

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 858 081**

51 Int. Cl.:

H02J 3/38 (2006.01)

B64C 25/40 (2006.01)

B64D 13/06 (2006.01)

B64D 33/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.06.2019** **E 19181043 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.12.2020** **EP 3588729**

54 Título: **Arquitectura eléctrica de aeronave, aeronave que comprende la arquitectura y procedimiento de funcionamiento de la arquitectura**

30 Prioridad:

22.06.2018 FR 1800653

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

29.09.2021

73 Titular/es:

**THALES (100.0%)
TOUR CARPE DIEM, Place des Corolles,
Esplanade Nord
92400 Courbevoie, FR**

72 Inventor/es:

**LACAU, FRÉDÉRIC;
GUGUEN, STÉPHANE y
MAALOUF, AMIRA**

74 Agente/Representante:

GONZÁLEZ PECES, Gustavo Adolfo

ES 2 858 081 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

Arquitectura eléctrica de aeronave, aeronave que comprende la arquitectura y procedimiento de funcionamiento de la arquitectura

5 La invención se refiere a la arquitectura de una aeronave, una aeronave que comprende la arquitectura y un procedimiento de funcionamiento de la arquitectura.

10 En el campo aeronáutico, la tendencia actual es aumentar el número de equipos eléctricos y, por lo tanto, la potencia eléctrica de a bordo. Un avión generalmente comprende un gran número de cargas eléctricas alimentadas con potencia eléctrica por una red de suministro eléctrico de a bordo, por ejemplo, los sistemas de climatización y las máquinas eléctricas permiten arrancar los motores principales del avión. Estas cargas implementan principalmente máquinas eléctricas alternas polifásicas. La energía eléctrica suministrada a estas máquinas proviene de convertidores de potencia conectados a una red de a bordo que administran energía eléctrica en forma continua o alterna. La red de a bordo puede comprender, por ejemplo, generadores eléctricos, baterías de almacenamiento, o incluso medios de conexión a una red de alimentación eléctrica externa al avión y permiten la alimentación eléctrica del avión cuando está estacionado en un aeropuerto. Comúnmente a bordo de un avión, se encuentran redes continuas de 540 V y/o redes alternas de 115 V o 230 V 400 Hz.

15 Los equipos de a bordo son de naturaleza muy variada y su consumo energético varía mucho con el tiempo. A título de ejemplo, los sistemas de climatización están en funcionamiento casi continuo, mientras que las máquinas eléctricas que permiten arrancar los motores principales solo funcionan antes del despegue y durante un período de tiempo muy corto.

20 Los convertidores de potencia reciben energía de la red de a bordo para convertirla en energía alterna polifásica adaptada a las exigencias de potencia y de frecuencia de la carga. Esta adaptación entre los convertidores y las cargas a menudo conduce a la realización de convertidores dedicados a las cargas.

25 Se ha intentado mutualizar los convertidores cuando las cargas asociadas no funcionan simultáneamente. Sin embargo, los sistemas de climatización deben funcionar continuamente y en la primera aproximación, no parece posible interrumpir su funcionamiento utilizando los convertidores asociados para otras cargas. Por lo demás, para mutualizar un convertidor, es preferente que las diferentes cargas que pueden alimentar este convertidor consuman potencias vecinas. En efecto, cuando varias cargas están asociadas a un mismo convertidor, es necesario dimensionar el convertidor en función de la carga que consume más potencia. El documento WO 2018/024983 A1 describe un avión que posee dos generadores y dos grupos de climatización. Para cada grupo de climatización, el compresor es de doble bobinado. Con el fin de equilibrar la potencia generada por los dos generadores, cada generador alimenta un bobinado de cada compresor.

El documento US 2006/0043922 A1 describe la colocación en paralelo de dos inversores con desfases de 180°.

El documento WO 2010/067021 A2 describe una máquina eléctrica con varios grupos de devanados conectados en estrella, estando cada grupo alimentado por un inversor.

35 El documento EP 3 190 282 A1 describe una arquitectura eléctrica de un avión que posee dos electrónicas de potencia, recibiendo cada una la potencia de una red de a bordo. Las electrónicas de potencias son convertidores. Cada electrónica de potencia permite alimentar en paralelo un arrancador de un motor de propulsión y un compresor de un grupo de refrigeración. Los compresores se alimentan de forma continua y las dos electrónicas de potencias funcionan de forma independiente entre sí.

40 El documento US 2007/284480 A1 describe un sistema de distribución de energía eléctrica que tiene generadores de corriente alterna. El sistema comprende un primer motor, un segundo motor y una unidad de alimentación auxiliar. El primer y segundo generadores de CA están acoplados operativamente al primer motor, el tercer y cuarto generadores de Ca están acoplados operativamente al segundo motor, y el quinto y sexto generadores de CA están acoplados de manera funcional a la unidad de alimentación auxiliar. Los sistemas de climatización se alimentan por medio de inversores correspondientes, y los inversores también sirven para arrancar los motores.

Otros sistemas de distribución de energía para aviones se conocen a partir de los documentos US 2007/262644 A1, US 2010/026089 A1 y US 2013/229053 A1.

50 El objeto de la invención es mutualizar convertidores con el fin de utilizarlos para cargas disímiles, en particular, el sistema de climatización y las máquinas eléctricas que aseguran el arranque de los motores principales. La invención se puede implementar en cualquier tipo de aeronave que posea varios convertidores.

55 Para ello, el objeto de la invención es una arquitectura eléctrica de una aeronave que comprende dos sistemas de climatización, dos convertidores destinados cada uno a alimentar uno de los sistemas de climatización y al menos una primera máquina eléctrica que asegura el arranque de un primer motor principal de la aeronave. Según la invención, la arquitectura eléctrica está configurada para que los dos convertidores puedan alimentar conjuntamente la primera máquina eléctrica.

Según la invención, cada uno de los dos convertidores comprende al menos dos inversores; la arquitectura comprende además un acoplador que permite asociar al menos dos primeros de los inversores; la máquina eléctrica comprende un devanado principal que puede ser alimentado por el acoplador y un devanado excitador que puede ser alimentado por un segundo de los inversores.

- 5 Ventajosamente, por debajo de una altitud predeterminada, los dos convertidores están configurados para alimentar solo uno de los dos sistemas de climatización.

Ventajosamente, un inversor de cada convertidor puede alimentar un ventilador de recirculación de aire.

Ventajosamente, un inversor de al menos uno de los convertidores puede alimentar un motor eléctrico de propulsión de una rueda de la aeronave.

- 10 La arquitectura eléctrica puede comprender una segunda máquina eléctrica que asegure el arranque de un segundo motor principal de la aeronave. Ventajosamente, la arquitectura eléctrica está configurada para que los dos convertidores puedan alimentar conjuntamente la primera máquina eléctrica o la segunda máquina eléctrica.

- 15 Ventajosamente, la arquitectura comprende un primer módulo de pilotaje asociado a un primero de los dos convertidores, un segundo módulo de pilotaje asociado con un segundo de los dos convertidores y un bus que pone en comunicación el primer y segundo módulo de pilotaje; la arquitectura se configura entonces para hacer que el primer convertidor y el primer módulo de pilotaje sean maestros durante la alimentación conjunta de la primera máquina eléctrica, siendo el segundo convertidor y el segundo módulo de pilotaje esclavos; la arquitectura está configurada para hacer que el segundo convertidor y el segundo módulo de pilotaje sean maestros durante la alimentación conjunta de la segunda máquina eléctrica, siendo el primer convertidor y el primer módulo de pilotaje esclavos.

Ventajosamente, la arquitectura comprende un grupo auxiliar de potencia y una máquina eléctrica de arranque del grupo auxiliar de potencia; la arquitectura eléctrica se configura entonces de modo que los dos convertidores puedan alimentar la máquina eléctrica de arranque del grupo auxiliar de potencia.

