



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 324 061**

51 Int. Cl.:
H02J 4/00 (2006.01)
B64D 41/00 (2006.01)
B64D 31/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **07107390 .2**
96 Fecha de presentación : **03.05.2007**
97 Número de publicación de la solicitud: **1852953**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **07.11.2007**

54 Título: **Circuito de alimentación de energía eléctrica para los equipos eléctricos de un motor de aeronave o de su entorno.**

30 Prioridad: **05.05.2006 FR 06 51638**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
29.07.2009

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
29.07.2009

73 Titular/es: **HISPANO-SUIZA**
18, boulevard Louis Seguin
92700 Colombes, FR

72 Inventor/es: **Berenger, Serge**

74 Agente: **Elzaburu Márquez, Alberto**

ES 2 324 061 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).

ES 2 324 061 T3

DESCRIPCIÓN

Circuito de alimentación de energía eléctrica para los equipos eléctricos de un motor de aeronave o de su entorno.

5 Antecedentes de la invención

La invención se refiere a la alimentación de energía eléctrica de una aeronave y de modo más particular de los equipos eléctricos de un motor de aeronave y/o de su entorno.

10 Sistemas particulares de producción y de distribución de energía eléctricos para aviones están descritos en los documentos US 5 929 537 o WO 2006/087379 (este último documento no está comprendido en el estado de la técnica).

El ámbito de aplicación de la invención es de modo más específico el de los motores de avión, especialmente el de los motores de turbina de gas. Sin embargo, la invención es aplicable a motores de helicóptero.

15 Por equipos eléctricos de un motor de aeronave o de su entorno, se entiende aquí, no solamente los equipos eléctricos útiles para el funcionamiento del propio motor, sino también los equipos eléctricos asociados a la barquilla del motor, tales como, por ejemplo, los circuitos eléctricos de descongelación o de los accionadores electromecánicos de inversores de empuje para motores de avión de turbina de gas, véanse también los asociados al plano de sustentación que soporta al motor, tales como, por ejemplo, los circuitos eléctricos de descongelación o de anticongelación del plano de sustentación del avión.

En la figura 1 se muestra un esquema tradicional de producción y de distribución de energía eléctrica a partir de un motor de avión de turbina de gas.

25 Dos generadores 1, 1' (incluso más de dos a título de redundancia o de optimización de la generación de potencia eléctrica según la aplicación considerada) están montados en una caja de transmisión, o caja de arrastre de accesorios AGB ("Accessory Gear Box") que está acoplada mecánicamente a un árbol de turbina de motor. Los generadores son típicamente arrancadores/generadores, o S/G (de "Starter/Generator") que comprenden una generatriz síncrona que está asociada a una excitatriz y que facilita una tensión alterna de frecuencia variable en función del régimen del motor, siendo mandado el conjunto excitatriz y generatriz síncrona para funcionar en modo de motor síncrono durante el arranque de la turbina.

30 Las tensiones alternas facilitadas por los generadores 1, 1' son encaminadas por líneas 2, 2' a una red eléctrica 3 de distribución de energía eléctrica a bordo del avión, o red de a bordo del avión. Un circuito 4 de la red de a bordo del avión conectado a las líneas 2, 2' aplica una tensión alterna regulada, típicamente 115 Vac o 230 Vac, a uno o varios buses de distribución. El circuito 4 alimenta también un convertidor de tensión 5 que aplica una tensión continua regulada, típicamente 270 Vdc o +/-270 Vdc a uno o varios buses. Las tensiones facilitadas por los circuitos 4 y 5 alimentan diferentes cargas eléctricas a bordo del avión, principalmente en la zona del fuselaje.

40 A nivel del motor, una unidad 6 de control electrónico del motor, o ECU (de "Engine Control Unit") es alimentada por un generador 7 tal como un generador de imanes permanentes, o PMA (de "Permanent Magnet Alternator") montado en la caja de transmisión AGB. La ECU está unida igualmente a uno de los buses 4, 5, por ejemplo al bus 4 de tensión alterna regulada, para poder ser alimentada correctamente en tanto que no se haya alcanzado un régimen motor suficiente para asegurar el suministro por el PMA de la energía eléctrica requerida o, en caso de defecto del PMA. La ECU utiliza la energía eléctrica recibida para permitir el funcionamiento de sus componentes y excitar diferentes elementos del motor, tales como sondas o captadores, accionadores o servo-válvulas que requieren una potencia eléctrica limitada.

