

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 636 830**

51 Int. Cl.:

B64D 27/24 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **02.06.2014 PCT/EP2014/061310**

87 Fecha y número de publicación internacional: **11.12.2014 WO14195246**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **02.06.2014 E 14727507 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **10.05.2017 EP 3003859**

54 Título: **Dispositivo de alimentación eléctrica para aeronave de propulsión eléctrica**

30 Prioridad:

07.06.2013 FR 1355250

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

09.10.2017

73 Titular/es:

**EUROPEAN AERONAUTIC DEFENCE AND
SPACE COMPANY EADS FRANCE (50.0%)
37 Bld de Montmorency
75016 Paris, FR y
AIRBUS GROUP SAS (50.0%)**

72 Inventor/es:

**ESTEYNE, DIDIER;
Joubert, EMMANUEL;
SMAOUI, HICHEM;
NESPOULOUS, CHARLES y
RECHAIN, BRUNO**

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 636 830 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 para aeronave de propulsión eléctrica

Ámbito de la invención

5 La presente invención se refiere a un dispositivo de alimentación eléctrica para aeronave de propulsión eléctrica. La invención se refiere igualmente a un procedimiento de arranque asociado al dispositivo así como a una aeronave que comprenda el citado dispositivo.

La invención encuentra una aplicación particularmente ventajosa en una aeronave de propulsión eléctrica apta para transportar una pluralidad de personas, tal como las aeronaves biplaza.

Estado de la técnica

10 Las aeronaves de propulsión térmica participan en el recalentamiento climático, en la rarefacción de las energías fósiles así como en la contaminación de la atmósfera. Para paliar estos inconvenientes, las aeronaves de propulsión eléctrica constituyen un desarrollo necesario para el porvenir de los transportes aéreos.

15 Se entiende por aeronave « de propulsión eléctrica », una aeronave que no utiliza energía fósil, tal como el queroseno, y que utiliza la energía eléctrica para asegurar su propulsión (véase, por ejemplo, el documento US4605185). Además, una aeronave de propulsión eléctrica puede poner en práctica reacciones químicas, especialmente para el funcionamiento de los dispositivos de almacenamiento, y medios mecánicos, especialmente para el accionamiento de los mandos de gobierno.

20 Las aeronaves de propulsión térmica presentan un rendimiento del orden del 30% al 40% entre la energía consumida y la energía mecánica producida para permitir el desplazamiento de la aeronave. Una aeronave de propulsión eléctrica permite conseguir rendimientos del orden del 90%. Le energía eléctrica permite así realizar vuelos cuyo coste de energía es menor. Las aeronaves de propulsión eléctrica son igualmente más reactivas.

25 En el marco del proyecto « The Green Cricri », se ha puesto a punto una aeronave eléctrica monoplaza cuya propulsión está asegurada por cuatro motores eléctricos dispuestos en la parte delantera de la aeronave. Cada motor eléctrico es alimentado por un paquete de baterías. La aeronave comprende igualmente órganos de control y de mando de la aeronave conectados a dos paquetes de baterías cuyo nivel de tensión es más bajo que los cuatro paquetes de baterías que alimentan los motores eléctricos. El inconveniente mayor de este dispositivo de alimentación eléctrica es la presencia de los cuatro paquetes de baterías que ocupan mucho espacio en la aeronave.

30 En el marco del proyecto « e-Genius », se ha puesto a punto una aeronave eléctrica biplaza cuya propulsión está asegurada por un motor eléctrico dispuesto en la parte trasera de la aeronave. El motor eléctrico es alimentado por cuatro paquetes de baterías. Un convertidor eléctrico permite reutilizar la tensión del paquete de baterías para alimentar órganos de control y de mando de la aeronave según un nivel de tensión más bajo que el utilizado para alimentar el motor eléctrico. El principal inconveniente de este dispositivo es tener solamente un solo motor eléctrico de hélice que limita la eficacia de la aeronave para desplazarse en rodaje en el suelo.

35 La solicitud de patente alemana N° DE 10 2011 105 880 (EADS Deutschland GmbH) describe igualmente una aeronave con un motor eléctrico trasero que asegura la propulsión. El motor eléctrico es alimentado por un paquete de baterías cuya posición es variable según un eje longitudinal de la aeronave. Las variaciones de la posición del paquete de baterías permiten equilibrar la aeronave en las fases de vuelo.

Exposición de la invención

40 La presente invención pretende poner remedio a los inconvenientes de la técnica anterior proponiendo una solución que permita limitar el número de paquetes de baterías y asegurar una propulsión de una aeronave de propulsión eléctrica en caso de fallo de un paquete de baterías.

