientes respectivamente a una parte derecha y a una parte izquierda de la red de alimentación, el primer grupo de potencia principal de clase motor y el segundo grupo de potencia principal de clase motor alimentan respectivamente al bus de distribución de la primera parte y al bus de distribución de la segunda parte de la red de alimentación en condiciones normales de funcionamiento de la aeronave para incrementar la fiabilidad de la alimentación eléctrica, siendo todavía la aeronave apta para funcionar en caso de fallo de una parte de la red de alimentación.

- 15 Según un aspecto de la invención, el segundo grupo de potencia principal de clase motor alimenta por sí solo a los buses de distribución de la primera parte y de la segunda parte de la red de alimentación en caso de mal funcionamiento del primer grupo de potencia principal de clase motor. Dicho de otra manera, cada grupo de potencia está dimensionado para garantizar, de manera continua, la alimentación del conjunto de la red eléctrica.

20 Según otro aspecto de la invención, el segundo grupo de potencia principal de clase motor alimenta al bus de distribución de la segunda parte de la red de alimentación y el generador de motor de propulsión alimenta al bus de distribución de la primera parte de la red de alimentación en caso de mal funcionamiento del primer grupo de potencia principal de clase motor. Si el grupo de potencia está dimensionado para garantizar la alimentación de una única parte de la red de alimentación, el generador de motor de propulsión garantiza la alimentación de la parte de la red cuyo grupo de potencia falla.

- 25 Preferiblemente, comprendiendo la red de alimentación un primer generador de motor de propulsión y un segundo generador de motor de propulsión, el primer generador y el segundo generador alimentan respectivamente al bus de distribución de la primera parte y al bus de distribución de la segunda parte de la red de alimentación en funcionamiento de emergencia de la aeronave.

30 De manera preferida, comprendiendo la red de alimentación una subred de alimentación de urgencia, el módulo de gestión controla los contactores para alimentar a la subred de alimentación de urgencia mediante una fuente de energía de urgencia independiente en caso de mal funcionamiento del generador de motor de propulsión en funcionamiento de emergencia. Así, en caso de fallo simultáneo del grupo de potencia principal y del generador de motor de propulsión, las funciones vitales de la aeronave todavía pueden ser alimentadas.

Presentación de las figuras

- 35 La invención se comprenderá mejor con la lectura de la descripción que se proporcionará a continuación, dada únicamente a título de ejemplo, y que se refiere a los dibujos adjuntos, en los cuales:

- la figura 1 es una representación esquemática de una red de alimentación según la invención en ausencia de alimentación;

- la figura 2 es una representación esquemática de la red de alimentación con una alimentación por batería;

- 40 - la figura 3 es una representación esquemática de la red de alimentación con una alimentación mediante un equipo de apoyo en tierra externo;

- la figura 4 es una representación esquemática de la red de alimentación con una alimentación mediante los grupos de potencia principales de clase motor en condiciones normales de funcionamiento;

- 45 - la figura 5A es una representación esquemática de la activación de los grupos de potencia principales de clase motor mediante un único generador de gases de la aeronave;

- la figura 5B es una representación esquemática de la activación de los grupos de potencia principales de clase motor mediante dos generadores de gases de la aeronave;

- la figura 6 es una representación esquemática de la red de alimentación con una alimentación mediante un único grupo de potencia principal de clase motor;

- 50 - la figura 7 es una representación esquemática de la red de alimentación cuya parte izquierda es alimentada por un único grupo de potencia de clase motor y cuya parte derecha es alimentada por un motor de la aeronave;

- la figura 8 es una representación esquemática de la red de alimentación cuyas parte izquierda y parte derecha son alimentadas por un único grupo de potencia de clase motor;

- la figura 9 es una representación esquemática de la red de alimentación cuyas parte izquierda y parte derecha son alimentadas por los motores de la aeronave; y

5 - la figura 10 es una representación esquemática de la red de alimentación con una fuente de energía de urgencia.

Es necesario observar que las figuras exponen la invención de manera detallada para implementar la invención, pudiendo por supuesto servir las figuras para definir mejor la invención en caso necesario.

Descripción de uno o varios modos de realización y de implementación

10 En referencia a la figura 1, una aeronave comprende de manera habitual una red de alimentación eléctrica 1 a fin de alimentar a los diversos equipos de la aeronave (accionadores mecánicos, controles de vuelo, sistema multimedia de los asientos para pasajeros, ventilación de la cabina). Desde un punto de vista eléctrico, un equipo de la aeronave se considera como una carga que consume energía eléctrica y que es alimentada por un Bus de distribución AC ó DC. En este ejemplo, la red de alimentación eléctrica 1 comprende cinco Buses de distribución, dos BUSES de alterna principales (ACBUS1, ACBUS2) y tres BUSES de continua (DCBUS1, DCBUS2, DCBATBUS) así como una subred de alimentación de urgencia EEPDC, llamada igualmente núcleo de alimentación de urgencia.

Dicho de otra manera, cada BUS distribuye la energía eléctrica a las cargas de la red de alimentación 1 en función de sus necesidades (corriente continua o corriente alterna).

20 La red de alimentación está dividida clásicamente de forma geográfica en dos partes en la aeronave: una parte denominada "izquierda" y una parte denominada "derecha". En este ejemplo, la parte izquierda comprende dos Buses de distribución izquierdos (ACBUS1, DCBUS1) mientras que la parte derecha comprende dos Buses de distribución derechos (ACBUS1, DCBUS1), siendo el bus de batería (DCBATBUS) común a las dos partes derecha e izquierda. De manera preferida, la red de alimentación es simétrica, lo que facilita su reconfiguración.