50 Actualmente, hay una tendencia a sustituir cada vez más la energía eléctrica por la energía hidráulica para accionar diferentes equipos de un motor de aeronave o de su entorno. Así, ciertos aviones están equipados con inversores de empuje de accionamiento eléctrico de modo que una línea de alimentación eléctrica 8 debe unir la red de a bordo 3 del avión a un inversor eléctrico de empuje 9 de este tipo. Dicha línea se añade a las necesarias para la alimentación de equipos estáticos, tales como líneas 10, 11 de alimentación de circuitos 12, 13 de descongelación de la barquilla del motor y del plano de sustentación que soporta al motor.

60 El encaminamiento de la energía eléctrica a partir de una red de a bordo de una aeronave hacia cargas externas en el fuselaje por líneas que deben estar cuidadosamente protegidas y aisladas, representa una masa y un volumen importantes, que corren el riesgo ser de grandes dimensiones e incluso prohibitivos si el número de equipos que hay que alimentar aumenta.

Objeto y resumen de la invención

65 La invención tiene por objeto facilitar un dispositivo de alimentación de energía eléctrica que no presente un inconveniente de este tipo y que permita alimentar un número elevado de equipos eléctricos en un motor de aeronave y/o de su entorno.

ES 2 324 061 T3

Este objeto se consigue gracias a un dispositivo de alimentación de energía eléctrica de una aeronave que comprende:

al menos un primer generador eléctrico que produce una tensión eléctrica al ser arrastrado por un motor de la aeronave,

una red de distribución de energía eléctrica a bordo de la aeronave unida al primer generador eléctrico por una línea de alimentación para recibir la tensión eléctrica producida por el primer generador,

al menos un segundo generador que produce una tensión eléctrica al ser arrastrado por un motor de la aeronave, y

una red eléctrica del motor de la aeronave distinta de la red de a bordo de la aeronave y destinada a alimentar de energía eléctrica a los equipos eléctricos situados en el motor de la aeronave y/o en el entorno del motor, comprendiendo la red eléctrica del motor:

- al menos un bus de distribución de tensión eléctrica continua para los equipos eléctricos, y
- un circuito de alimentación que tiene una primera entrada unida a la red de a bordo de la aeronave para recibir una tensión facilitada por la red de a bordo de la aeronave, una segunda entrada unida al segundo generador para recibir la tensión eléctrica facilitada por el segundo generador, un convertidor de tensión unido a la segunda entrada, y un circuito de conmutación para aplicar al bus de distribución de energía eléctrica una tensión facilitada a partir de la tensión recibida en la primera entrada o facilitada por el convertidor, en función de la amplitud de la tensión facilitada por el segundo generador eléctrico.

El dispositivo de acuerdo con la invención permite, así, ofrecer un nudo de disponibilidad de energía eléctrica asegurada a nivel del motor para alimentar cargas integradas en el motor o situadas en la proximidad, siendo suficiente una sola unión con la red eléctrica de a bordo de la aeronave para asegurar la disponibilidad de la energía eléctrica en la red eléctrica del motor cuando el segundo generador no es suficiente para cubrir la necesidad. El segundo generador facilita una tensión eléctrica regulada o variable en función del régimen del motor. El segundo generador puede ser un alternador de imanes permanentes. El circuito de alimentación puede comprender, además, un convertidor de tensión unido a la primera entrada para convertir la tensión facilitada por la red de a bordo de la aeronave, especialmente cuando ésta es una tensión alterna.

Al menos un conjunto de módulos con onduladores alimentados por el bus de distribución de tensión continua puede estar previsto para facilitar una tensión alterna a equipos eléctricos. El bus de distribución de tensión de la red eléctrica del motor puede ser un bus de distribución de tensión continua regulada.

A título de redundancia o de optimización de la instalación, el dispositivo de alimentación puede comprender dos segundos generadores eléctricos arrastrados por el motor y unidos respectivamente a la segunda entrada y a una tercera entrada del circuito de alimentación de la red eléctrica del motor y dos buses de distribución de tensión unidos a una primera salida y a una segunda salida del circuito de alimentación, y el circuito de alimentación comprende, además, un convertidor de tensión unido a la tercera entrada, estando los convertidores de tensión unidos a la segunda y a la tercera entrada, unidos respectivamente a la primera salida y a la segunda salida. En este caso, preferentemente, la primera entrada está unida a las primera y segunda salidas del circuito de alimentación, permitiendo el circuito de alimentación la aplicación al primer y al segundo bus de distribución, de tensiones facilitadas respectivamente por los convertidores unidos a la segunda y a la tercera entrada, o de la tensión facilitada por el primer convertidor.