- 25 Ventajosamente, la arquitectura comprende al menos una batería de almacenamiento de energía eléctrica; la máquina eléctrica de arranque del grupo auxiliar de potencia es alimentada luego por la batería a través de los convertidores.

También es objeto de la invención una aeronave que comprende una arquitectura eléctrica según la invención.

- 30 El objeto de la invención es también un procedimiento de funcionamiento de una arquitectura eléctrica según la invención en donde la primera y la segunda máquinas eléctricas están configuradas para permitir su funcionamiento como motor o como generador permitiendo alimentar los dos convertidores, estando caracterizado el procedimiento por que consiste en alimentar la primera máquina eléctrica que funciona como motor para arrancar el primer motor principal hasta que la primera máquina eléctrica funcione como un generador recibiendo energía mecánica del primer motor principal, alimentando la primera máquina eléctrica entonces los dos convertidores, porque el procedimiento consiste entonces en alimentar la segunda máquina eléctrica que funciona como motor para arrancar el segundo motor principal.

- 35 Ventajosamente, la máquina de arranque eléctrico del grupo auxiliar de potencia está configurada para permitir el funcionamiento como motor o como generador permitiendo alimentar los dos convertidores y el procedimiento consiste en alimentar la máquina eléctrica de arranque del grupo auxiliar de potencia funcionando como motor para arrancar el grupo de potencia auxiliar desde la batería hasta que la máquina eléctrica de arranque del grupo auxiliar de potencia que recibe energía mecánica del grupo auxiliar de potencia funcione como un generador para alimentar los dos convertidores; el procedimiento consiste entonces en alimentar la primera máquina eléctrica que funciona como motor para arrancar el primer motor principal.

- 40 Ventajosamente, el procedimiento consiste en alimentar el motor eléctrico de propulsión de una rueda de la aeronave después del arranque del grupo auxiliar de potencia y antes de arrancar el primer motor principal por la primera máquina eléctrica.

La invención se comprenderá mejor y otras ventajas surgirán con la lectura de la descripción detallada de un modo de realización dado a modo de ejemplo, descripción ilustrada por el dibujo adjunto en donde:

- 50 las figuras 1 y 2 representan un primer modo de realización de una arquitectura eléctrica de una aeronave; las figuras 3 y 4 representan un segundo modo de realización de una arquitectura eléctrica de una aeronave; la figura 5 representa esquemáticamente una arquitectura eléctrica de una aeronave bimotor; la figura 6 representa un ejemplo de procedimiento que implementa la arquitectura de la figura 5; las figuras 7a y 7b representan dos variantes que permiten alimentar un sistema de climatización de la aeronave; la figura 8 representa un ejemplo de acoplador magnético; la figura 9 representa le pilotaje de convertidores de la arquitectura eléctrica.

Para mayor claridad, los mismos elementos llevarán las mismas referencias en las diferentes figuras.

La figura 1 representa un ejemplo de la arquitectura eléctrica 10 de un avión que comprende dos sistemas de climatización 12 y 14. Estos sistemas también se denominan paquete de aire acondicionado y ECS en la literatura anglosajona para "Environment Control System". Estos dos sistemas permiten regular la temperatura del aire en la cabina del avión. La arquitectura también comprende dos convertidores 16 y 18, cada uno destinado a alimentar uno de los sistemas de climatización, respectivamente 12 y 14. Los dos convertidores 16 y 18 son alimentados por un bus alterno 20. De una manera convencional, a bordo de aviones grandes portadores, convencionalmente hay buses de 115 V 400 Hz y más recientemente buses de 230 V 400 Hz. Estos buses a menudo se denominan buses HVAC por su acrónimo anglosajón: "High Voltage Alternating Current". Cuando el avión está en tierra en un aeropuerto, el bus HVAC puede ser alimentado por un grupo de estacionamiento fuera del avión. La arquitectura 10 puede comprender un transformador o autotransformador 22 que permite adaptar la tensión administrada por el grupo de estacionamiento a la tensión del bus HVAC. Durante el vuelo, el bus HVAC puede ser alimentado por los principales generadores del avión. En la figura 1 se representa un generador 24. Estos generadores son generalmente máquinas eléctricas asociadas a los motores principales del avión. El bus HVAC también puede ser alimentado por un grupo auxiliar de potencia, conocido con el nombre de APU por su acrónimo anglosajón: "Auxiliary Power Unit". La APU usa combustible del avión y se usa comúnmente en tierra, en particular, cuando el aeropuerto no cuenta con grupo de estacionamiento o durante el vuelo antes del aterrizaje para evitar cualquier interrupción de alimentación eléctrica cuando se cortan los generadores principales.

Cada uno de los convertidores 16 y 18 permite adaptar la tensión y la frecuencia del bus HVAC a los sistemas de climatización 12 y 14. De forma más general, los convertidores 16 y 18 permiten sacar potencia de una red de a bordo para alimentar los sistemas de climatización 12 y 14. La red de a bordo puede ser alterna, como en el ejemplo representado o continua.

Cada uno de los convertidores 16 y 18 comprende al menos un inversor que permite alimentar el sistema de climatización asociado. En el ejemplo representado, el convertidor 16 comprende un inversor 26 y el convertidor 18, un inversor 28. De una manera convencional, los inversores 26 y 28 son inversores trifásicos. La invención se puede implementar independientemente del número de fases. Cada uno de los inversores 26 y 28 recibe energía de un bus continuo llamado bus HVDC por su acrónimo anglosajón: "High Voltage Direct Current", respectivamente 30 y 32. A bordo de aeronaves, a menudo se encuentran buses de 270 V CC o 540 V CC. Por supuesto, cualquier otra tensión continua puede implementarse dentro del ámbito de la invención. Cada convertidor 16 y 18 puede comprender un rectificador, recibiendo respectivamente 34 y 36 energía del bus HVAC 20 y alimentando el bus HVDC respectivamente 30 o 32. Cada convertidor puede comprender elementos de filtrado, en particular, en la salida de los inversores 26 y 28 y/o en la entrada de los rectificadores 34 y 36.

Cada convertidor 16 y 18 puede comprender un segundo inversor, respectivamente 38 y 40 alimentados por el bus HVDC de su convertidor y permitiendo alimentar otras cargas de la aeronave. Los dos inversores de un mismo convertidor se pueden dimensionar de forma diferente. En el ejemplo representado, en la figura 1, para el convertidor 16, el inversor 26 puede administrar una potencia superior a la administrada por el inversor 38. Lo mismo ocurre con el convertidor 18, el inversor 28 puede administrar una potencia superior a la administrada por el inversor 40. Los diferentes inversores pueden ser monodireccionales, lo que permite alimentar las cargas del avión. Los inversores pueden ser bidireccionales, por ejemplo, si las cargas son susceptibles de regenerar potencia. En particular, se puede utilizar un inversor bidireccional para conectar una batería o una carga susceptible de generar por momentos energía eléctrica.

La invención no se limita a dos inversores por convertidores. En función de la necesidad, puede haber más de dos inversores en cada uno de los convertidores 16 y 18.

Los convertidores 16 y 18 se pueden utilizar para otros fines, en particular, para arrancar los motores principales del avión. Por ejemplo, cuando el avión posee dos motores principales, cada uno de ellos está asociado a una máquina eléctrica que funciona como motor y permite su arranque. La máquina eléctrica puede ser reversible. Dicho de otra manera, también puede funcionar como generador cuando el motor asociado está en funcionamiento, tal como el generador 24 representado en la figura 1.

En la figura 2, la máquina eléctrica 24 se representa en su función de motor para arrancar uno de los motores principales 42 del avión. Según la invención, los dos convertidores 16 y 18 alimentan conjuntamente la máquina eléctrica 24. En efecto, los convertidores 16 y 18 están dimensionados para alimentar cada uno de los sistemas de climatización. Para alimentar una máquina eléctrica que permite arrancar un motor principal del avión, se usan los dos convertidores 16 y 18 acoplados, con el fin de evitar sobredimensionarlos, que sería el caso, si solo uno debiera poder alimentar la máquina eléctrica 24.