25 Todavía en referencia a la figura 1, la red de alimentación 1 comprende igualmente baterías eléctricas BAT1, BAT2 que alimentan al bus de batería DCBATBUS. Las baterías eléctricas BAT1, BAT2 pueden además ser recargadas por el bus de batería DCBATBUS durante el vuelo de la aeronave o cuando la aeronave está en el suelo. En la figura 1, la red de alimentación 1 puede estar conectada a equipos de apoyo en tierra eléctricos EXT de un aeropuerto que permiten proporcionar energía eléctrica al conjunto de la red de alimentación 1 sin utilizar las fuentes de energía propias de la aeronave.

30 En este ejemplo, de manera conocida para el experto en la técnica, los BUSES de continua (DCBUS1 y DCBUS2) son alimentados bien por el bus de batería (DCBATBUS) o por los BUSES de alterna (ACBUS1, ACBUS2) a través de transformadores (TR1 y TR2), o bien el uno por el otro.

35 Todavía en referencia a la figura 1, la red de alimentación 1 comprende dos generadores G1, G2 impulsados por los motores de propulsión principales de la aeronave MOT1, MOT2 (no representados) que están adaptados para proporcionar una fuente de energía eléctrica. Los motores principales MOT1, MOT2 están montados clásicamente en la aeronave y están adaptados para proporcionar el empuje necesario para el desplazamiento de la aeronave. La generación de una fuente de energía eléctrica por un generador de motor de propulsión G1, G2 es conocida para el experto en la técnica y no se detallará más en lo que sigue. Según el tipo de aeronave y/o de red de alimentación asociada, el número de generadores de motor de propulsión G1, G2 puede ser mayor que dos. Además, el número de generadores de motor de propulsión G1, G2 es independiente del número de motores principales de la aeronave MOT1, MOT2.

45 Según la invención, en referencia a la figura 1, la red de alimentación 1 comprende además dos grupos de potencia principales MPS1, MPS2 de clase motor adaptados para proporcionar una fuente de energía eléctrica. Grupos de potencia principales de este tipo son conocidos de la solicitud de patente FR 2 964 087 de la sociedad TURBOMECA.

50 En lo que sigue, un grupo de potencia principal se designa grupo de potencia principal y se hace referencia a él bajo el acrónimo MPS por "Fuente de Energía Principal" (del inglés "Main Power Source"). Un grupo de potencia MPS tiene como base un grupo auxiliar de potencia (conocido bajo su abreviatura inglés APU por "Unidad de Potencia Auxiliar" (del inglés "Auxiliary Power Unit")) cuya fiabilidad se incrementa para que sea equivalente a la de un motor de propulsión de una aeronave. Para ello, al grupo de potencia MPS se le denomina "de clase motor". Un grupo de potencia MPS está compuesto por uno o varios generadores térmicos que impulsan a uno o varios generadores eléctricos. Los generadores térmicos pueden ser de tipo turbina de gas o de tipo motor de pistones, los generadores eléctricos pueden ser de imán permanente o de tres etapas (generador de imán permanente denominado PMG, excitadora, alternador) acoplados directamente al reactor por un multiplicador en potencia y eventualmente en frecuencia.

5 La red de alimentación 1 comprende, además, una subred de urgencia EEPDC por “Centro de Distribución de Energía Eléctrica de Emergencia” (del inglés “Emergency Electrical Power Distribution Center”) adaptada para alimentar a las cargas más esenciales durante un mal funcionamiento generalizado de las fuentes de energía de la red de alimentación eléctrica 1 (mal funcionamiento de los grupos de potencia principales MPS1, MPS2 y de los generadores G1, G2).

La subred de urgencia EEPDC está conectada a una fuente de energía de urgencia S que se presenta, a título de ejemplo, bajo la forma de una hélice de generación de energía conocida para el experto en la técnica bajo su designación RAT por “Turbina de Aire de Impacto” (del inglés “Ram Air Turbine”). Así, a la manera de un aerogenerador, la hélice RAT permite alimentar eléctricamente a las funciones vitales de la aeronave.

10 Todavía en referencia a la figura 1, los diferentes BUS y las diferentes fuentes de energía eléctrica se ponen en relación por medio de una pluralidad de contactores C1-C18 que son controlados por un módulo de gestión (no representado) conocido para el experto en la técnica bajo su abreviatura inglesa PEPDC por “Centro de Distribución de Energía Eléctrica Principal” (del inglés “Primary Electrical Power Distribution Center”). Un módulo de gestión de este tipo permite controlar los contactores C1-C18 para conectar ciertas fuentes de energía a ciertos Bus de distribución en función de la configuración deseada de la red de alimentación 1. De forma ventajosa, el módulo de gestión permite jerarquizar las fuentes de energía a fin de controlar su utilización en funcionamiento normal de vuelo, en funcionamiento de emergencia o de urgencia como se detallará a continuación.

15 En referencia a la figura 1, la red de alimentación 1 comprende dos contactores C1-C2 que permiten conectar eléctricamente los dos grupos de potencia principales MPS1, MPS2 y dos contactores C3-C4 para conectar eléctricamente los dos generadores de motor de propulsión G1, G2, permitiendo el contactor C3 conectar eléctricamente los equipos de apoyo en tierra externos.

20 Los contactores C6-C7 permiten conectar respectivamente los BUSES de alterna ACBUS1, ACBUS2 a los grupos de potencia principales MPS1, MPS2. Los contactores C8-C9 permiten conectar los BUSES de alterna ACBUS1, ACBUS2 a la subred de urgencia EEPDC. De manera similar, los contactores C10-C11 permiten conectar respectivamente los transformadores TR1, TR2 a los BUSES de continua DCBUS1, DCBUS2 que están respectivamente conectados al bus de batería DCBATBUS por los contactores C12-C13. Las baterías BAT1, BAT2 están respectivamente conectadas al bus de batería DCBATBUS por los contactores C14-C15.