A tal efecto, la presente invención concierne, en su aceptación más general, a un dispositivo de alimentación eléctrica para aeronave de propulsión eléctrica que comprende:

- un primer y un segundo motor eléctrico aptos para asegurar la propulsión de la aeronave,
- 45 - un primer y un segundo circuito eléctrico de alta tensión conectados respectivamente a los dos motores eléctricos,
- un circuito eléctrico de baja tensión conectado al menos a un órgano de control y/o de mando de la aeronave,
- un primer y un segundo paquete de baterías conectados respectivamente a los dos circuitos eléctricos de
- 50 alta tensión,

- un primer y un segundo sistema de gestión de las baterías conectados al circuito de baja tensión, estando unidos los sistemas de gestión de las baterías respectivamente a los dos paquetes de baterías, y
- un convertidor eléctrico conectado por una parte al primer circuito eléctrico de alta tensión y por otra al circuito eléctrico de baja tensión.

5 La invención permite así limitar el número de paquetes de baterías reutilizando la tensión del primer circuito eléctrico de alta tensión para alimentar el circuito eléctrico de baja tensión. Además, el dispositivo permite alimentar dos motores eléctricos que aseguran una propulsión de la aeronave incluso si un paquete de baterías está fuera de servicio.

De acuerdo con un modo de realización, el dispositivo comprende una batería de emergencia conectada al primer sistema de gestión de las baterías por intermedio de un interruptor, siendo la batería de emergencia apta para facilitar la corriente necesaria para la puesta en marcha del dispositivo. Este modo de realización permite utilizar una batería de emergencia para arrancar el dispositivo. Además, la batería de emergencia permite alimentar los elementos esenciales de la aeronave cuando el convertidor y/o el primer paquete de baterías estén fuera de servicio. La aeronave puede así volar eficazmente utilizando al menos un motor eléctrico y conservando todos los medios de control y de mando esenciales para la navegación tales como la radio o los trenes de aterrizaje o ciertas partes móviles de mandos de vuelos que funcionan con gatos eléctricos.

De acuerdo con un modo de realización, el dispositivo comprende un circuito eléctrico de muy baja tensión conectado al menos a un órgano de control y/o de mando de la aeronave y un convertidor eléctrico conectado por una parte al circuito eléctrico de baja tensión y por otra al citado circuito eléctrico de muy baja tensión. Este modo de realización permite alimentar ciertos órganos de control y/o de mando con un nivel de tensión inferior al nivel de tensión del circuito de baja tensión. Típicamente, el nivel de tensión del circuito de alta tensión puede estar comprendido entre 200 voltios y 250 voltios, nominalmente 220 voltios. El nivel de tensión del circuito de baja tensión puede estar comprendido entre 20 voltios y 30 voltios, nominalmente 24 voltios y el nivel de tensión del circuito de muy baja tensión puede estar comprendido entre 10 voltios y 15 voltios, nominalmente 12 voltios.

De acuerdo con un modo de realización, el dispositivo comprende una toma de carga conectada a los dos circuitos eléctricos de alta tensión, siendo la toma de carga apta para recargar los dos paquetes de baterías. Este modo de realización permite limitar el volumen y la masa de las tomas de carga de los dos paquetes de baterías.

De acuerdo con un modo de realización, el dispositivo comprende un primer y un segundo ondulator de tensión aptos para transformar una tensión continua de alta tensión en energía alterna trifásica por corte, estando conectado cada ondulator entre un circuito eléctrico de alta tensión y el motor eléctrico correspondiente. Este modo de realización permite conectar una batería que facilita una tensión continua a un motor eléctrico trifásico. Además, la energía eléctrica alterna trifásica permite alimentar eficazmente un motor eléctrico de alta potencia.

De acuerdo con un modo de realización, el dispositivo comprende un primer y un segundo sistema de gestión de motor, conectados entre un circuito eléctrico de alta tensión y el ondulator correspondiente, comprendiendo cada sistema de gestión de motor al menos un sensor de efecto Hall apto para informar sobre la posición de un rotor del motor, un interruptor principal apto para cortar la alimentación eléctrica del motor y un medio de supervisión de la tensión aplicada al motor. Este modo de realización permite controlar eficazmente los parámetros de cada motor eléctrico, por ejemplo en el caso de un motor sin escobillas. En variante, el medio de supervisión puede igualmente vigilar el régimen del motor.

Un motor sin escobillas (denominado igualmente motor « brushless » comprende un rotor provisto de uno o varios imanes permanentes y al menos dos sensores de posición rotórica, en este caso tres sensores de efecto Hall. Un estátor del motor es alimentado según tres fases para inducir un campo magnético giratorio que arrastra al rotor. Cuando el rotor gira, los sensores de posición envían una señal de posición al sistema de gestión del motor a fin de que los cambios de fases del motor anticipen la posición del rotor.