El avión generalmente comprende varios motores principales, generalmente dos o cuatro para aviones grandes portadores. El arranque de los motores se puede hacer secuencialmente. Más precisamente, los convertidores 16 y 18 alimentan una primera máquina eléctrica 24 asociada a un primer motor principal a partir de energía procedente de la APU o de una batería del avión. Una vez que se haya arrancado el primer motor, su máquina eléctrica asociada puede generar corriente para alimentar el bus HVAC. Solo entonces, los convertidores 16 y 18 se

desconectan de la máquina eléctrica 24 del primer motor principal para conectarse a otra máquina eléctrica asociada a un segundo motor principal del avión y, de este modo, seguidamente hasta el arranque del conjunto de los motores del avión. Durante esta fase de arranque de los motores, los sistemas de climatización 12 y 14 no se alimentan. La inercia térmica de la cabina permite aceptar este corte momentáneo de alimentación, que se mantiene en el orden de un minuto.

Según la invención, la máquina eléctrica 24 comprende dos devanados separados: un devanado principal 24-1 y un devanado excitador 24-2. El devanado principal 24-1 necesita mucha más potencia que el devanado excitador 24-2. En el ejemplo representado, los dos inversores 26 y 28 están acoplados para alimentar el devanado principal 24-1. El devanado excitador 24-2 no necesita, por su parte, que la potencia administrada por el inversor 38. El acoplamiento de los dos inversores 26 y 28 puede proporcionarse mediante un acoplador magnético 43.

La arquitectura eléctrica 10 comprende contactores controlados, no representados y que permite pasar del modo de funcionamiento de la figura 1 al de la figura 2.

En el modo de funcionamiento de la figura 1, solo los inversores 26 y 28 se utilizan para alimentar los sistemas de climatización 12 y 14. Los inversores 38 y 40 se pueden utilizar para alimentar otras cargas de la aeronave, como, por ejemplo, ventiladores de recirculación de aire 44 y 45. En el momento del arranque de los motores principales, los ventiladores 44 y 45 no se alimentarán temporalmente.

Las figuras 3 y 4 representan un segundo modo de realización de la invención en donde la arquitectura eléctrica 47 también comprende dos convertidores, referenciados aquí 46 y 48. Se encuentra en el convertidor 46, el bus HVDC 30 y el rectificador 34 alimentados por el bus HVAC 20. De manera similar, se encuentra en el convertidor 48, el bus HVDC 32 y el rectificador 36 alimentados por el bus HVAC 20. En cada uno de los convertidores 46 y 48, el bus HVDC alimenta dos inversores, respectivamente 50 y 52 para el convertidor 46 y, 54 y 56 para convertidor 48. A diferencia del modo de realización de las figuras 1 y 2, en las figuras 3 y 4, los dos inversores del mismo convertidor son idénticos. Más precisamente, están destinados a administrar la misma potencia nominal.

En la figura 3, como en la figura 1, los convertidores 46 y 48 alimentan cada uno de los sistemas de climatización 12 y 14. Para el convertidor 46, los dos inversores 50 y 52 están acoplados para alimentar el sistema de climatización 12. Asimismo, para el convertidor 48, los dos inversores 54 y 56 están acoplados para alimentar el sistema de climatización 14. El acoplamiento de los inversores se puede realizar mediante un acoplador magnético dispuesto entre los inversores y el sistema de climatización asociado. Como alternativa, es posible implementar un sistema de climatización equipado con una máquina eléctrica que tiene un número de fases igual al doble del número de fases de cada inversor.

Como en el modo de realización de la figura 1, al menos uno de los convertidores 46 y 48 puede alimentar otras cargas del avión, como, por ejemplo, el(los) motor(es) eléctrico(s) de propulsión de las ruedas del avión.

En la figura 4, como en la figura 2, los convertidores 46 y 48 alimentan la máquina eléctrica 24. En el ejemplo representado, los inversores 52, 54 y 56 están acoplados para alimentar el devanado principal 24-1. El devanado excitador 24-2 no necesita, por su parte, que la potencia administrada por el inversor 50.

La figura 5 representa esquemáticamente un ejemplo de arquitectura eléctrica 60 de un avión bimotor. Los dos motores principales del avión tienen la referencia 42R para el motor derecho y 42L para el motor izquierdo. De forma general, se atribuye a las referencias descritas anteriormente, un sufijo R o L en función de su asociación privilegiada con los motores derecho e izquierdo. Por supuesto, es posible extender esta arquitectura a un avión de tres o cuatro motores.

Se encuentra dos convertidores, referenciados aquí 62L y 62R. Se encuentra en el convertidor 62L, un bus HVDC de 30L y un rectificador de 34L alimentado por un bus HVAC de 20L. De manera similar, se encuentra en el convertidor 62R, un bus HVDC de 30R y un rectificador de 34R alimentado por un bus HVAC de 20R. Los buses HVAC 20L y 20R se pueden conectar para formar juntos el bus HVAC 20 descrito anteriormente. La conexión entre los dos buses HVAC 20L y 20R puede ser permanente o pilotable, en particular, durante su uso, con el fin de posibilitar disociar los buses HVAC 20L y 20R en caso de avería de algún componente asociado a uno de los buses y que pueda propagarse a todo el equipo derecho o izquierdo del avión.

Como se describió previamente, la arquitectura 60 se puede conectar a un grupo de estacionamiento cuando el avión está en tierra. La conexión se realiza mediante uno de los buses HVAC 20L y 20R eventualmente a través del transformador o autotransformador 22. En la figura 5, el transformador 22 está conectado al bus HVAC 20R. La conexión también se puede realizar al bus HVAC 20L.

En cada uno de los convertidores 62L y 62R, el bus HVDC alimenta dos inversores, respectivamente 64L y 66L para el convertidor 62L y, 64R y 66R para el convertidor 62R. Los dos inversores del mismo convertidor pueden ser diferentes como en el modo de realización de las figuras 1 y 2 o idénticos como en el modo de realización de las figuras 3 y 4. Como complemento, cada uno de los convertidores 62L y 62R puede comprender un convertidor elemental continuo/continuo, respectivamente 68L y 68R que puede cargar o tomar energía de una batería, respectivamente 70L y 70R, eventualmente por medio de un bus continuo de baja tensión LVDC respectivamente

72L y 72R.

Asociado con cada motor principal 42L y 42R se encuentra una máquina eléctrica, respectivamente 24L y 24R, que pueden funcionar como un motor para arrancar el motor principal asociado y que pueden funcionar como un generador para alimentar buses HVAC 20L o 20R.

- 5 El avión también puede equiparse con un grupo auxiliar de potencia APU y una máquina eléctrica 74 de arranque de la APU. En cuanto a las máquinas eléctricas 24L y 24R, la máquina eléctrica 74 puede funcionar como motor para arrancar la APU o como generador, una vez que la APU ha comenzado a alimentar la arquitectura eléctrica 60, por ejemplo, al nivel de uno de los buses HVAC 20L o 20R. La conexión de la máquina eléctrica 74 se puede hacer
10 alternativamente a otro punto de la arquitectura 60, por ejemplo, al nivel de uno de los buses HVDC 30L o 30R, o al nivel de uno de los buses LVDC 72L o 72R.

- En la figura 5, también se encuentra el acoplador magnético 43 que permite alimentar una u otra de las máquinas eléctricas 24L o 24R. Generalmente, la potencia necesaria para el arranque de la APU es menor que la necesaria para el arranque de los motores principales 42L y 42R. Es posible utilizar un solo inversor para alimentar la máquina eléctrica 74 para el arranque de la APU. Como alternativa, el acoplador 43 puede usarse para acoplar varios
15 inversores con el fin de alimentar la máquina eléctrica 74 si la potencia necesaria para el arranque de la APU lo necesita.