25 El contactor C16 conecta, por su parte, la subred de urgencia EEPDC a la fuente de energía de urgencia S, conectando el contactor C17 la subred de urgencia EEPDC al bus de batería DCBATBUS. Como se ilustra en la figura 1, el contactor C18 conecta la parte izquierda de la red de alimentación a su parte derecha.

30 El módulo de gestión controla los contactores C1-C18 a fin de reconfigurar la red de alimentación y poner en relación ciertas fuentes de energía con ciertos buses de distribución. En el ejemplo de la figura 1, los contactores C1-C18 están todos abiertos.

35 Según la invención, en condiciones normales de funcionamiento de la aeronave, los Buses de distribución son alimentados por los grupos de potencia principales MPS1, MPS2 de clase motor mientras que, en funcionamiento de emergencia de la aeronave, los Buses de distribución son alimentados por los generadores de motor de propulsión G1, G2. Por funcionamiento de emergencia, se entiende que al menos uno de los grupos de potencia principales MPS1, MPS2 falla. El módulo de gestión controla los contactores C1-C18 para que los grupos de potencia principales MPS1, MPS2 proporcionen por defecto la energía eléctrica a los Buses de distribución a fin de no solicitar a los motores principales de la aeronave MOT1, MOT2, lo que limita el consumo de combustible de los citados motores MOT1, MOT2.

40 Como se ilustra en la figura 1, los Buses de distribución de la parte “izquierda” de la red de alimentación 1 están adaptados para ser alimentados, en condiciones normales, por el primer grupo de potencia MPS1 y, en condiciones de emergencia, por el primer generador de motor de propulsión G1. De manera similar, los Buses de distribución de la parte “derecha” de la red de alimentación 1 están adaptados para ser alimentados, en condiciones normales, por el segundo grupo de potencia MPS2 y, en condiciones de emergencia, por el segundo generador de motor de propulsión G2.

45 Se van a presentar varias implementaciones del procedimiento de gestión de la red de alimentación eléctrica de la figura 1 en referencia a las figuras 2 a 10, en las cuales líneas continuas corresponden a una alimentación eléctrica y líneas discontinuas corresponden a una ausencia de alimentación eléctrica. En estas diferentes implementaciones, el módulo de gestión controla los contactores C1-C18 en función de la disponibilidad de las diferentes fuentes de energía.

- Alimentación por baterías

50 En referencia a la figura 2, cuando la aeronave está en el suelo, las baterías de la aeronave BAT1, BAT2 se activan debido a la conexión de los contactores C14-C5 para alimentar al bus de distribución DCBATBUS. Una alimentación de este tipo por medio de baterías es similar a la técnica anterior.

- Alimentación mediante equipos de apoyo en tierra eléctricos

En referencia a la figura 3, cuando la aeronave está en el suelo, la red de alimentación eléctrica 1 es alimentada por los equipos de apoyo en tierra eléctricos EXT del aeropuerto que alimentan a los buses de distribución de la parte izquierda y de la parte derecha de la red de alimentación eléctrica 1 debido a conexiones de los contactores C5, C6, C7, C8, C10, C11 y C12. En particular, los equipos de apoyo en tierra permiten la alimentación de los BUSES AC (ACBUS1, ACBUS2), de los BUSES DC (DCBATBUS, DCBUS1 y DCBUS2) y de los transformadores (TR1 y TR2).

De manera ventajosa, los equipos de apoyo en tierra eléctricos EXT permiten la recarga de las baterías BAT1, BAT2 de la aeronave como se ilustra en la figura 3 debido a la conexión de los contactores C14-C15. Una alimentación de este tipo por medio de equipos de apoyo en tierra eléctricos es similar a la técnica anterior.

- Alimentación autónoma en condiciones normales

En referencia a la figura 4, cuando la aeronave es autónoma por ejemplo en vuelo o en el suelo (avión en rodadura), la red de alimentación eléctrica 1 es alimentada por los grupos de potencia principales MPS1, MPS2 que alimentan respectivamente a los buses de distribución de la parte izquierda y la parte derecha de la red de alimentación eléctrica 1 debido a conexiones de los contactores C1, C2, C6, C7, C8, C10, C11 y C12. De manera ventajosa, los grupos de potencia MPS1, MPS2 permiten la alimentación de los BUSES AC (ACBUS1, ACBUS2), de los BUSES DC (DCBATBUS, DCBUS1 y DCBUS2) y de los transformadores (TR1 y TR2) y la recarga de las baterías BAT1, BAT2 de la aeronave como se ilustra en la figura 4.

En condiciones normales, no se recurre a los generadores de motor de propulsión G1, G2 en la generación eléctrica de la red de alimentación eléctrica. Una gestión de este tipo de la red de alimentación eléctrica 1 va en contra de los prejuicios de la técnica anterior que imponía una alimentación de los buses de distribución por los generadores de motor de propulsión G1, G2. Gracias a la invención, ya no es necesario adaptar el régimen de los motores de propulsión de la aeronave para responder a las necesidades eléctricas de la aeronave. Dicho de otra manera, los motores de la aeronave sólo proporcionan una energía de propulsión en condiciones normales, lo que limita su consumo de combustible. De manera ventajosa, las necesidades eléctricas ya no están correlacionadas con las necesidades de propulsión.