De acuerdo con un modo de realización, los sistemas de gestión del motor y los sistemas de gestión de baterías comprenden un convertidor de emergencia conectado al segundo circuito eléctrico de alta tensión. Este modo de realización permite alimentar los elementos sensibles en caso de corte de alimentación del primer circuito de alta tensión o de un fallo del convertidor de alta tensión / baja tensión sin utilizar la batería de emergencia que puede tener una carga limitada. Cuando se detecte un corte del circuito de baja tensión, los convertidores de emergencia se ponen automáticamente en marcha, los sistemas de gestión del motor y los sistemas de gestión de baterías son alimentados solamente por el segundo circuito eléctrico de alta tensión.

De acuerdo con un modo de realización, al menos un paquete de baterías comprende baterías de Litio-ion para una capacidad de almacenamiento total comprendida entre 40 Ah y 80 Ah. Este modo de realización permite al paquete de baterías facilitar una energía másica elevada (dos a cinco veces más que el níquel-hidruro metálico por ejemplo) sin aparición del fenómeno de efecto de memoria. Un paquete de baterías de Litio-ion puede comprender entre cincuenta y setenta elementos para obtener una capacidad de almacenamiento total comprendida entre 40 Ah y 80 Ah, preferentemente, el paquete de baterías comprende sesenta elementos.

De acuerdo con un segundo aspecto, la invención concierne a una aeronave de propulsión eléctrica que comprende

al menos dos motores eléctricos y un dispositivo de alimentación de acuerdo con uno de los modos de realización precedentes.

De acuerdo con un tercer aspecto, la invención concierne a un procedimiento de arranque de una aeronave de propulsión eléctrica que comprende las etapas siguientes:

- 5 - cierre de un interruptor para conectar una batería de emergencia al primer sistema de gestión de las baterías,
- verificación de la tensión de la batería de emergencia por medio del sistema de gestión de las baterías e interrupción del arranque si la tensión de la batería de emergencia es inferior a un umbral crítico,
- puesta en marcha de una precarga de un ondulator,
- 10 - cierre de un contactor de un paquete de baterías,
- puesta en marcha del convertidor eléctrico,
- verificación de la tensión de al menos un paquete de baterías por medio del sistema de gestión de las baterías e interrupción del arranque si la tensión de al menos un paquete de baterías es inferior a un umbral crítico, y
- 15 - apertura del interruptor para desconectar la batería de emergencia.

Breve descripción de los dibujos

La invención se comprenderá mejor con la ayuda de la descripción, hecha en lo que sigue a título puramente explicativo, de los modos de realización de la invención, refiriéndose a las Figuras, en las cuales:

- 20 • la Figura 1 ilustra una aeronave de propulsión eléctrica que comprende un dispositivo de acuerdo con la presente invención;
- la Figura 2 ilustra un dispositivo de alimentación eléctrica de acuerdo con un primer modo de realización de la invención en el cual el dispositivo de alimentación comprende dos motores eléctricos;
- la Figura 3 ilustra un dispositivo de alimentación eléctrica de acuerdo con un segundo modo de realización de la invención en el cual el dispositivo de alimentación comprende tres motores eléctricos; y
- 25 • la Figura 4 ilustra una parte de un dispositivo de alimentación eléctrica de acuerdo con un tercer modo de realización de la invención.

Descripción detallada de los modos de realización de la invención

30 La Figura 1 ilustra una aeronave de propulsión eléctrica 10 que comprende una nariz 11 dispuesta en la parte delantera del aparato y una cola 12 dispuesta en la parte trasera del aparato, estando la nariz 11 y la cola 12 unidos por un fuselaje 15. Dos alas 17-18 se extienden en los lados del aparato de modo que aseguran la sustentación de la aeronave 10 en el aire.

La aeronave 10 comprende igualmente dos motores eléctricos 20-21 cuyo dispositivo de alimentación eléctrica 25 está representado esquemáticamente en las Figuras 2 a 4. La forma y el tamaño de la aeronave pueden variar sin alterar la invención.

35 La Figura 2 ilustra un dispositivo de alimentación eléctrica 25 que comprende dos motores eléctricos 20 y 21, cada uno conectado a un circuito eléctrico de alta tensión 26, 27 alimentado por un paquete de baterías 31, 32. A tal efecto, cada paquete de baterías 31, 32 está en serie con un fusible R1, R2, un sistema de gestión de motor 54, 55 y un ondulator 39, 40.

40 En el modo de realización de la Figura 3, el dispositivo 25 comprende tres motores eléctricos 20, 21, 22. El tercer motor eléctrico 22 está conectado al segundo sistema de gestión del motor 55 por intermedio de un ondulator 41. En variante, el dispositivo puede comprender tantos motores eléctricos como sean necesarios para asegurar la propulsión de la aeronave 10.

45 El fusible R1, R2 tiene por efecto proteger el paquete de baterías 31, 32 de las sobretensiones. El dispositivo puede comprender igualmente resistencias de precarga, no representadas, para evitar chispas durante la puesta en tensión del circuito de alta tensión.