En la arquitectura 60, también están los sistemas de climatización 12 y 14 alimentados respectivamente por los convertidores 62L y 62R.

- En muchos aviones equipados con dos sistemas de climatización, éstos pueden no implementarse durante el vuelo. Más precisamente, puede ser útil implementar solo uno de los dos sistemas de climatización por debajo de una
20 altitud predeterminada. Es posible utilizar solo uno de los dos convertidores 62L y 62R para alimentar el sistema de climatización seleccionado. El otro de los dos convertidores no se utiliza para climatización. Como alternativa, es ventajoso equilibrar el uso de los dos convertidores 62L y 62R. Entonces es deseable alimentar el sistema de climatización retenido a partir de los dos convertidores acoplados. El acoplamiento se puede realizar usando un
25 acoplador dedicado o reutilizando el acoplador 43 que ya no se usa después del arranque de los motores principales 42L y 42R.

- Para asegurar su desplazamiento en tierra, en particular desde una plaza de aparcamiento hasta la pista de despegue, entre dos plazas de aparcamiento o desde la pista de aterrizaje a una plaza de aparcamiento, el avión generalmente utiliza sus motores principales: turborreactor, turbopropulsores alimentados por medio de combustible.
30 Estos motores son contaminantes y son una fuente de contaminación acústica. Para asegurar el desplazamiento en el suelo, es posible equipar el(los) tren(es) de aterrizaje del avión con motores eléctricos que pueden impulsar sus ruedas con el fin de permitir que el avión se desplace. En la figura 5, se muestra una máquina eléctrica 76 que motoriza un tren de aterrizaje 78. La máquina eléctrica 76 está accionada aquí por el inversor 64L. Por supuesto, es posible alimentar la máquina eléctrica 76 por medio de varios inversores. Por lo demás, la máquina eléctrica 76 se
35 puede utilizar como generador, por ejemplo, para frenar las ruedas del tren de aterrizaje 78. El o los inversores a los que está conectada la máquina eléctrica 76 son entonces reversibles con el fin de alimentar o recuperar la energía en función del modo de funcionamiento de la máquina eléctrica 76, motor o generador.

- En la figura 5, se pueden conectar diferentes equipos a los convertidores 62L y 62R. Otros equipos a bordo del avión también son susceptibles de conectarse a los convertidores 62L y 62R. Estos equipos no están todos conectados
40 permanentemente a los convertidores 62L y 62R. Los contactores, no representados en las figuras, permiten conectar uno o varios equipos. La conexión de los diferentes equipos varía temporalmente durante la misión del avión. Por ejemplo, cuando el avión está rodando en tierra, es posible interrumpir la alimentación de energía a al menos uno de los sistemas de climatización, en este caso, el sistema de climatización 12, para alimentar el(los) motor(es) eléctrico(s) de propulsión de las ruedas del avión.

- 45 La figura 6 representa un ejemplo de procedimiento que implementa la arquitectura de la figura 5, procedimiento en donde las diferentes fases de la misión de un avión pueden encadenarse.

- Cuando el avión está inmovilizado en su punto de estacionamiento, generalmente se alimenta por un grupo de estacionamiento y las redes HVAC 20L y 20R reciben energía por el transformador 22. En una primera etapa 80, al
50 menos uno de los sistemas de climatización 12 o 14 está alimentado. La climatización es en particular útil al abordar pasajeros en el avión.

- Una vez que se completa el embarque, el avión debe poder abandonar su lugar de estacionamiento. El grupo de estacionamiento se desconecta y durante una etapa 82, se arranca el grupo auxiliar de potencia APU. La APU puede arrancarse tomando energía del grupo de estacionamiento antes de su desconexión o de las baterías 70L y/o 70R. El arranque de la APU puede requerir solo uno de los dos convertidores 62R o 62L. En este caso, es posible
55 conservar alimentado uno de los grupos de climatización 12 o 14. La alimentación del grupo de climatización 14 se ilustra por una etapa 84. Como alternativa, durante la etapa 82, es posible cortar la alimentación del(los) grupo(s) de climatización 12 y 14. El arranque de la APU puede durar típicamente del orden de un minuto. Durante este lapso de tiempo, la inercia de la cabina es suficiente para que la degradación de la comodidad de los pasajeros siga siendo

aceptable.

Después del arranque de la APU, el avión debe poder desplazarse en tierra hasta la pista de despegue. En los aviones recientes, este desplazamiento puede realizarse por medio de la(s) máquina(s) eléctrica(s) 76 que motorizan el(los) tren(s) de aterrizaje 78. La alimentación de la(s) máquina(s) eléctrica(s) 76 se realiza en la etapa 86. Las máquinas eléctricas 76 solo pueden utilizar uno de los dos convertidores 62L o 62R. El otro convertidor se puede utilizar para alimentarlo a uno de los sistemas de climatización 12 o 14. La alimentación de uno de los sistemas de climatización durante la alimentación de la máquina o máquinas eléctricas 76 está representada en la figura 5 por una etapa 88. Como alternativa, si la(s) máquina(s) eléctrica(s) 76 necesitan los dos convertidores 62L o 62R para su funcionamiento, es posible suspender el funcionamiento de los dos sistemas de climatización 12 y 14. Entonces se omite la etapa 88.

Antes del despegue, los motores principales 42L y 42R se arrancan sucesivamente. Más precisamente, la máquina eléctrica de 24L, que funciona como un motor, arranca el motor principal de 42L. Este arranque está representado por una etapa 90 en la figura 6. Después del arranque, el motor principal 42L puede accionar la máquina eléctrica 24L que luego funciona como generador y luego alimenta los dos convertidores 62L y 62R.

A continuación, la máquina eléctrica de 24R, que funciona como un motor, arranca el motor principal de 42R, lo que se ilustra en la figura 5 por una etapa 92. Como anteriormente, después del arranque, el motor principal 42R puede accionar la máquina eléctrica 24R que luego funciona como generador y alimenta los dos convertidores 62L y 62R.

De una manera convencional, en los aviones bimotores, el motor principal izquierdo se arranca antes que el motor principal derecho. La localización a la derecha o izquierda del avión, es puramente convencional. Sin salirse del ámbito de la invención, por supuesto, es posible arrancar el motor principal derecho antes que el motor principal izquierdo.

Durante las etapas 90 y 92, los dos convertidores 62L y 62R se utilizan para arrancar sucesivamente los dos motores principales 42L y 42R. Durante las etapas 90 y 92, los sistemas de climatización 12 y 14 ya no se alimentan. Después de arrancar los dos motores principales 42L y 42R, los sistemas de climatización 12 y 14 se alimentan de nuevo.

Es posible disociar de alimentación de los dos sistemas de climatización 12 y 14. Solo uno de los dos sistemas, por ejemplo, el sistema de climatización 12 se alimenta durante una etapa 94. Como se ha evocado más arriba, el acoplador 43 se puede utilizar para que los dos convertidores 62L y 62R alimenten conjuntamente el sistema de climatización 12. A continuación, cuando el avión alcanza una altitud predeterminada durante una etapa 96, se alimentan los dos sistemas de climatización 12 y 14, cada uno por uno de los convertidores 62L y 62R.