Los equipos eléctricos pueden comprender accionadores electromecánicos para geometrías variables del motor y motores eléctricos de bombas, así como, al menos, un circuito de descongelación de una barquilla del motor. En el caso de un motor de avión, los equipos eléctricos pueden comprender, al menos, un circuito de descongelación del plano de sustentación que soporta al motor y, en caso de un motor de avión de turbina de gas, accionadores electromecánicos de inversor eléctrico de empuje.

Breve descripción de los dibujos

La invención se comprenderá mejor con la lectura de la descripción hecha a continuación, a título no limitativo, refiriéndose a los dibujos anejos, en los cuales:

- la figura 1, ya descrita, representa muy esquemáticamente un esquema conocido de producción y de distribución de energía eléctrica en una aeronave;

- la figura 2 es una vista muy esquemática general que muestra un sistema para la alimentación eléctrica y el mando de equipos de un motor de aeronave y de su entorno; y

- la figura 3 es una vista más detallada de un circuito de alimentación de tensión eléctrica que forma parte de la red eléctrica del motor de la figura 2.

ES 2 324 061 T3

Descripción detallada de los modos de realización de la invención

La figura 2 muestra un esquema general de un sistema para la alimentación eléctrica y el mando de equipos eléctricos de un motor de aeronave y de su entorno, especialmente un motor de avión de turbina de gas.

El circuito de la figura 2 comprende, de modo conocido, uno o dos primeros generadores 10, 10', tales como S/G, montados en una caja de transmisión (esquemática por 20) acoplada mecánicamente a un árbol de turbina de motor. Las tensiones alternas facilitadas por los S/G 10 y 10' son encaminadas por líneas 21 y 21' a una red eléctrica 22 de distribución de energía eléctrica a bordo del avión, o red eléctrica de a bordo del avión. Un circuito 23 de la red de a bordo del avión 22 aplica a uno o varios buses de distribución una tensión alterna regulada, típicamente 115 Vac o 230 Vac, que tiene una frecuencia variable en función de la velocidad de rotación del árbol de turbina. El circuito 23 alimenta igualmente un circuito convertidor de tensión 24 que aplica una tensión continua regulada, típicamente 270 Vdc o ± 270 Vdc a uno o varios buses. Las tensiones producidas por los circuitos 23 y 24 alimentan diferentes cargas en la zona de fuselaje del avión.

A nivel del motor (esquemático por 25), dos segundos generadores (GEN) 26, 26', tales como por ejemplo alternadores PMA, facilitan una energía eléctrica alterna regulada o variable en función del régimen del motor a una unidad de control electrónico del motor, o ECU 27, así como a un circuito de alimentación asegurada 30 que forma parte de una red 28 de distribución de energía eléctrica integrada en el motor. La red eléctrica 28, o red eléctrica del motor de la aeronave, está situada a nivel del motor y es distinta de la red eléctrica 22 de a bordo del avión. La ECU 27 y el dispositivo de alimentación 30 están unidos igualmente al circuito 23 de tensión alterna por una línea 29 para poder ser alimentados correctamente en tanto que no se haya alcanzado un régimen del motor suficiente para asegurar el suministro de la energía eléctrica requerida por los generadores 26, 26'. La alimentación de los componentes de la ECU 27 está asegurada por los generadores.

El circuito de alimentación 30 aplica una tensión continua a dos buses de distribución de corriente continua, tales como los buses HVDC 40, 40' de la red eléctrica del motor 28 que alimentan un sistema de alimentación y de mando de equipos eléctricos del motor y/o de su entorno.

El sistema de alimentación y de mando comprende módulos de alimentación que, por ejemplo, pueden estar repartidos en varios conjuntos 50, 50', 50'' asociados a grupos respectivos 60, 60', 60'' de equipos eléctricos 62, 62', 62'' por intermedio de respectivos circuitos de conmutación 70, 70', 70''. Los equipos eléctricos comprenden especialmente motores eléctricos de bombas, accionadores para geometrías variables del motor de avión o para inversores de empuje o trampillas de inspección de accionamiento eléctrico, circuitos resistivos de descongelación o de anticongelación, formando parte todos estos equipos del motor del avión o de su entorno (barquilla, poste de soporte y plano de sustentación próximo).