- Alimentación en vuelo en condiciones de emergencia: fallo de un grupo de potencia MPS

Según un primer aspecto, en referencia a la figura 5A, los dos grupos de potencia principales MPS1, MPS2 comprenden un solo y único generador de gases GG para alimentar al conjunto de la red 1. Como se ha indicado anteriormente, dado que los grupos de potencia principales MPS1, MPS2 son de clase motor, el generador de gases GG posee un grado de fiabilidad elevado, equivalente a los motores de propulsión de la aeronave. Dicho de otra manera, cada grupo de potencia principal MPS1, MPS2 está dimensionado para hacerse cargo del conjunto de la red de alimentación 1.

Según esta hipótesis, en referencia a la figura 6, si el segundo grupo de potencia principal MPS2 comprende un defecto y su generador de gases GG no es defectuoso, bajo el control del módulo de gestión, el primer grupo de potencia MPS1 puede tomar el relevo y alimentar, por sí solo, a los buses de distribución de la parte derecha y de la parte izquierda de la red de alimentación eléctrica 1 como se ilustra en la figura 6. Para ello, el contactor C2 se abre para desconectar el segundo grupo de potencia principal MPS2. El contactor C18 se cierra para permitir la alimentación de las dos partes de la red de alimentación 1.

Según un segundo aspecto, en referencia a la figura 5B, los dos grupos de potencia principales MPS1, MPS2 comprenden cada uno de ellos un generador de gases GG1, GG2. Como se ha indicado anteriormente, dado que los grupos de potencia principales MPS1, MPS2 son de clase motor, cada generador de gases GG1, GG2 posee un grado de fiabilidad elevado. Cada grupo de potencia MPS1, MPS2 está dimensionado para hacerse cargo de sólo una parte de la red de alimentación 1. En este ejemplo, como se ha indicado anteriormente, los grupos de potencia MPS1, MPS2 alimentan respectivamente a los buses de distribución de la parte izquierda y de la parte derecha de la red de alimentación 1.

Según esta hipótesis, en referencia a la figura 7, si el segundo grupo de potencia principal MPS2 comprende un defecto, la parte derecha de la red 1 ya no es alimentada directamente. Dado que el primer grupo de potencia principal MPS1 no puede hacerse cargo de los buses de distribución de la parte derecha (ACBUS2, DCBUS2) además de los de la parte izquierda de la red de alimentación 1, el segundo generador de motor de propulsión G2 se activa para sustituir al segundo grupo de potencia principal MPS2 como se ilustra en la figura 7. Para ello, el módulo de gestión ordena el cierre del contactor C4 mientras que el contactor C7 permanece abierto.

En este ejemplo, el segundo generador G2 alimenta eléctricamente al bus de distribución ACBUS2, al transformador TR2 así como al bus de distribución DCBUS2. Las baterías BAT1, BAT2, por su parte, son recargadas por el primer grupo de potencia MPS1 como se representa en la figura 7.

Es evidente que la invención se aplica de manera similar en caso de mal funcionamiento del primer grupo de potencia principal MPS1, tomando el relevo entonces el primer generador G1.

En referencia a la figura 8, en la hipótesis según la cual el segundo grupo de potencia MPS2 y el bus de distribución ACBUS2 comprenden un defecto, el segundo generador de motor de propulsión G2 no puede alimentar al bus de distribución DCBUS2.

5 Asimismo, el módulo de gestión controla el contactor C13 a fin de conectar el bus de distribución DCBUS2 al bus de batería DCBATBUS.

Dicho de otra forma, el módulo de gestión permite una alimentación de la parte derecha de la red 1 dentro del límite de la capacidad de alimentación del primer grupo de potencia principal MPS1. En este ejemplo, en referencia a la figura 8, el primer grupo de potencia MPS1 alimenta al conjunto de la parte izquierda de la red 1 pero igualmente al bus DCBUS2 a través del bus DCBATBUS.

10 Es evidente que la invención se aplica de manera similar en caso de mal funcionamiento del primer grupo de potencia principal MPS1 y del bus ACBUS1, siendo la gestión de la red de alimentación ventajosamente simétrica.

15 Es evidente que se podría utilizar igualmente un generador de motor de propulsión G1, G2 para aportar un complemento de energía mientras que el grupo de potencia principal está dimensionado para alimentar al conjunto de la red de alimentación 1. Una gestión de la energía eléctrica de este tipo permite guardar energía en reserva en caso de necesidad.

- Alimentación en vuelo en condiciones de emergencia: fallo de dos grupos de potencia MPS

20 Según la invención, en caso de mal funcionamiento de los grupos de potencia principales MPS1, MPS2, el módulo de gestión controla una alimentación de los buses de distribución por los generadores de motor de propulsión G1, G2 como se ilustra en la figura 9. Para ello, los contactores C3 y C4 son cerrados por el módulo de gestión mientras que los contactores C1, C2 permanecen abiertos.

En referencia a la figura 9, cuando la aeronave está en vuelo, la red de alimentación eléctrica 1 es alimentada por los generadores de motor de propulsión G1, G2 que alimentan respectivamente a la parte izquierda y a la parte derecha de la red de alimentación eléctrica 1. De manera ventajosa, el generador G1 permite la recarga de las baterías BAT1, BAT2 de la aeronave como se ilustra en la figura 9.

25 Contrariamente a la técnica anterior en la cual los generadores G1, G2 se utilizaban en funcionamiento autónomo (vuelo o rodadura) en condiciones normales, estos últimos se utilizan únicamente durante un funcionamiento de emergencia.