Las figuras 7a y 7b representan dos variantes para alimentar uno de los sistemas de climatización, por ejemplo, el sistema 12, el sistema de climatización 14 no está alimentado. La fuente de alimentación de solo uno de los sistemas de climatización puede intervenir en las etapas 84, 88 y 94. En la figura 7a, el sistema de climatización 12 es alimentado por los inversores 64L y 66R por medio del acoplador magnético 43. El uso de un acoplador magnético es ventajoso cuando el número de fases de los inversores 64L y 66R es el mismo que el número de fases de la máquina eléctrica del sistema de climatización 12, en particular, la máquina eléctrica que acciona un compresor. Es convencional implementar una máquina eléctrica trifásica que luego opere también con inversores trifásicos. En la figura 7a, un inversor de cada uno de los convertidores 62L y 62R se utiliza para alimentar el sistema de climatización 12. Esto permite equilibrar las redes HVAC 20L y 20R. Como alternativa, cuando la necesidad de equilibrar las redes HVAC 20L y 20R no es necesaria o cuando los inversores no utilizados para el sistema de climatización 12 se utilizan para otras cargas asegurando el equilibrio, es posible alimentar el sistema de climatización 12 mediante dos inversores del mismo convertidor.

En la figura 7b, los dos inversores 64L y 66R alimentan directamente el sistema de climatización 12 sin un acoplador magnético. Esta variante es ventajosa cuando el número de fases de la máquina eléctrica del sistema de climatización 12 es el doble del número de fases de los inversores 64L y 66R. Por ejemplo, los inversores pueden ser trifásicos y la máquina eléctrica del sistema de climatización 12 puede ser entonces de seis fases, lo que elimina la necesidad de un acoplador.

Las dos variantes de las figuras 7a y 7b implementan los convertidores 62L y 62R representados en las figuras 3 y 4. También es posible implementar estas dos variantes utilizando los convertidores 16 y 18 mostrados en las figuras 1 y 2.

Por otro lado, en las dos variantes de las figuras 7a y 7b, es posible utilizar los inversores no utilizados para alimentar el sistema de climatización 12 con el fin de alimentar otras cargas de la aeronave.

La figura 8 representa un ejemplo de un acoplador magnético 43 adecuado para acoplar varios inversores y más precisamente una fase de cada inversor. El acoplador de la figura 8 se duplica para cada una de las fases cuando los inversores son polifásicos.

En serie con una fase de cada inversor, anotados aquí O1, O2 y O3, hay conectado una inducción. En la figura 8

tres inductancias L1, L2 y L3 se representan. El número de inductancias se adaptará en función del número de inversores que se desee acoplar. Los terminales de las inductancias L1, L2 y L3 no conectados a los inversores O1, O2 y O3 están conectados entre sí para formar una fase de salida P del acoplador destinado a alimentar una máquina eléctrica, como, por ejemplo, el del sistema de climatización 12 o el devanado principal 24-1. Uno o varios contactores K que permitan conectar temporalmente las inductancias L1, L2 y L3 entre sí en función de la necesidad de la carga suministrada por el acoplador 43. En la figura 8, se representa un interruptor K. Se puede implementar cualquier combinación de interruptores con el fin de asegurar el acoplamiento deseado.

La figura 9 ilustra el pilotaje de convertidores. Este pilotaje se puede implementar en los diferentes modos de realización de la arquitectura eléctrica. Como anteriormente, el pilotaje se ilustra en conexión con los convertidores 62L y 62R mostrados en las figuras 3 y 4. También es posible implementar este pilotaje para los convertidores 16 y 18 mostrados en las figuras 1 y 2.

Asociado con cada convertidor 62L y 62R y más precisamente con cada inversor, un modulador de ancho de pulso PWM administra órdenes binarias de apertura y de cierre de interruptores electrónicos de cada uno de los inversores. Un modulador MLI 100L está asociado al convertidor 62L y pilota los inversores 64L y 66L. Un modulador MLI 100R está asociado al convertidor 62R y pilota los inversores 64R y 66R. Cada convertidor puede comprender un control de cierre (no representado) conectado directamente a las rejillas de interruptores electrónicos pertenecientes a los diferentes inversores. Los comandos de cierre generan señales adaptadas a los interruptores a partir de los comandos binarios administrados por los moduladores 100L y 100R.

Aguas arriba de cada uno de los moduladores de ancho de pulso 100L y 100R, la arquitectura eléctrica comprende un módulo para servocontrolar el inversor actual, 102L y 102R respectivamente. Un sensor de corriente mide la corriente de salida de cada inversor y transmite esta medida al módulo respectivo 102L o 102R. El sensor de corriente puede estar ubicado al nivel de un elemento de filtrado dispuesto en el convertidor aguas abajo del correspondiente inversor. El sensor de corriente puede realizar su medida sobre una de las fases o simultáneamente en las diferentes fases del correspondiente inversor. El módulo 102L o 102R y los sensores de corriente asociados forman un bucle de servocontrol llamado bucle de corriente que recibe una consigna actual, 104L y 104R respectivamente. Cada módulo 102L o 102R entrega un ciclo de trabajo a cada uno de los moduladores PWM para que la corriente administra por el inversor correspondiente siga la consigna actual 104L y 104R.

Aguas arriba de cada uno de los módulos 102L y 102R, la arquitectura comprende un módulo de servocontrol del funcionamiento de las cargas alimentadas por los inversores. En la figura 9, estos módulos se denominan respectivamente 106L y 106R. Asociado con cada módulo 106L y 106R, uno o varios sensores de funcionamiento miden un parámetro característico del funcionamiento de la carga alimentada por cada uno de los inversores. Esta puede tratarse, por ejemplo, de la velocidad de rotación de un motor o el par que administra. En la figura 9 se hace referencia a los sensores de funcionamiento 108L y 108R respectivamente. Cada carga que puede ser alimentada por un inversor que tiene su propio sensor de funcionamiento y la conexión de los módulos 106L y 106R a los sensores asociados varía en función de la carga alimentada por el inversor.

El módulo 106L o 106R y su sensor asociado 108L y 108R forman un bucle de servocontrol denominado bucle de carga que recibe una consigna de funcionamiento de la carga 110L o 110R. El bucle de carga modifica la consigna actual 104R o 104L de modo que el parámetro característico del funcionamiento de la carga 12 siga la consigna 110L o 110R de funcionamiento de la carga.

Aguas arriba de cada módulo 106L y 106R, la arquitectura puede comprender un módulo de selección de modo, 112L y 112R respectivamente. Este módulo recibe una consigna de alto nivel que define el funcionamiento de la carga. Por ejemplo, para la máquina eléctrica 24 asociada a un motor principal, la consigna puede definir si la máquina eléctrica 24 funciona como un generador para alimentar las redes HVAC o como un motor que permite arrancar el motor principal asociado. En modo generador, la consigna de nivel alto puede definir, por ejemplo, la tensión que debe suministrar el generador.

Esta consigna puede provenir de un sistema de gestión del motor principal que interactúe entre la cabina de la aeronave y el motor principal. En la literatura anglosajona, el sistema de gestión a menudo se denomina FADEC por su acrónimo inglés: "Full Authority Digital Engine Control". El sistema de gestión del motor gestiona en particular la inyección de combustible en la turbina del motor en función de la demanda de potencia operada por el piloto a través de los controles de vuelo. La consigna también puede provenir de un sistema para gestionar los generadores eléctricos de la aeronave, conocido en la literatura anglosajona con el nombre de GCU por su acrónimo inglés: "Generator Control Unit".

En la figura 9, los módulos 106L y 112L se representan con líneas continuas y los módulos 106R y 112R se representan con líneas de puntos. Por lo demás, aparece en la figura 9 un bus 120 en el que se conectan los distintos módulos 100L, 100R, 102L, 102R, 106L, 106R, 112L y 112R. La representación de la línea de puntos de los módulos 106R y 112R ilustra el hecho de que los dos convertidores 62L y 62R juntos alimentan una misma carga, por ejemplo, la máquina eléctrica 24L o el sistema de climatización 12.

En este modo de funcionamiento, solo el sensor o los sensores 108L asociados con la carga alimentada

proporcionan una medición que solo se transmite al módulo de servocontrol para el funcionamiento 106L. La consigna actual 104L la administra el módulo 106L. El módulo 106R está, por su parte, inactivo. La consigna actual 104R también es generada por el módulo 106L y se transmite al módulo 102 a través del bus 120.