Los módulos de alimentación 52, 52', 52'' de los conjuntos 50, 50', 50'' así como los circuitos de conmutación 70, 70', 70'' son mandados por un dispositivo de mando que comprende una unidad central de mando 80. Ésta está unida por conjuntos de líneas 64, 64', 64'' a captadores asociados al menos a algunos de los equipos eléctricos de los grupos 60, 60', 60'' y está unida además a la ECU 27. La alimentación de los componentes de la unidad central de mando 80 está asegurada por los generadores 26, 26' de la misma manera que para los componentes de la ECU 27. Los módulos de alimentación 52, 52', 52'' comprenden onduladores para aplicar a los equipos 62, 62', 62'' de los grupos 60, 60', 60'' una tensión alterna obtenida a partir de la tensión continua aplicada por los buses 40, 40'. La unidad central de mando 80 manda los módulos 52, 52', 52'' y los circuitos de conmutación 70, 70', 70'' para activar cada uno de los equipos 62, 62', 62'' en función de informaciones recibidas de la ECU 27 y/o de captadores asociados a los equipos. Por activación de un equipo, se entiende aquí especialmente el arrastre de motores eléctricos, la puesta en movimiento de accionadores eléctricos o electromecánicos o también la alimentación de circuitos resistivos de calentamiento.

Los módulos de alimentación de cada conjunto son semejantes, efectuándose la repartición de los módulos en diferentes conjuntos y de los equipos en diferentes grupos en función de las potencias requeridas con el fin de optimizar los tamaños de los onduladores de los módulos de alimentación. El número de conjuntos de módulos y de grupos de equipos es de 3 en el ejemplo ilustrado. Éste, naturalmente, podrá ser diferente de 3, incluso igual a 1 si se utilizan onduladores de una potencia conveniente para todos los equipos. Cada conjunto de módulos puede comprender al menos un módulo de repuesto a título de redundancia. Los circuitos de conmutación 70, 70', 70'' son mandados para unir cada equipo de un grupo a un módulo del conjunto correspondiente a este grupo, eventualmente el módulo de repuesto, en caso de necesidad.

Otros sistemas de alimentación y de mando de equipos de un motor de avión o de su entorno podrán ser concebidos utilizando la energía facilitada a los buses 40, 40' por el circuito de alimentación segura 30. Así, al menos algunos equipos podrán ser alimentados por la tensión continua de los buses 40, 40' o una tensión continua derivada de ésta.

La figura 3 ilustra de modo más detallado el circuito de alimentación segura 30. Un circuito 31 convertidor de tensión alterna en tensión continua (AC/DC) tiene su entrada unida por un interruptor 32 a una primera entrada del circuito 30 conectada a la línea 16. Otros dos circuitos convertidores AC/DC 35, 35' tienen sus entradas unidas respectivamente a una segunda y una tercera entradas del circuito 30 que reciben las respectivas tensiones alternas de los generadores 26, 26'. Las salidas de los convertidores 35, 35' están unidas respectivamente por interruptores 36, 36' a

ES 2 324 061 T3

circuitos de bus de continua 37, 37' por ejemplo de tipo HVDC que alimentan respectivamente a los buses 40, 40'. La salida del convertidor 31 está unida igualmente a los circuitos 37, 37' por intermedio de respectivos interruptores 33, 33'.

5 La ECU 27 manda el circuito de conmutación formado por los interruptores 32, 33, 33', 37, 37' en función de los niveles de tensión detectados a la salida de los generadores 26, 26'. Cuando los generadores facilitan una potencia eléctrica suficiente, los interruptores 36, 36' están cerrados y los interruptores 32, 33, 33' están abiertos. La energía eléctrica disponible en los buses 40, 40' sale de la energía facilitada por los generadores 26, 26' respectivamente. Cuando uno y/o el otro de los generadores 26, 26' facilita una potencia insuficiente a bajo régimen del motor del avión, o en caso de fallo, la ECU 27 manda la apertura del interruptor 36 y/o del interruptor 36' así como simultáneamente el cierre del interruptor 32 así como del interruptor 33 y/o del interruptor 33'. La energía eléctrica disponible en los buses 40, 40' sale entonces de la energía facilitada por uno de los generadores y la línea 29, o únicamente de la energía facilitada por la línea 29. Así pues, con el circuito de alimentación 30, se dispone de un nudo de alimentación eléctrica asegurada a nivel del motor que permite la constitución de una red eléctrica del motor, con los buses 40, 40', es decir, una red local 28 dedicada al motor y a su entorno y distinta de la red de a bordo del avión 22. Los buses 40, 40' alimentan los conjuntos de módulos 50, 50', 50'' así como la unidad central de mando 80 para la activación de los equipos eléctricos 62, 62', 62''. Sin embargo, es posible alimentar uno o varios equipos eléctricos directamente a partir de la salida de los generadores 26, 26', por ejemplo un circuito de descongelación de la barquilla del motor o del plano de sustentación unido a una línea 39 que está conectada a las salidas de los generadores 26, 26' por interruptores respectivos 38, 38'. La ECU 27 manda los interruptores 38, 38' para alimentar la línea 39 en función de las necesidades.