- Alimentación en vuelo en condiciones de urgencia

30 Según la invención, en caso de mal funcionamiento, por un lado, de los grupos de potencia MPS1, MPS2 y, por otro lado, de los generadores G1, G2, la subred de urgencia EEPDC es alimentada por una fuente de energía de urgencia S que se presenta aquí bajo la forma de una hélice de generación de energía RAT, estando cerrado entonces el contactor C16. Las baterías BAT1, BAT2 participan igualmente en la alimentación, estando cerrado igualmente el contactor C17. Una alimentación de urgencia de este tipo es similar a la técnica anterior.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de gestión de una red de alimentación eléctrica (1) de una aeronave, comprendiendo la red de alimentación (1):
- 5 - al menos dos buses de distribución (ACBUS1, ACBUS2, DCBUS1, DCBUS2) diseñados para alimentar a cargas eléctricas, perteneciendo respectivamente los buses de distribución a una parte derecha, denominada primera parte, y a una parte izquierda, denominada segunda parte, de la red de alimentación;
 - al menos un generador (G1, G2) de un motor de propulsión de la aeronave adaptado para proporcionar una fuente de energía eléctrica;
 - 10 - un primer grupo de potencia principal de clase motor (MPS1) y un segundo grupo de potencia principal de clase motor (MPS2) adaptados para proporcionar una fuente de energía eléctrica, alimentando respectivamente el primer grupo de potencia principal de clase motor (MPS1) y el segundo grupo de potencia principal de clase motor (MPS2) al bus de distribución de la primera parte y al bus de distribución de la segunda parte de la red de alimentación (1) en condiciones normales de funcionamiento de la aeronave;
 - 15 - una pluralidad de contactores (C1-C18) adaptados para conectar eléctricamente los buses de distribución (ACBUS1, ACBUS2, DCBUS1, DCBUS2) con el generador de motor de propulsión (G1, G2) y/o con los primer y segundo grupos de potencia principales de clase motor (MPS1, MPS2); y
 - un módulo de gestión adaptado para controlar los contactores (C1-C18);
- procedimiento en el cual:
- 20 - en condiciones normales de funcionamiento de la aeronave, el módulo de gestión controla los contactores (C1-C18) para alimentar a los buses de distribución (ACBUS1, ACBUS2, DCBUS1, DCBUS2) mediante los primer y segundo grupos de potencia principales de clase motor (MPS1, MPS2) y
 - en funcionamiento de emergencia de la aeronave, el módulo de gestión controla los contactores (C1-C18) para alimentar a los buses de distribución (ACBUS1, ACBUS2, DCBUS1, DCBUS2) mediante el generador de motor de propulsión (G1, G2).
- 25 2. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1, en el cual, en condiciones normales de funcionamiento de la aeronave, los buses de distribución (ACBUS1, ACBUS2, DCBUS1, DCBUS2) son alimentados exclusivamente por los primer y segundo grupos de potencia principales de clase motor (MPS1, MPS2).
- 30 3. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1, en el cual, el segundo grupo de potencia principal de clase motor (MPS2) alimenta por sí solo a los buses de distribución (DCBUS1, ACBUS1, DCBUS2, ACBUS2) de la primera parte y de la segunda parte de la red de alimentación (1) en caso de mal funcionamiento del primer grupo de potencia principal de clase motor (MPS1).
- 35 4. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1, en el cual, el segundo grupo de potencia principal de clase motor (MPS2) alimenta al bus de distribución (DCBUS2, ACBUS2) de la segunda parte de la red de alimentación (1) y el generador de motor de propulsión (G1) alimenta al bus de distribución (DCBUS1, ACBUS1) de la primera parte de la red de alimentación (1) en caso de mal funcionamiento del primer grupo de potencia principal de clase motor (MPS1).
- 40 5. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 4, en el cual, comprendiendo la red de alimentación (1) un primer generador de motor de propulsión (G1) y un segundo generador de motor de propulsión (G2), el primer generador de motor de propulsión (G1) y el segundo generador de motor de propulsión (G2) alimentan respectivamente al bus de distribución (DCBUS1, ACBUS1) de la primera parte y al bus de distribución (DCBUS2, ACBUS2) de la segunda parte de la red de alimentación (1) en funcionamiento de emergencia de la aeronave.
- 45 6. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 5, en el cual, comprendiendo la red de alimentación (1) una subred de alimentación de urgencia (EEPDC), el módulo de gestión controla los contactores (C1-C18) para alimentar a la subred de alimentación de urgencia (EEPDC) mediante una fuente de energía de urgencia independiente (S) en caso de mal funcionamiento del generador de motor de propulsión (G1, G2) en funcionamiento de emergencia.