El ondulator 39, 40 permite transformar una tensión continua de alta tensión en energía alterna trifásica apta para alimentar enrollamientos del estátor del motor eléctrico 20, 21. Preferentemente, el ondulator 39, 40 comprende una frecuencia de transformación comprendida entre 15 kHz y 20 kHz. El sistema de gestión del motor 54, 55 comprende al menos dos sensores de efecto Hall aptos para informar sobre la posición del estátor del motor eléctrico 20, 21, un

interruptor principal apto para cortar la alimentación eléctrica del motor eléctrico 20, 21 y un medio de supervisión de la tensión aplicada al motor eléctrico 20, 21. Los sensores de efecto Hall permiten anticipar los mandos de par y de velocidad del motor eléctrico 20, 21 en función de su posición medida. El medio de supervisión permite medir un eventual retardo de fase a nivel del ondulator 39, 40.

5 Los dos paquetes de baterías 31, 32 pueden ser recargados simultáneamente por una toma de carga 52 conectada a los dos paquetes de baterías 31, 32. Preferentemente, cada paquete de baterías 31, 32 comprende varias baterías de Litio-ion para una capacidad total comprendida entre 40 Ah y 80 Ah, preferentemente 40 Ah. Un paquete de baterías 31, 32 puede contener entre cincuenta y setenta elementos, preferentemente el mismo comprende sesenta elementos.

10 Un sistema de gestión de las baterías 34, 35 vigila los elementos de cada paquete de baterías 31, 32. El sistema de gestión de las baterías 34, 35 analiza la temperatura, la tensión y controla la carga de cada elemento del paquete de baterías 31, 32 asociado por medio de sensores dispuestos en cada elemento de cada paquete de baterías 31, 32. Además, cada sistema de gestión de las baterías 34, 35 comunica con el sistema de gestión del motor 54, 55 asociado por medio de un bus de datos, por ejemplo por medio de un protocolo CAN (de « Controller Area Network » o controlador de red).

15 Lo sistemas de gestión de las baterías 34, 35 comprenden una entrada que puede estar unida a la masa por un interruptor 46, 47 a fin de activar el arranque del sistema de gestión de las baterías 34, 35. Además, los sistemas de gestión de las baterías 34, 35 son alimentados por un circuito eléctrico de baja tensión 28 por intermedio de una resistencia R3, R4.

20 El circuito eléctrico de baja tensión 28 es alimentado por un convertidor 37 conectado al primer circuito eléctrico de alta tensión 26. El circuito eléctrico de alta tensión 26 comprende una tensión continua comprendida entre 200 voltios y 250 voltios, preferentemente 220 voltios. El circuito eléctrico de baja tensión 28 comprende una tensión continua comprendida entre 20 voltios y 30 voltios, preferentemente 24 voltios. El circuito eléctrico de baja tensión 28 alimenta al menos un órgano 49 de control y/o de mando de la aeronave por intermedio de una resistencia R9 para cada órgano 49. Los órganos 49 de control y/o de mando pueden ser herramientas de telemetría, medios de telecomunicación u otro.

25 El circuito eléctrico de baja tensión 28 está conectado igualmente al convertidor 38 por intermedio de una resistencia R8. El convertidor 38 alimenta un circuito eléctrico de muy baja tensión 29 que comprende una tensión continua comprendida entre 10 voltios y 15 voltios, preferentemente 12 voltios. El circuito eléctrico de muy baja tensión 29 alimenta igualmente al menos un órgano 50 de control y/o de mando de la aeronave por intermedio de una resistencia R10 para cada órgano 50. Los órganos 50 de control y/o de mando pueden ser indicadores de vuelo, accionadores de posicionamiento de la aeronave, la radio u otro.

30 Otros accionadores 51 pueden ser alimentados por el circuito eléctrico de baja tensión 28 por intermedio de una resistencia R5 cuando el interruptor 45 está en una primera posición. Estos accionadores 51 pueden permitir la salida de las ruedas o la salida de los polipastos. Cuando el interruptor 45 está en una segunda posición, estos accionadores 51 pueden ser alimentados por una batería de emergencia 42 cuando el interruptor 43 está en la segunda posición. Las primeras y segundas posiciones del interruptor 43 están unidas a dos entradas distintas del primer sistema de gestión de las baterías 34. La primera posición del interruptor 43 está unida igualmente a un diodo electroluminiscente D1 en serie con una resistencia R7. Una tercera posición del interruptor 43 permite desconectar totalmente la batería de emergencia 42. Esta batería de emergencia es apta para facilitar una tensión continua de baja tensión para alimentar el primer sistema de gestión de baterías 43 y arrancar el dispositivo 25.