La utilización de dos buses 40, 40' alimentados separadamente permite paliar el fallo de un bus o de su alimentación, y repartir la energía eléctrica continua distribuida.

25 La utilización de dos segundos generadores 26, 26' permite paliar el fallo de un generador al tiempo que se mantiene una alimentación asegurada por el enlace 29 con la red de a bordo del avión y repartir la potencia eléctrica producida. Sin embargo, puede considerarse la utilización de un solo segundo generador que alimente a los dos buses 40, 40' en paralelo.

30 Es posible también considerar la presencia de un solo bus de alimentación alimentado en paralelo a partir de dos generadores o a partir de un solo generador y, llegado el caso, de la red de a bordo del avión.

35 La tensión continua aplicada a los buses 40, 40' puede ser una tensión regulada, por ejemplo a un valor nominal de 270 Vdc o ± 270 Vdc, estando asegurada la regulación por los circuitos convertidores AC/DC.

40 En variante, la tensión continua aplicada a los buses 40, 40' puede no estar regulada, tolerándose entonces un margen de variación alrededor de un valor nominal, especialmente en función de las variaciones de tensiones facilitadas por los generadores 26, 26'.

45 En el modo de realización descrito anteriormente, la tensión de la red de a bordo del avión disponible, llegado el caso, para el circuito de alimentación 30 es una tensión alterna. Esta tensión podría ser una tensión continua, en cuyo caso no es necesaria una conversión AC/DC a nivel del circuito de alimentación 30. El convertidor 31 puede ser omitido entonces o reemplazado por un convertidor DC/DC si la tensión continua que hay que aplicar a los buses 40, 40' es diferente de la tensión de la red de a bordo del avión.

50 En el modo de realización descrito anteriormente, se ha considerado un dispositivo de alimentación de energía eléctrica para aviones equipados con motores de turbina de gas. La invención es aplicable no obstante a otros tipos de aeronaves, especialmente a helicópteros, y a otros tipos de motorización.

50

55

60

65

REIVINDICACIONES

1. Dispositivo de alimentación de energía eléctrica de una aeronave que comprende:

5 al menos un primer generador eléctrico (10, 10') que facilita una tensión eléctrica al ser arrastrado por un motor de la aeronave,

una red (22) de distribución de energía eléctrica a bordo de la aeronave unida al primer generador eléctrico por una línea de alimentación (21, 21') para recibir la tensión eléctrica producida por el primer generador (10, 10'),

10 al menos un segundo generador (26, 26') que facilita una tensión eléctrica al ser arrastrado por un motor de la aeronave, y

15 una red eléctrica (28) de motor de la aeronave distinta de la red (22) de a bordo de la aeronave y destinada a alimentar de energía eléctrica equipos eléctricos situados en el motor de la aeronave y/o en el entorno del motor, comprendiendo la red eléctrica (28) del motor:

- al menos un bus (40; 40') de distribución de tensión eléctrica continua para los equipos eléctricos, y
- 20 - un circuito de alimentación (30) que tiene una primera entrada unida a la red (22) de a bordo de la aeronave para recibir una tensión facilitada por la red de a bordo de la aeronave, una segunda entrada unida al segundo generador (26; 26') para recibir la tensión eléctrica facilitada por éste, un convertidor de tensión (35; 35') unido a la segunda entrada, y un circuito de conmutación (32, 33, 36; 32, 33'; 36') para aplicar al bus de distribución de energía eléctrica una tensión facilitada a partir de la tensión recibida en la primera entrada
- 25 o facilitada por el convertidor (35; 35') en función de la amplitud de la tensión facilitada por el segundo generador eléctrico (26, 26').

2. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado** porque el circuito de alimentación (30) de la red eléctrica (28) del motor comprende, además, un convertidor de tensión (31) unido a la primera entrada para convertir la tensión facilitada por la red de a bordo de la aeronave.