- 5 El modulador MLI 100L también puede transmitir información al modulador MLI 100R, en particular, una sincronización con el fin de que los inversores asociados se puedan acoplar más fácilmente.

- 10 El arranque de los dos motores 42L y 42R se realiza secuencialmente en las etapas 94 y 96. Sería posible mutualizar los módulos 106R y 106L para disponer de un solo módulo en la arquitectura eléctrica de la aeronave. Sin embargo, es ventajoso evitar cruces entre los elementos de los equipos derecho e izquierdo de la aeronave. De este modo, cada convertidor tiene sus módulos 106R o L y 112R o L. Al alimentar la máquina eléctrica 24R, los módulos 106R y 110R están activos y transmiten su consigna y su sincronización a través del bus 120 al módulo de servocontrol actual 102L y al modulador MLI 100L.

Para asegurar el pilotaje de los convertidores, el corte propuesto en diferentes módulos se da únicamente a modo de ejemplo. Pueden aparecer otros cortes o bucles de servocontrol. La distinción funcional entre los diferentes módulos asociados a cada uno de los convertidores puede variar sin apartarse del ámbito de la invención.

- 15 De forma más general, al alimentar una carga a la izquierda de la aeronave, en particular, el motor principal izquierdo 42L o el sistema de climatización izquierdo 12, el convertidor izquierdo 62L y sus medios de pilotaje funcionan como maestro. El convertidor derecho 62R y sus medios de pilotaje funcionan como esclavos durante su contribución a la alimentación de la carga izquierda. De manera inversa, al alimentar una carga a la derecha de la aeronave, el convertidor derecho 62R y sus medios de pilotaje funcionan como maestro, mientras que el convertidor izquierdo 62L y sus medios de pilotaje operan como esclavos durante su contribución a la alimentación de la carga derecha.
- 20

REIVINDICACIONES

1. Arquitectura eléctrica de una aeronave que comprende dos sistemas de climatización (12, 14), dos convertidores (16, 18; 46, 48; 62L, 62R) cada uno destinado a alimentar uno de los sistemas de climatización (12, 14), y que comprende al menos una primera máquina eléctrica (24; 24L) asegurando el arranque de un primer motor principal (42; 42L) de la aeronave, y en la que cada uno de los dos convertidores (16, 18; 46, 48; 62L, 62R) comprende dos inversores (26, 28, 38, 40; 50, 52, 54, 56; 64L, 66L, 64R, 66R), **caracterizada porque** la arquitectura eléctrica (10; 47; 60) está configurada para que los dos convertidores (16, 18; 46, 48; 62L, 62R) puedan alimentar conjuntamente la primera máquina eléctrica (24; 24L), **porque** la arquitectura eléctrica (10; 47; 60) comprende además un acoplador (43) que permite asociar al menos dos primeros de los inversores, y **porque** la máquina eléctrica (24) comprende un devanado principal (24-1) que puede ser alimentado por el acoplador (43) y un devanado excitador (24-2) que puede ser alimentado por un segundo de los inversores.
2. Arquitectura eléctrica según la reivindicación 1, **caracterizada porque**, por debajo de una altitud determinada, los dos convertidores (16, 18; 46, 48; 62L, 62R) están configurados para alimentar solo uno de los dos sistemas de climatización (12, 14).
3. Arquitectura eléctrica según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizada porque** un inversor de cada convertidor (16, 18; 46, 48; 62L, 62R) está configurado para alimentar un ventilador de recirculación de aire (44, 45).
4. Arquitectura eléctrica según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizada porque** un inversor (64L) de al menos uno de los convertidores (62L) está configurado para alimentar un motor eléctrico (76) de propulsión de una rueda (78) de la aeronave.
5. Arquitectura eléctrica según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizada porque** comprende una segunda máquina eléctrica (24R) que asegura el arranque de un segundo motor principal (42R) de la aeronave y **porque** la arquitectura eléctrica (60) está configurada para que los dos convertidores (62L, 62R) puedan alimentar conjuntamente la primera máquina eléctrica (24L) o la segunda máquina eléctrica (24R).
6. Arquitectura eléctrica según la reivindicación 5, **caracterizada porque** la arquitectura comprende un primer módulo de pilotaje (100L, 102L, 106L, 112L) asociado a un primero de los dos convertidores (62L), un segundo módulo de pilotaje (100R, 102R, 106R, 112R) asociado a un segundo de los dos convertidores (62R) y un bus (120) que pone en comunicación el primer y segundo módulos de pilotaje, **porque** la arquitectura está configurada para hacer el primer convertidor (62L) y el primer módulo de pilotaje (100L, 102L, 106L, 112L) actúen como maestros durante la alimentación conjunta de la primera máquina eléctrica (24L), siendo el segundo convertidor (62R) y el segundo módulo de pilotaje (100R, 102R, 106R, 112R) esclavos y **porque** la arquitectura está configurada para hacer el segundo convertidor (62R) y el segundo módulo de pilotaje (100R, 102R, 106R, 112R) actúen como maestros durante la alimentación conjunta de la segunda máquina eléctrica (24R), siendo el primer convertidor (62L) y el primer módulo de pilotaje (100L, 102L, 106L, 112L) esclavos.
7. Arquitectura eléctrica según una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizada porque** comprende un grupo auxiliar de potencia (APU) y una máquina eléctrica (74) de arranque del grupo auxiliar de potencia (APU), y **porque** la arquitectura eléctrica está configurada para que los dos convertidores (62L, 62R) puedan alimentar la máquina eléctrica (74) de arranque del grupo auxiliar de potencia (APU).
8. Arquitectura eléctrica según la reivindicación 7, **caracterizada porque** comprende al menos una batería (70L, 70R) de almacenamiento de energía eléctrica, y **porque** la máquina eléctrica (74) de arranque del grupo auxiliar de potencia (APU) es alimentada por la batería (70L, 70R) a través de los convertidores (62L, 62R).
9. Aeronave que comprende una arquitectura eléctrica según una de las reivindicaciones anteriores.
10. Procedimiento de funcionamiento de una arquitectura eléctrica según la reivindicación 5, en el que la primera y segunda máquinas eléctricas (24L, 24R) están configuradas para permitir el funcionamiento como motor o como generador que permite alimentar los dos convertidores (62L, 62R), estando el procedimiento **caracterizado porque** consiste en alimentar la primera máquina eléctrica (24L) que funciona como motor para arrancar el primer motor principal (42L) hasta que la primera máquina eléctrica (24L) funcione como generador recibiendo energía mecánica del primer motor principal (42L), alimentando entonces la primera máquina eléctrica (24L) los dos convertidores (62L, 62R), **porque** el procedimiento consiste entonces en alimentar la segunda máquina eléctrica (24R) funcionando como motor para arrancar el segundo motor principal (42R).
11. Procedimiento según la reivindicación 10 de funcionamiento de una arquitectura eléctrica según las reivindicaciones 5 a 8, en el que la máquina eléctrica (74) de arranque del grupo auxiliar de potencia (APU) está configurada para permitir un funcionamiento como motor o como generador que permite alimentar los dos convertidores (62L, 62R), **caracterizado porque** consiste en alimentar la máquina eléctrica (74) de arranque del grupo auxiliar de potencia (APU) funcionando como motor para arrancar el grupo auxiliar de potencia (APU) a partir de la batería (70L, 70R) hasta que la máquina eléctrica (74) de arranque del grupo auxiliar de potencia (APU) que recibe la energía mecánica del grupo auxiliar de potencia (APU) funcione como un generador para alimentar los dos convertidores (62L, 62R), **porque** el procedimiento consiste entonces en

alimentar la primera máquina eléctrica (24L) funcionando como motor para arrancararrancar el primer motor principal (42L).