35 Durante la fase de arranque de la aeronave 10, la primera etapa consiste en poner el interruptor 43 en la primera posición para conectar la batería de emergencia 42 al primer sistema de gestión de las baterías 34. El sistema de gestión de las baterías 34 efectúa a continuación una verificación de la tensión de la batería de emergencia e interrumpe el arranque si la tensión de la batería de emergencia 42 es inferior a un umbral crítico. En el caso contrario, el sistema de gestión de las baterías 34 pone en marcha el convertidor eléctrico 37. El sistema de gestión de las baterías 34 efectúa a continuación una verificación de la tensión de al menos un paquete de baterías 31, 32 e interrumpe el arranque si la tensión de al menos un paquete de baterías 31, 32 es inferior a un umbral crítico. En el caso contrario, el sistema de gestión de las baterías 34 pone el interruptor 43 en la tercera posición y pone en marcha a menos un motor eléctrico 20, 21.

40 En variante, cada elemento sensible de la aeronave tal como los sistemas de gestión de motor 54, 55 y los sistemas de gestión de las baterías 34, 35 comprende un convertidor de emergencia conectado al segundo circuito eléctrico de alta tensión 27.

45 La Figura 4 muestra un modo de realización de la invención en el cual el dispositivo 25 está representado solamente en parte. El dispositivo 25 no comprende sistema de gestión de motor 54. Sin embargo el primer sistema de gestión de las baterías 34 manda tres contactores K1-K3 y un sensor C1.

50 El primer contactor K1 permite unir el convertidor 37 con el circuito de alta tensión 26. Este contactor está abierto durante el arranque del dispositivo 25 y el sistema de gestión de las baterías 34 impone su cierre para el funciona-

miento normal de la aeronave. Los contactores K2 y K3 pueden ser utilizados alternativamente para utilizar la resistencia R11 y modificar el rendimiento del paquete de baterías 31. El sensor C1 informa al sistema de gestión de las baterías 34 sobre la tensión o la corriente del paquete de baterías 31.

5 La Figura 4 muestra igualmente que el sistema de gestión de las baterías 34 puede ser alimentado directamente por el circuito de alta tensión 26 por intermedio de un convertidor 36 que facilita una tensión de baja tensión equivalente a la tensión del circuito de baja tensión 28.

La invención permite así alimentar una aeronave de propulsión eléctrica 10 limitando el número de paquetes de baterías 31, 32 y poniendo en práctica una batería de emergencia 42 apta para arrancar o rearrancar el dispositivo 25 en caso de problema en un elemento del dispositivo 25.

10 La invención es traspasable a una aeronave de propulsión eléctrica que comprenda más de dos motores añadiendo paquetes de baterías con los circuitos de mando específicos.

REIVINDICACIONES

1. Dispositivo de alimentación eléctrica (25) para aeronave de propulsión eléctrica (10) que comprende:
 - un primer y un segundo motor eléctrico (20, 21) aptos para asegurar la propulsión de la aeronave (10),
 - un primer y un segundo circuito eléctrico de alta tensión (26, 27) conectados respectivamente a los dos motores eléctricos (20, 21),
 - un circuito eléctrico de baja tensión (28) conectado al menos a un órgano (49) de control y/o de mando de la aeronave (10),
 - un convertidor eléctrico (37) conectado por una parte al primer circuito eléctrico de alta tensión (26) y por otra al circuito eléctrico de baja tensión (46, 50), caracterizado por que el mismo comprende:
- 10 - un primer y un segundo paquete de baterías (31, 32) conectados respectivamente a los dos circuitos eléctricos de alta tensión (26, 27),
- un primer y un segundo sistema de gestión de baterías (34, 35) conectados al circuito de baja tensión (28), estando unidos los sistemas de gestión de las baterías (34, 35) respectivamente a los dos paquetes de baterías (31, 32).
- 15 2. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizado por que el mismo comprende una batería de emergencia (42) conectada al primer sistema de gestión de las baterías (34) por intermedio de un interruptor (43), siendo la batería de emergencia (42) apta para facilitar la corriente necesaria para la puesta en marcha del dispositivo (25).
3. Dispositivo de acuerdo con las reivindicaciones 1 o 2, caracterizado por que el mismo comprende:
 - un circuito eléctrico de muy baja tensión (29) conectado al menos a un órgano (50) de control y/o de mando de la aeronave (10) y
 - un convertidor eléctrico (38) conectado por una parte al citado circuito eléctrico de baja tensión (28) y por otra al citado circuito eléctrico de muy baja tensión (29).
- 20 4. Dispositivo de acuerdo con las reivindicaciones 1 a 3, caracterizado por que el mismo comprende una toma de carga (52) conectada a los dos circuitos eléctricos de alta tensión (26, 27), siendo la toma de carga (52) apta para recargar los dos paquetes de baterías (31, 32).
- 25 5. Dispositivo de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizado por que el mismo comprende un primer y un segundo ondulator de tensión (39, 40) aptos para transformar una tensión continua de alta tensión en energía alterna trifásica por corte, estando conectado cada ondulator (39, 40) entre un circuito eléctrico de alta tensión (26, 27) y el motor eléctrico correspondiente (20, 21).
- 30 6. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 5, caracterizado por que el mismo comprende un primer y un segundo sistema de gestión de motor (54, 55) conectados entre un circuito eléctrico de alta tensión (26, 27) y el ondulator (39, 40) correspondiente, comprendiendo cada sistema de gestión de motor (54, 55) al menos un sensor de efecto Hall apto para informar sobre la posición del motor, un interruptor principal apto para cortar la alimentación eléctrica del motor y un medio de supervisión de la tensión aplicada al motor.
- 35 7. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 6, caracterizado por que los sistemas de gestión del motor (54, 55) y los sistemas de gestión de la baterías (34, 35) comprenden un convertidor de emergencia conectado al segundo circuito eléctrico de alta tensión (27).
- 40 8. Dispositivo de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 7, caracterizado por que al menos un paquete de baterías (31, 32) comprende baterías de Litio-ion para una capacidad de almacenamiento total comprendida entre 40 Ah y 80 Ah.
9. Aeronave de propulsión eléctrica (10) que comprende al menos dos motores eléctricos (20, 21) y un dispositivo de alimentación (25) de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 8.
10. Procedimiento de arranque de una aeronave de propulsión eléctrica (10) de acuerdo con la reivindicación 9, caracterizado por que el mismo comprende las etapas siguientes:
 - 45 - cierre de un interruptor (43) para conectar una batería de emergencia (42) al primer sistema de gestión de las baterías (34),
 - verificación de la tensión de la batería de emergencia (42) por medio del sistema de gestión de las baterías (34) e interrupción del arranque si la tensión de la batería de emergencia (42) es inferior a un umbral crítico,
 - puesta en marcha de una precarga de un ondulator (39, 40),