3. Dispositivo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 y 2, **caracterizado** porque el bus de distribución de tensión (40; 40') de la red eléctrica (28) del motor es un bus de distribución de tensión continua regulada.

35 4. Dispositivo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, **caracterizado** porque está previsto al menos un conjunto de módulos (52; 52'; 52'') con onduladores alimentados por el bus (40; 40') de distribución de tensión continua y que facilita una tensión alterna a equipos eléctricos (62, 62'; 62'').

40 5. Dispositivo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, que comprende dos segundos generadores eléctricos (26, 26') arrastrados por el motor y unidos respectivamente a la segunda entrada y a una tercera entrada del circuito de alimentación (30) y dos buses de distribución de tensión (40, 40') unidos a una primera salida y a una segunda salida del dispositivo de alimentación, y el circuito de alimentación (30) comprende, además, un convertidor de tensión (35') unido a la tercera entrada, estando los convertidores de tensión (35, 35') unidos a la segunda y a la tercera entrada unidos respectivamente a la primera salida y a la segunda salida.

45 6. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 5, **caracterizado** porque la primera entrada está unida a las primera y segunda salidas del circuito de alimentación (30), permitiendo el circuito de conmutación (32, 33, 36; 32, 33', 36') la aplicación al primer y al segundo bus de distribución, de tensiones facilitadas respectivamente por los convertidores (35, 35') unidos a la segunda y a la tercera entrada, o de una tensión facilitada a partir de la tensión recibida en la primera entrada.

7. Dispositivo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, **caracterizado** porque el segundo generador o cada segundo generador (26; 26') es un alternador de imanes permanentes (PMA).

55 8. Dispositivo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, **caracterizado** porque los equipos eléctricos (62; 62'; 62'') comprenden accionadores electromecánicos para geometrías variables del motor y de los motores eléctricos de bombas.

60 9. Dispositivo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, **caracterizado** porque los equipos eléctricos comprenden al menos un circuito de descongelación de la barquilla del motor.

10. Dispositivo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, **caracterizado** porque los equipos eléctricos comprenden al menos un circuito de descongelación del plano de sustentación que soporta al motor.

65 11. Dispositivo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, **caracterizado** porque los equipos eléctricos comprenden accionadores electromecánicos de inversor de empuje de accionamiento eléctrico.