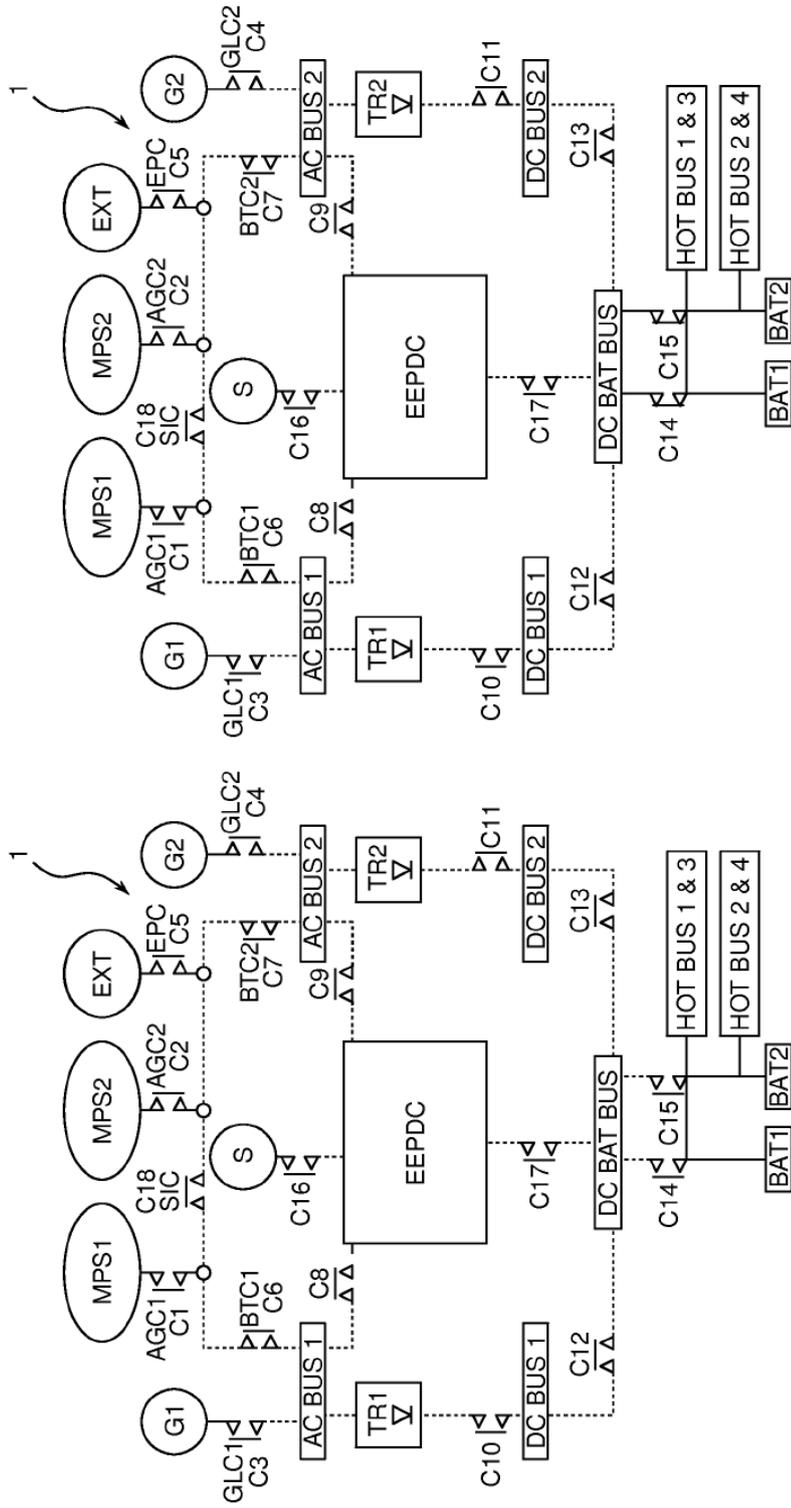


Figure 1

Figure 2

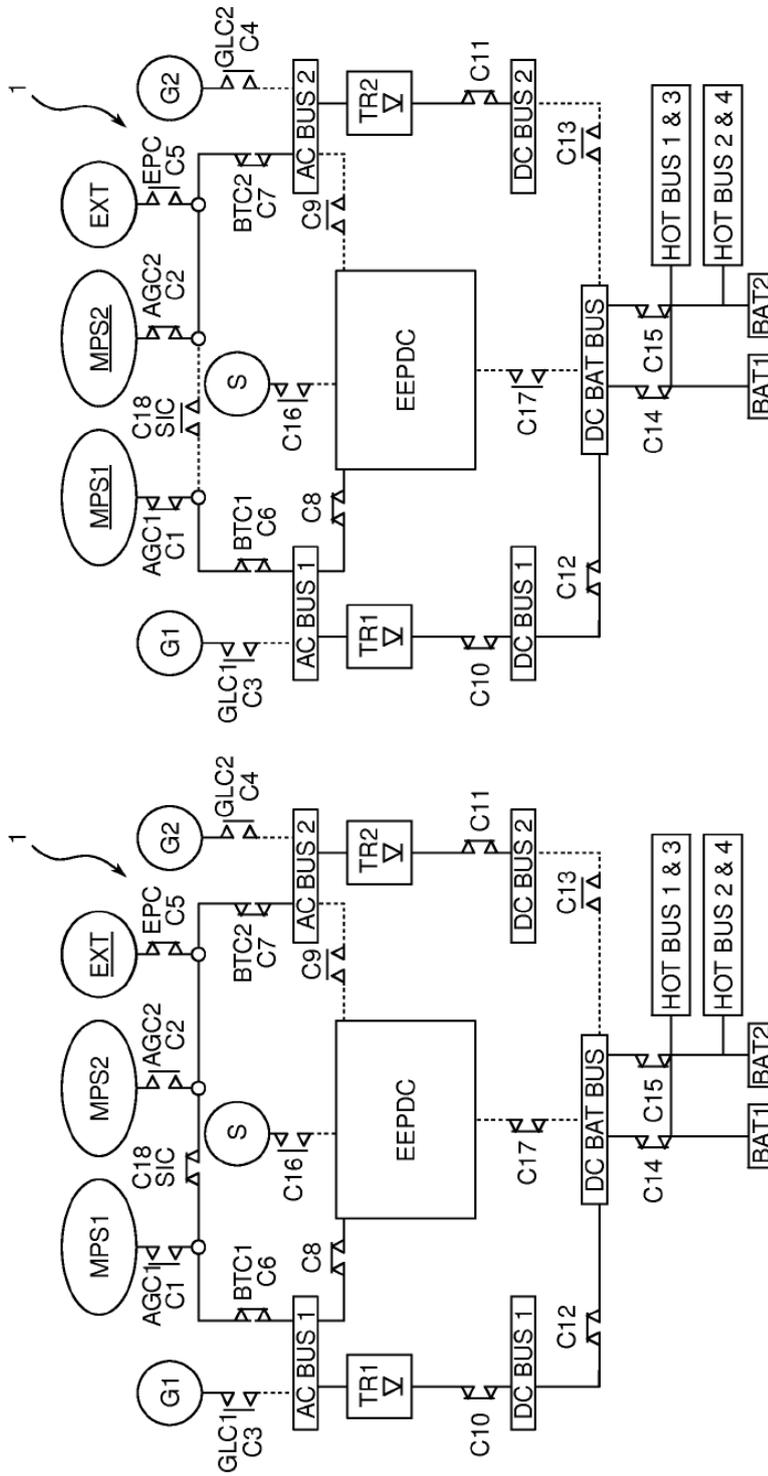


Figure 4

Figure 3