ES 2 636 830 T3

- cierre de un contactor de un paquete de baterías (31, 32),
 - puesta en marcha del convertidor eléctrico (37),
 - verificación de la tensión de al menos un paquete de baterías (31, 32) por medio del sistema de gestión de las baterías (34) e interrupción del arranque si la tensión de al menos un paquete de baterías (31, 32) es inferior a un umbral crítico, y
 - apertura del interruptor (43) para desconectar la batería de emergencia (42).
- 5

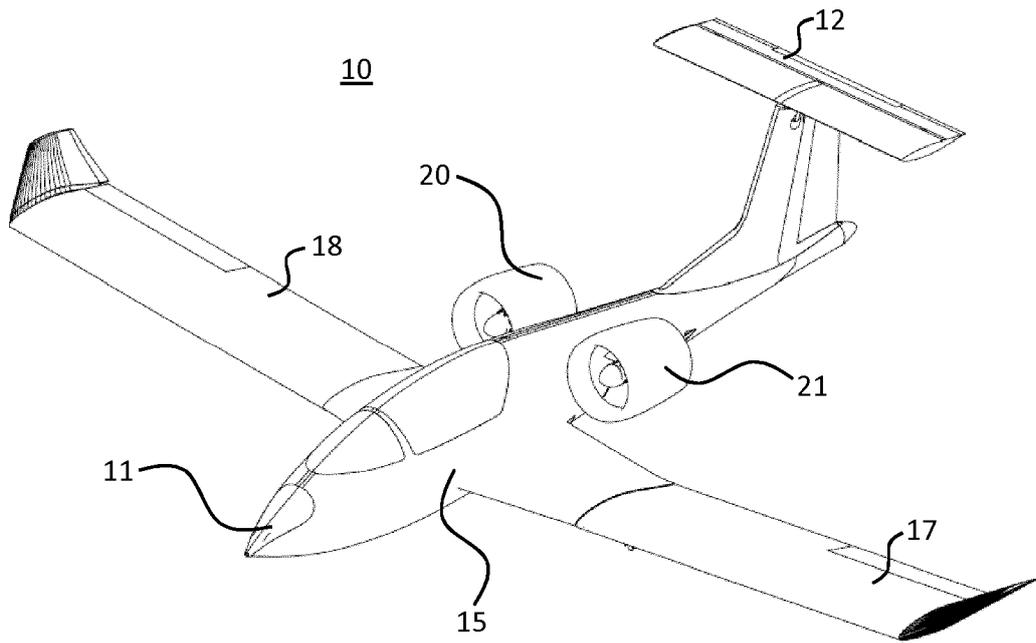


Fig. 1

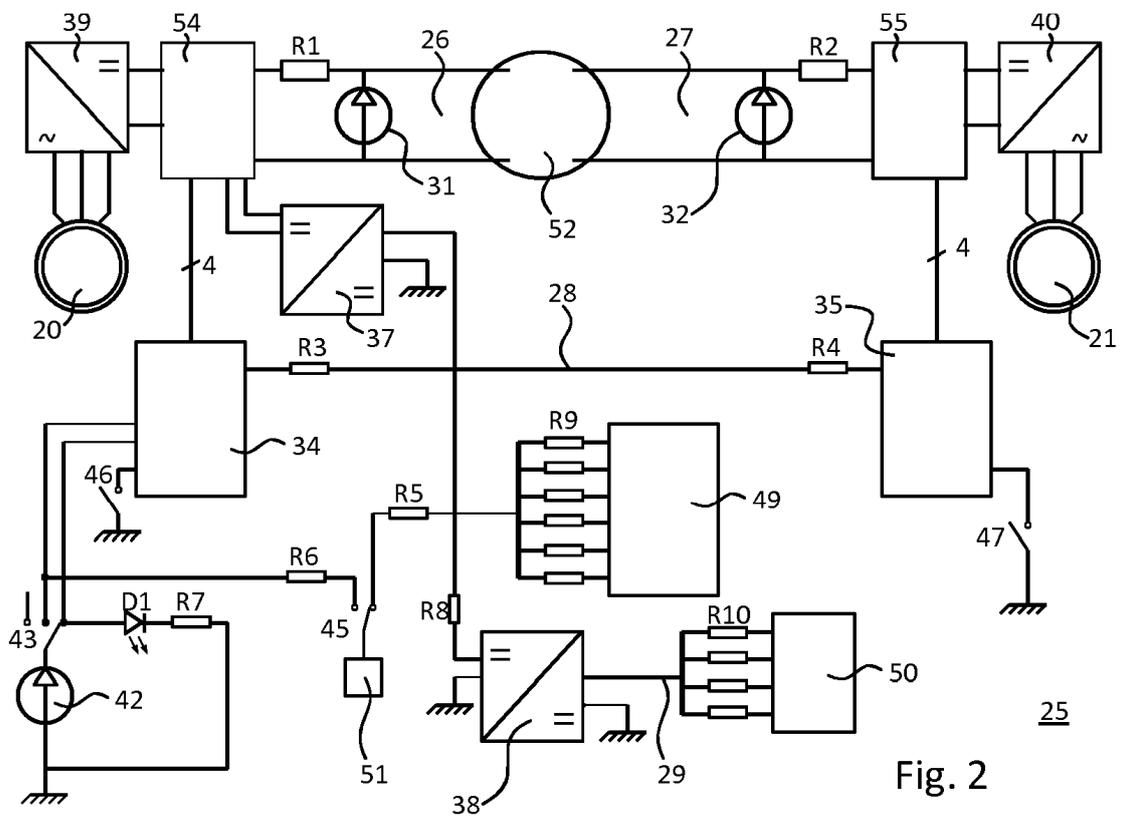


Fig. 2

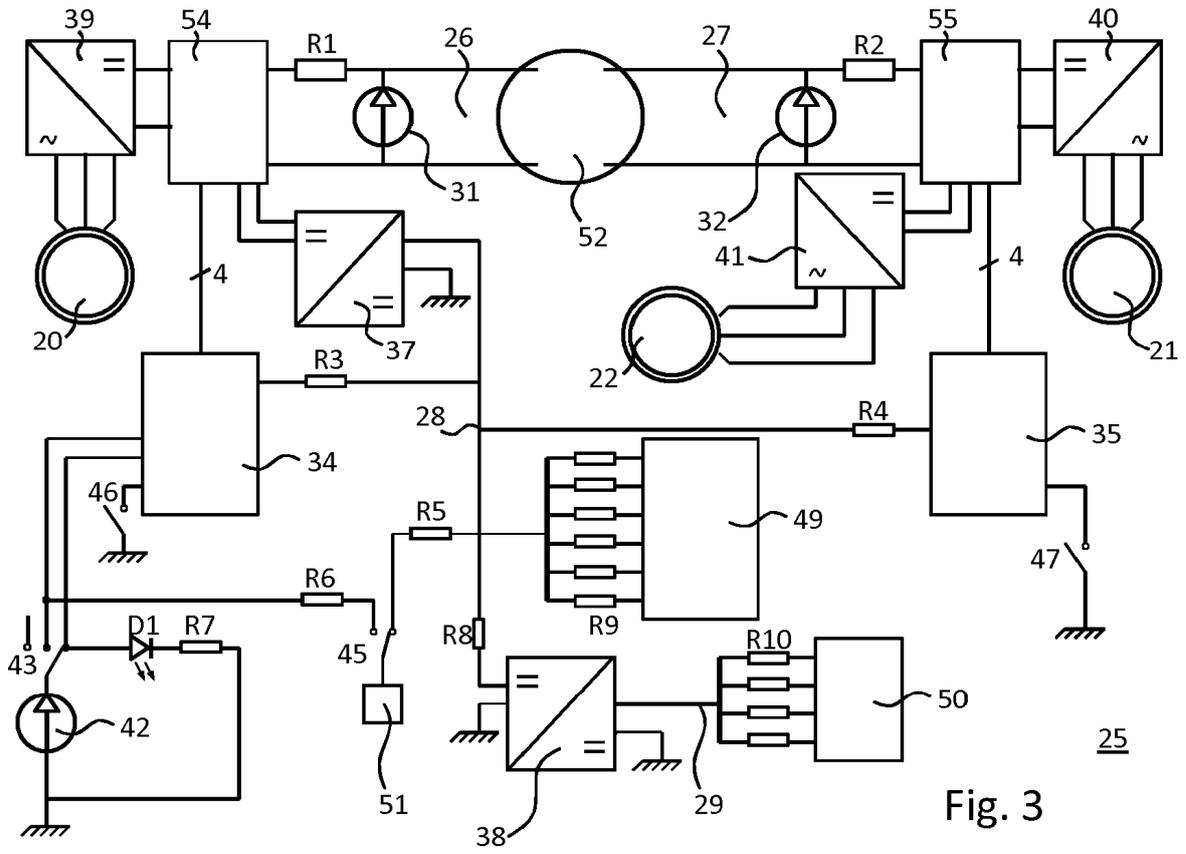


Fig. 3

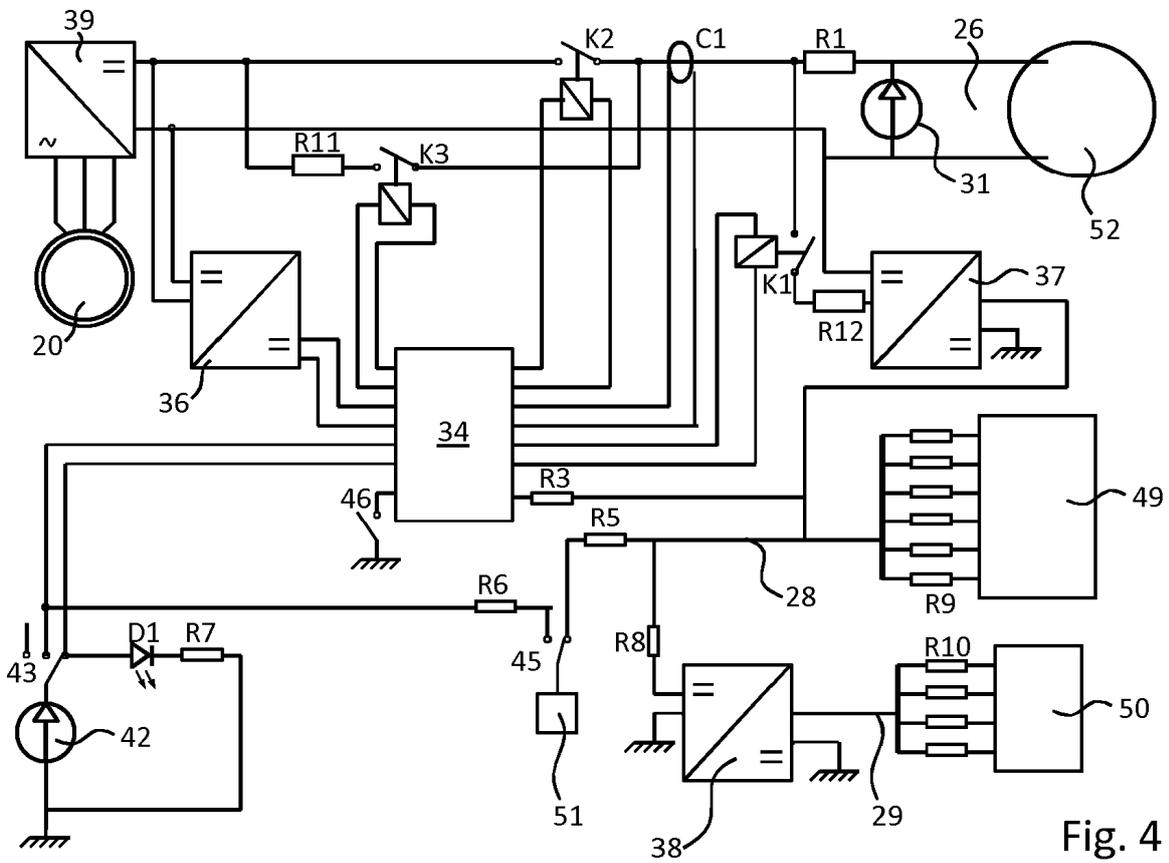


Fig. 4