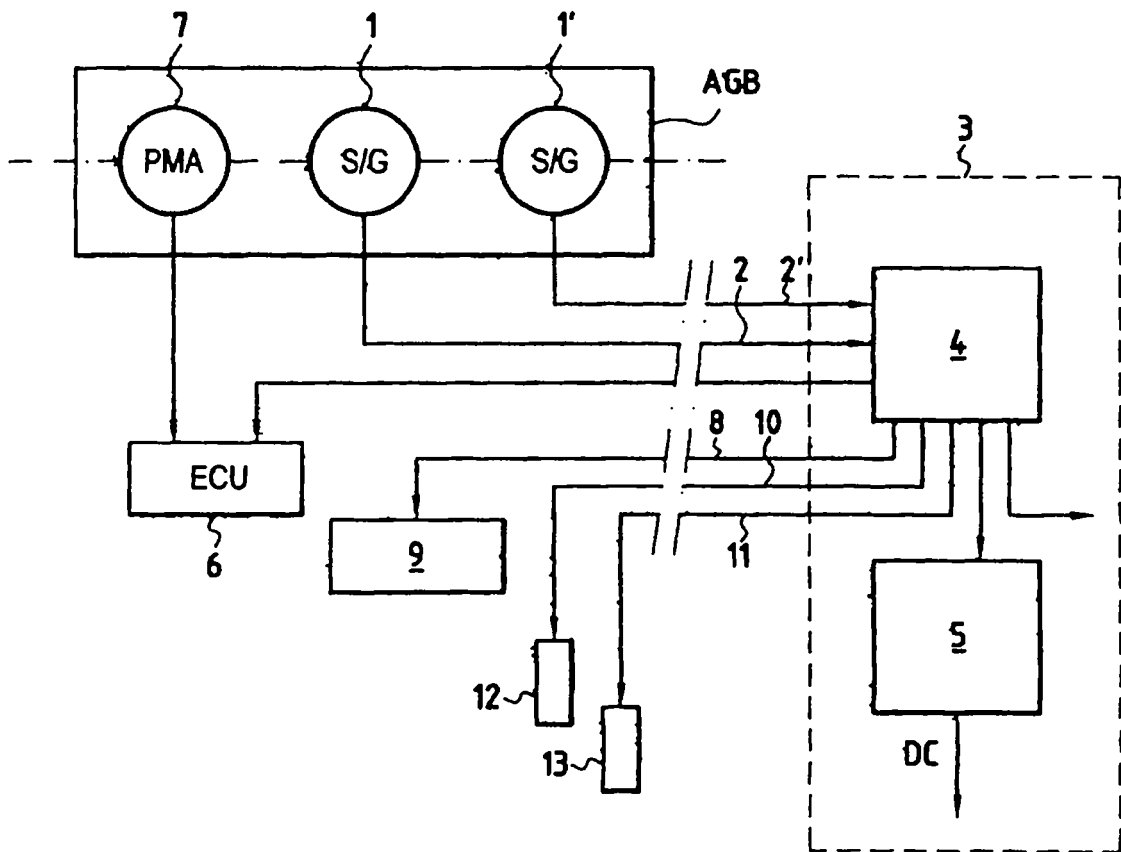
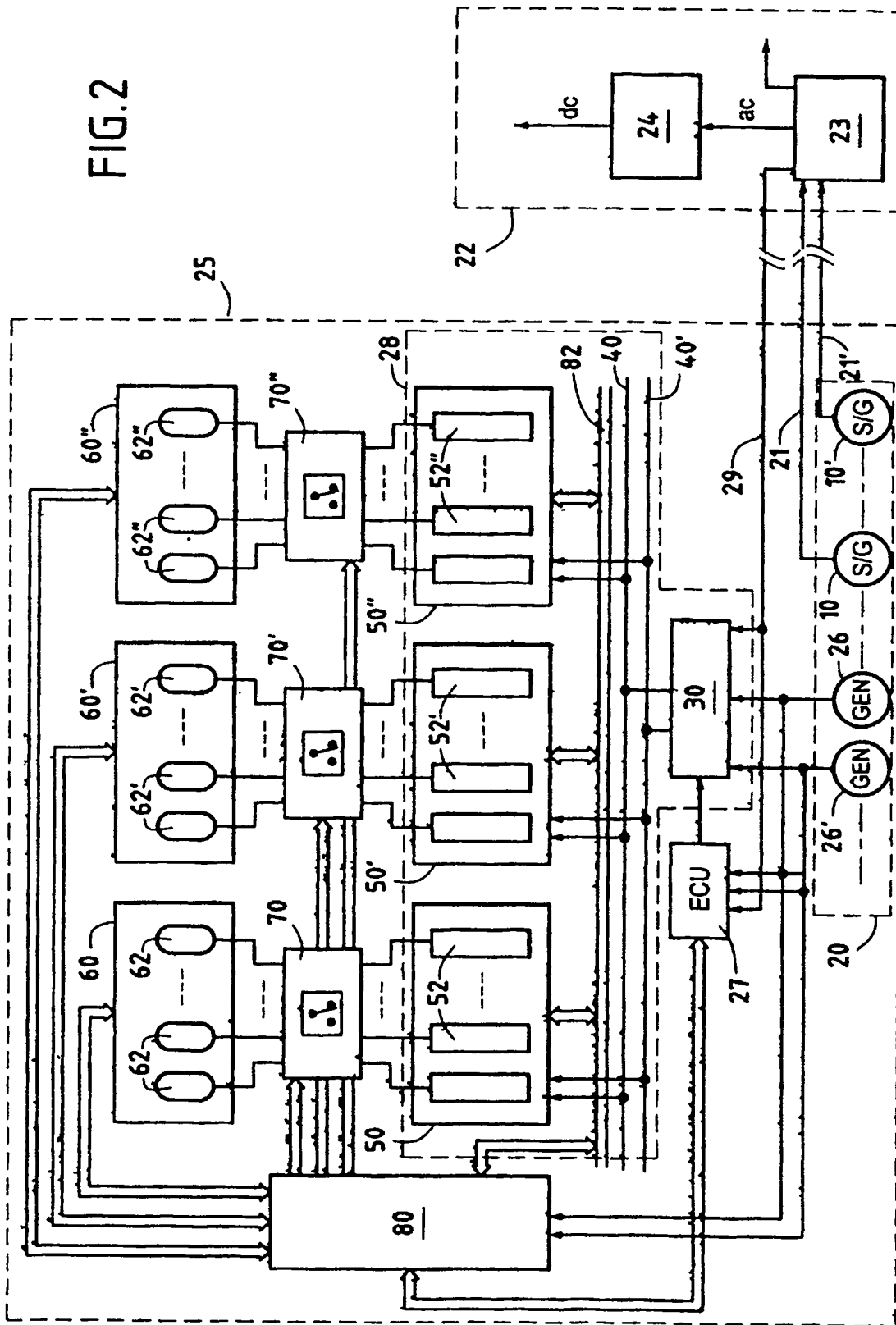