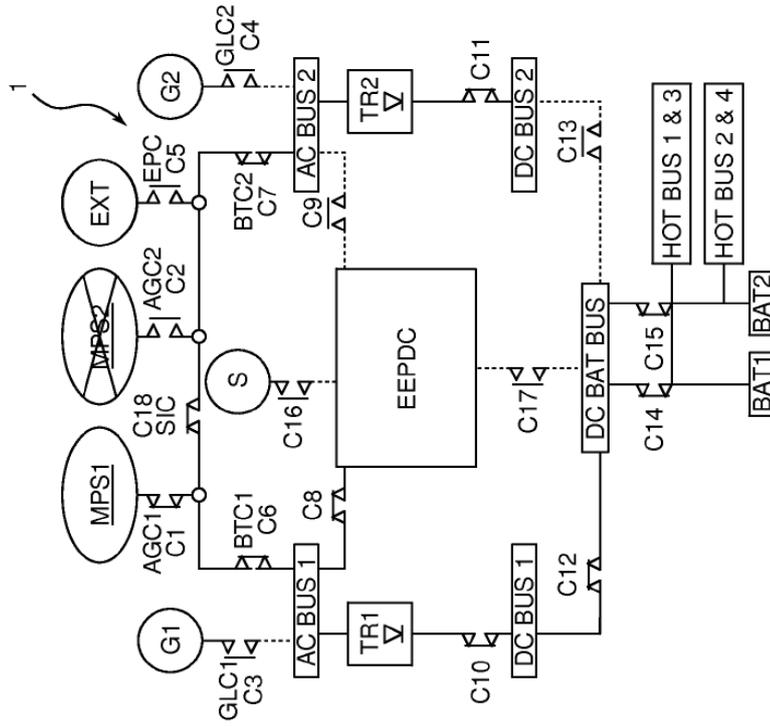


Figure 6

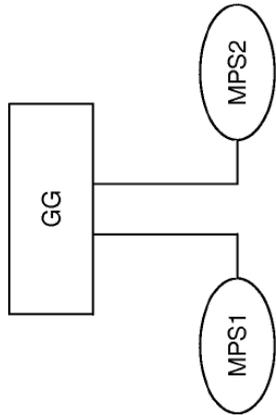


Figure 5A

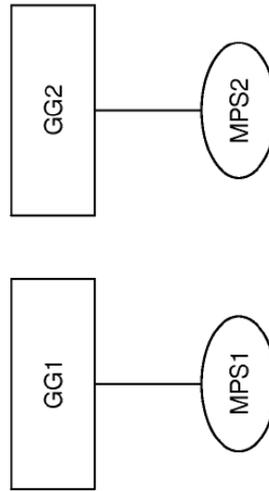


Figure 5B

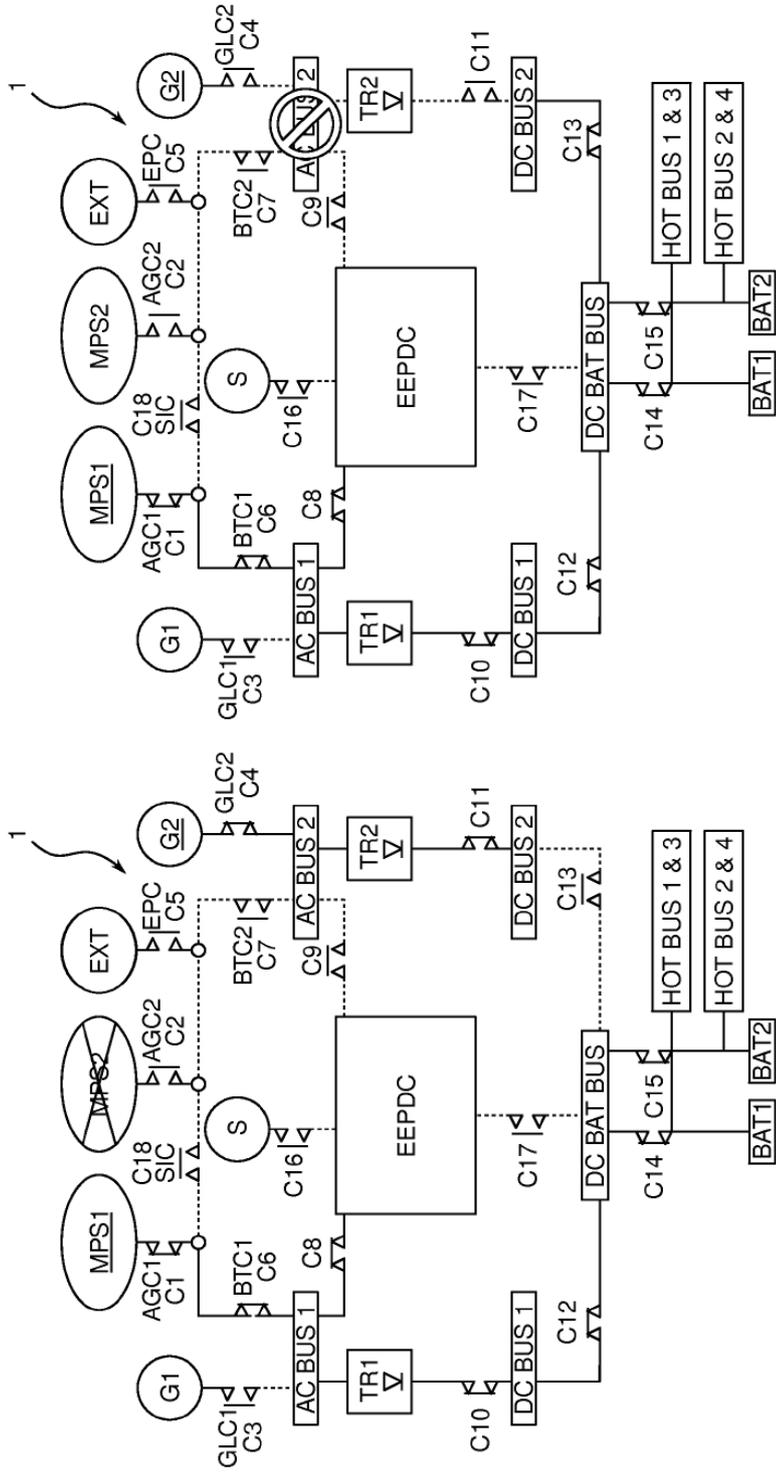


Figura 8

Figura 7

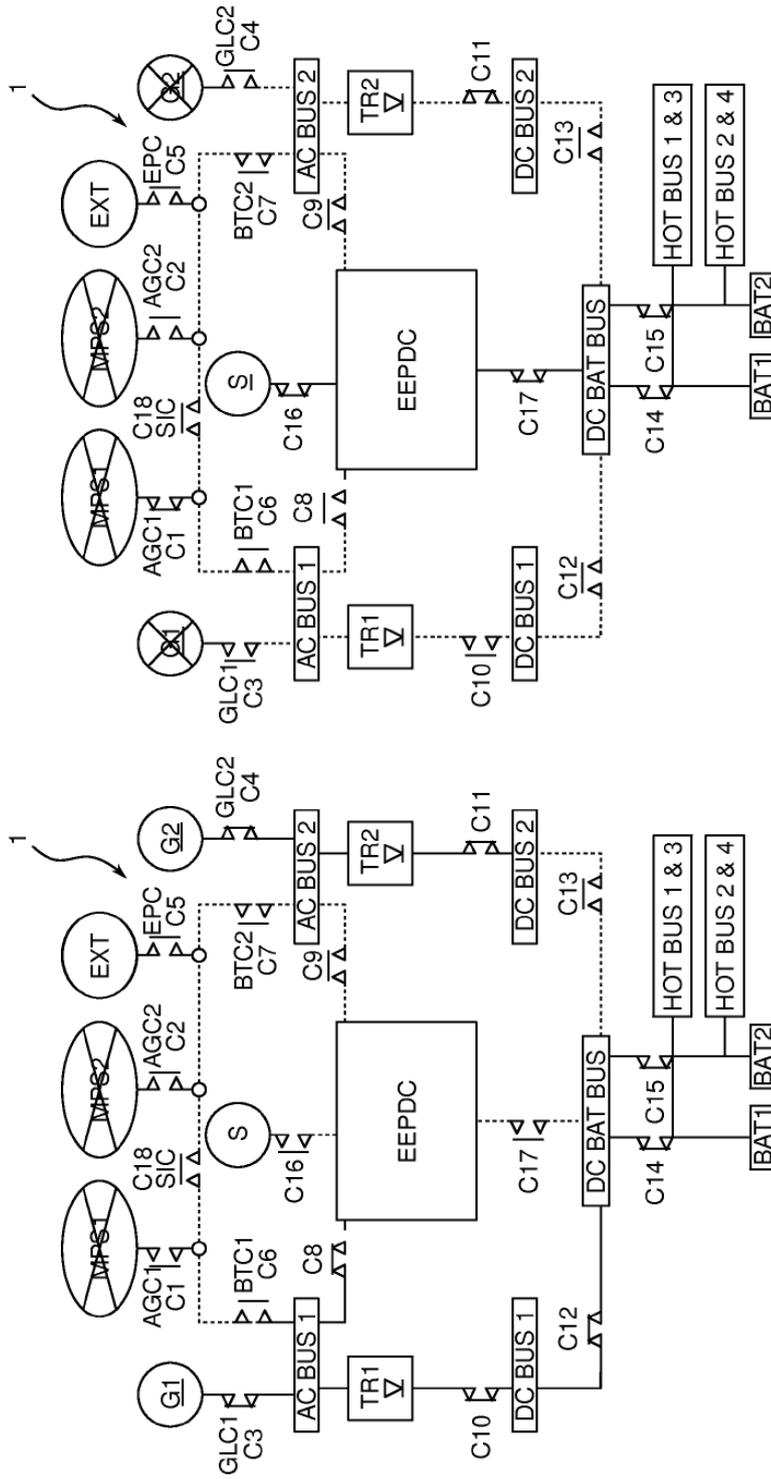


Figure 10

Figure 9