FIG.1
TÉCNICA ANTERIOR

FIG.2



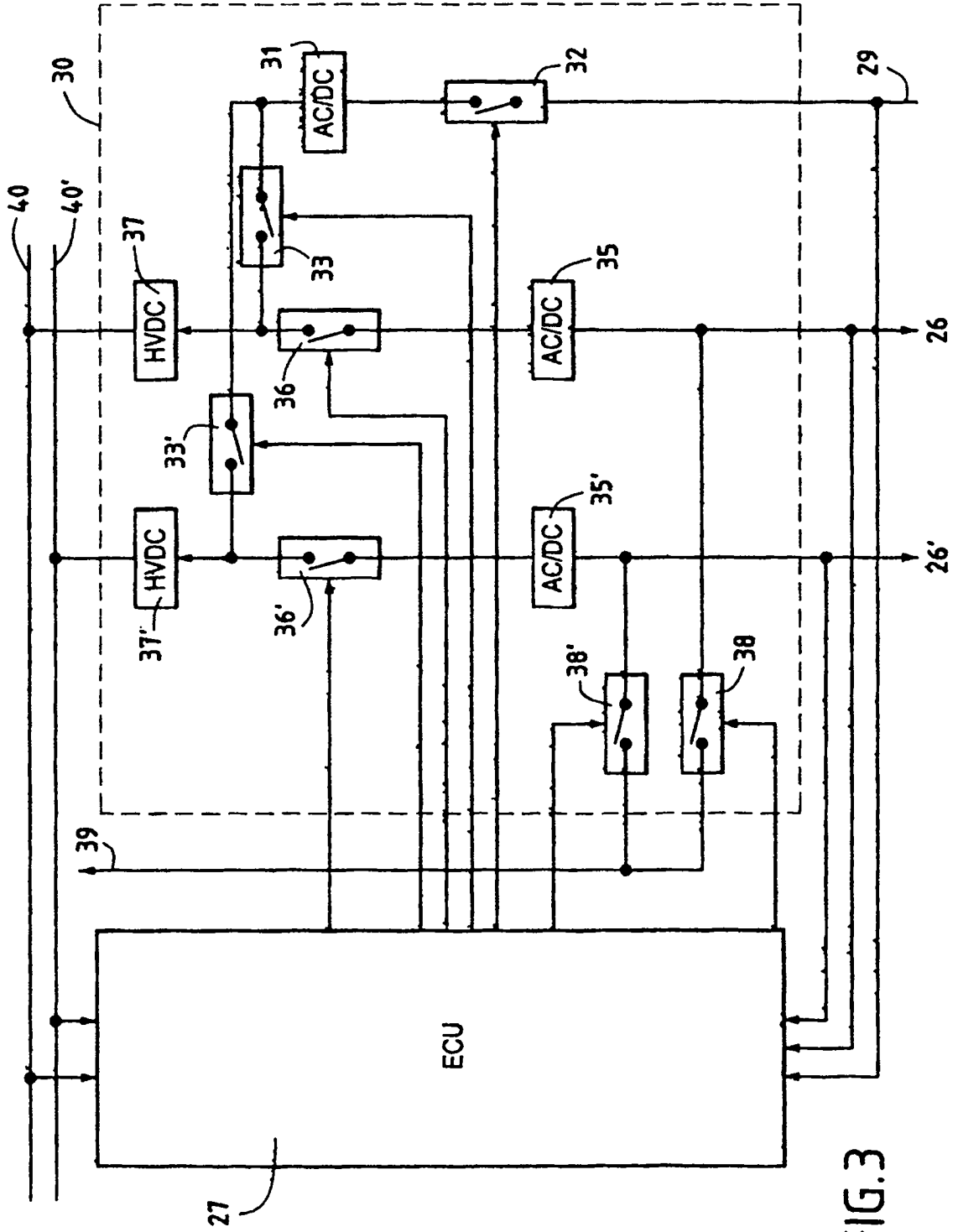


FIG. 3