- 5 12. Procedimiento según la reivindicación 11 de funcionamiento de una arquitectura eléctrica según las reivindicaciones 4 a 8, **caracterizado porque** consiste en alimentar el motor eléctrico (76) de propulsión de una rueda (78) de la aeronave después del arranquearranque del grupo auxiliar de potencia (APU) y antes del arranquearranque del primer motor principal (42L) por la primera máquina eléctrica (24L).

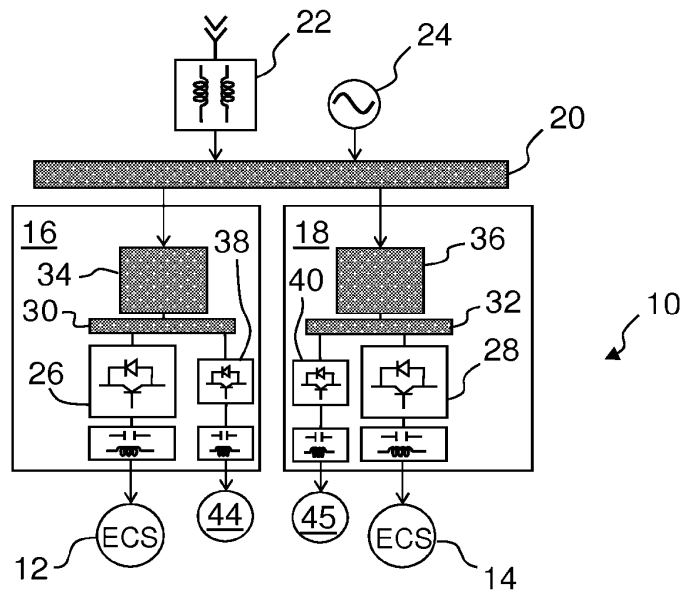


FIG.1

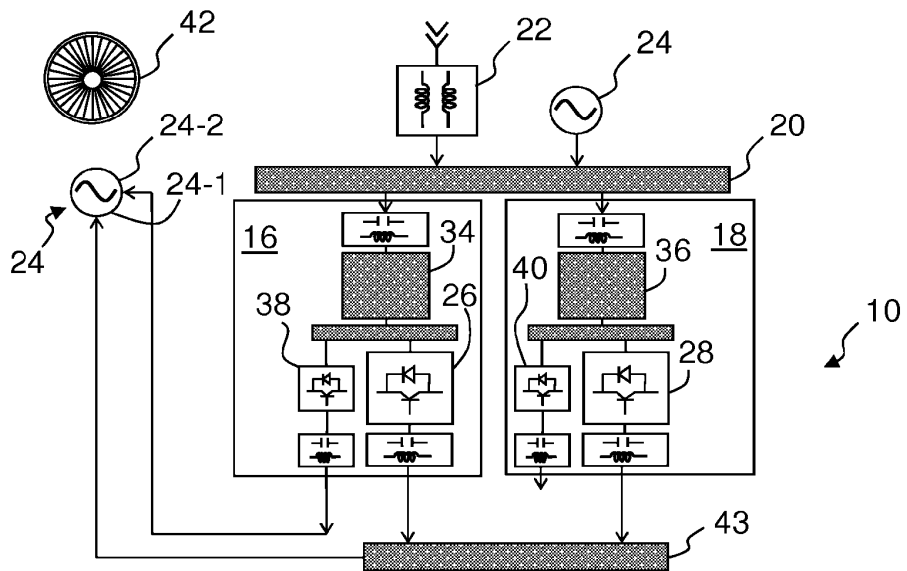


FIG.2

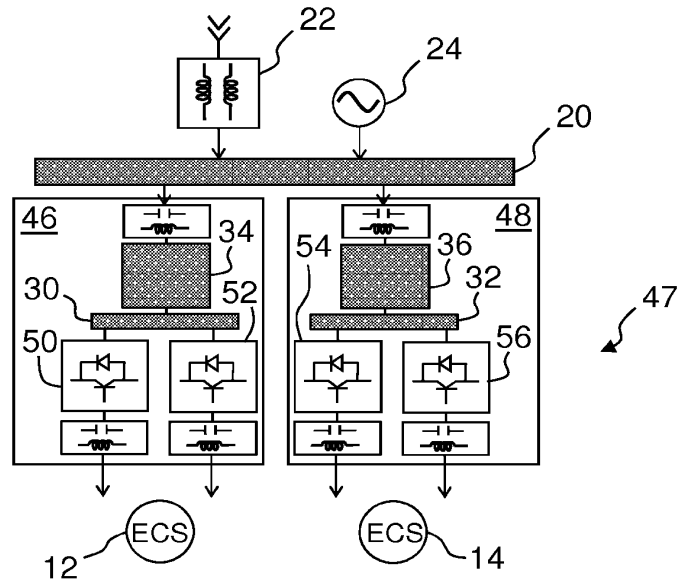


FIG. 3

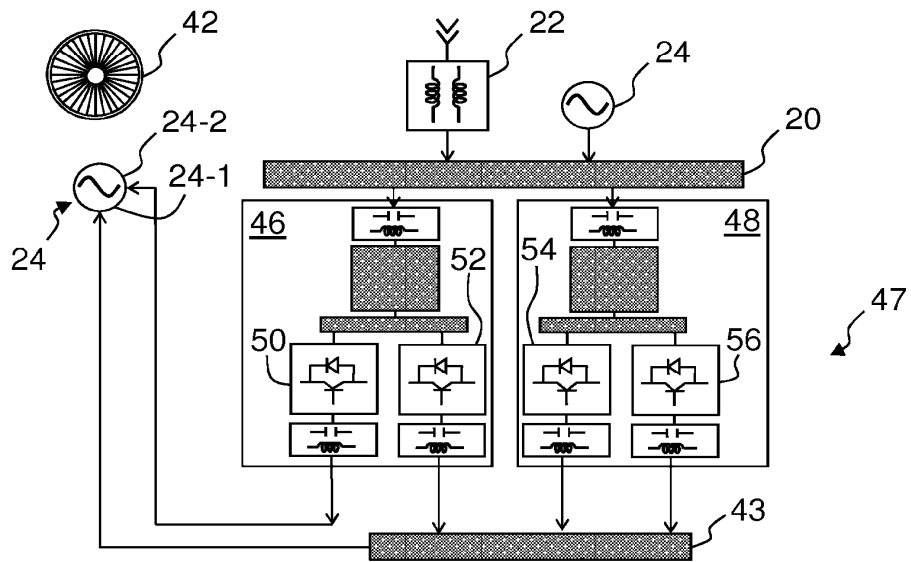


FIG. 4

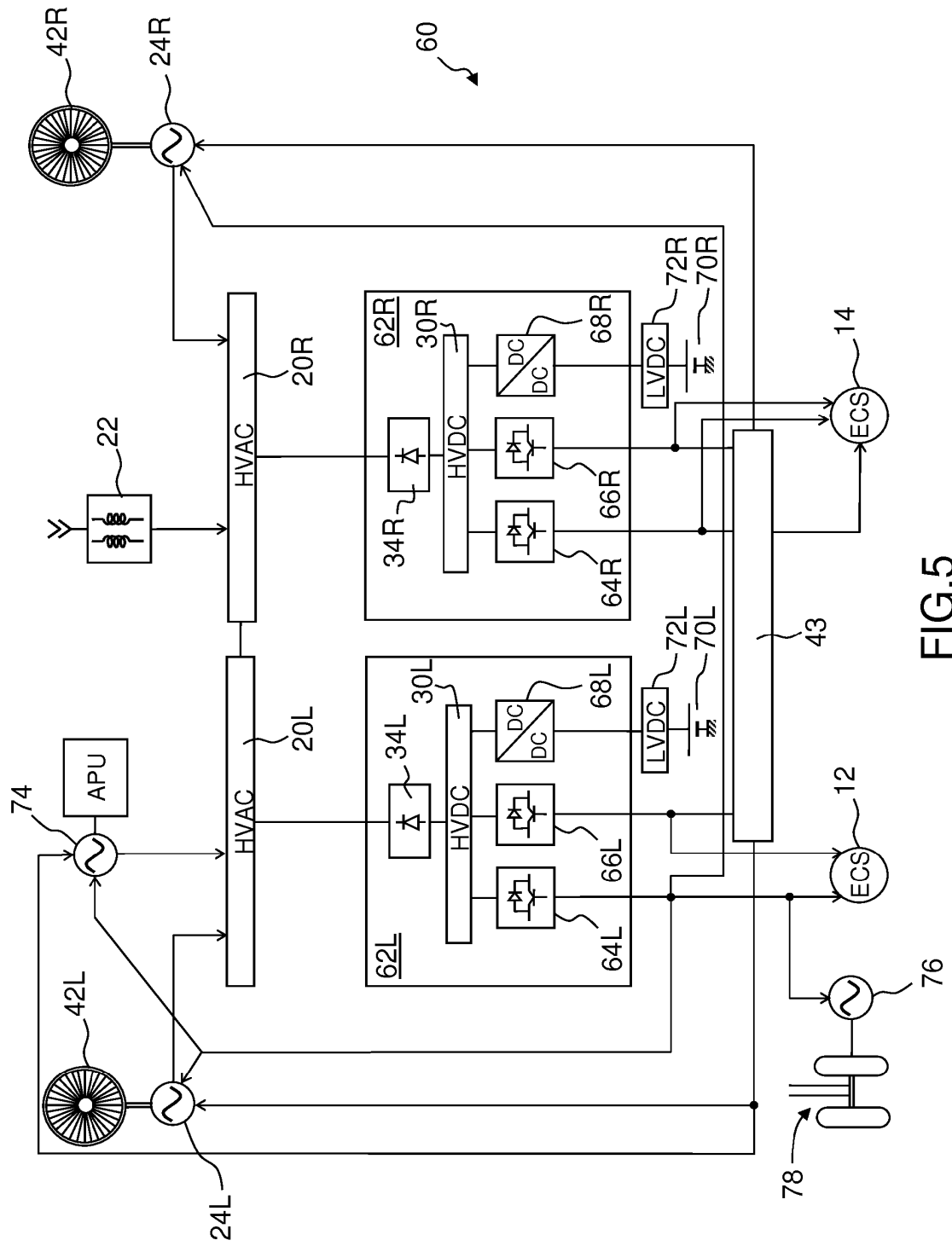


FIG.5

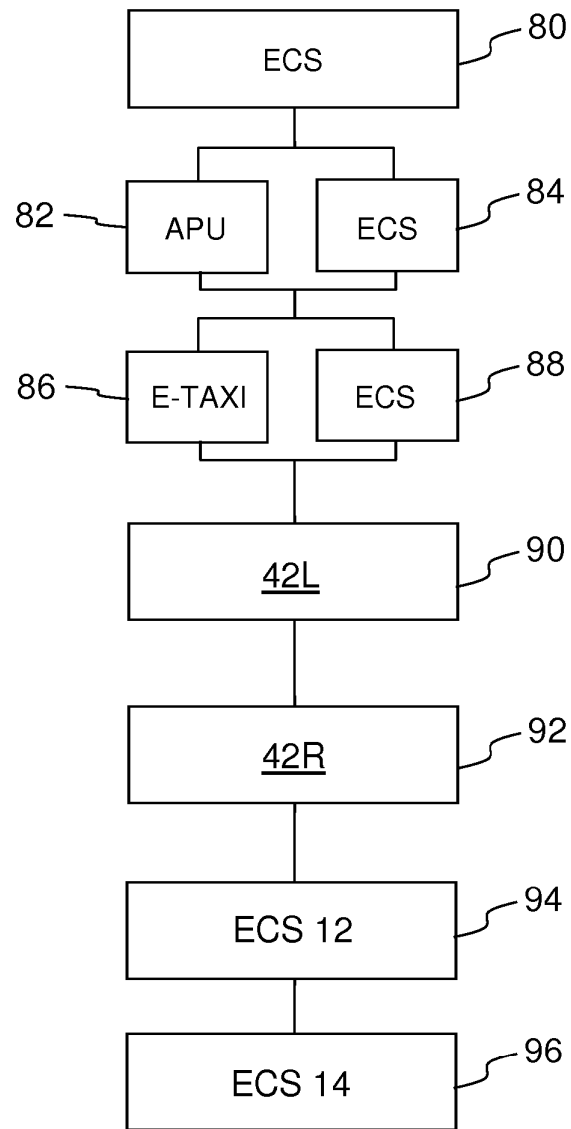


FIG.6

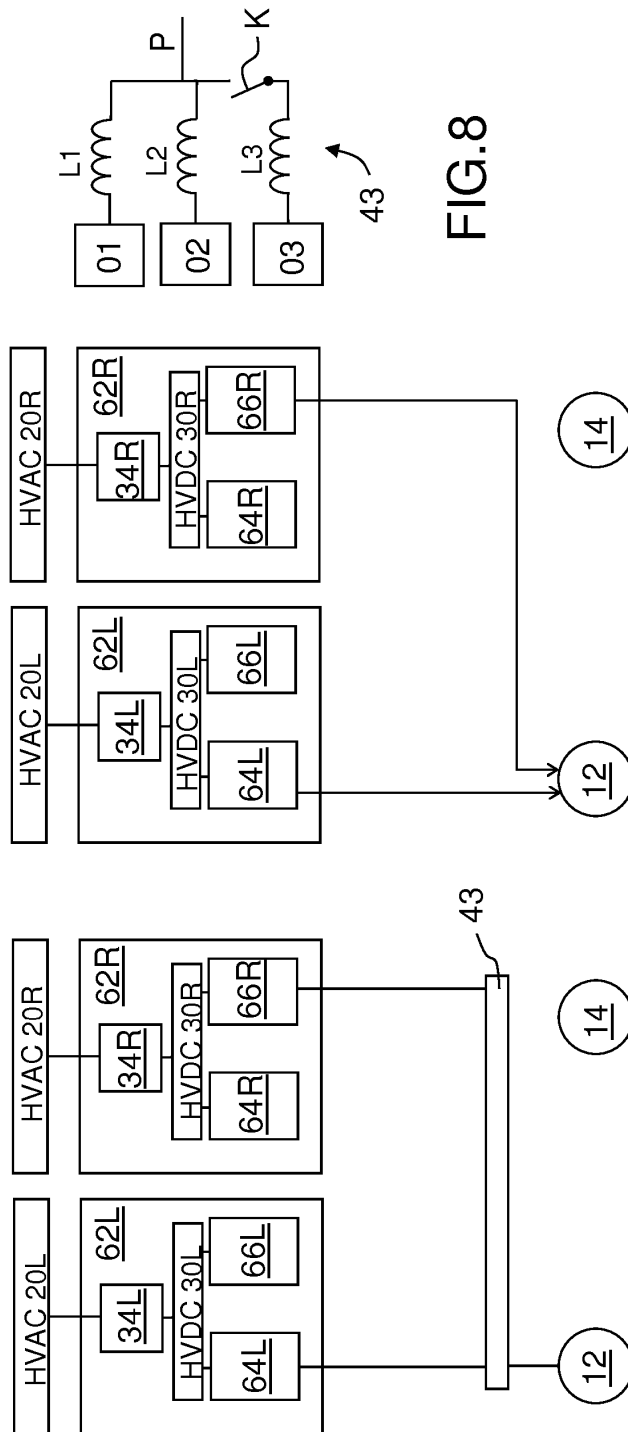


FIG. 8

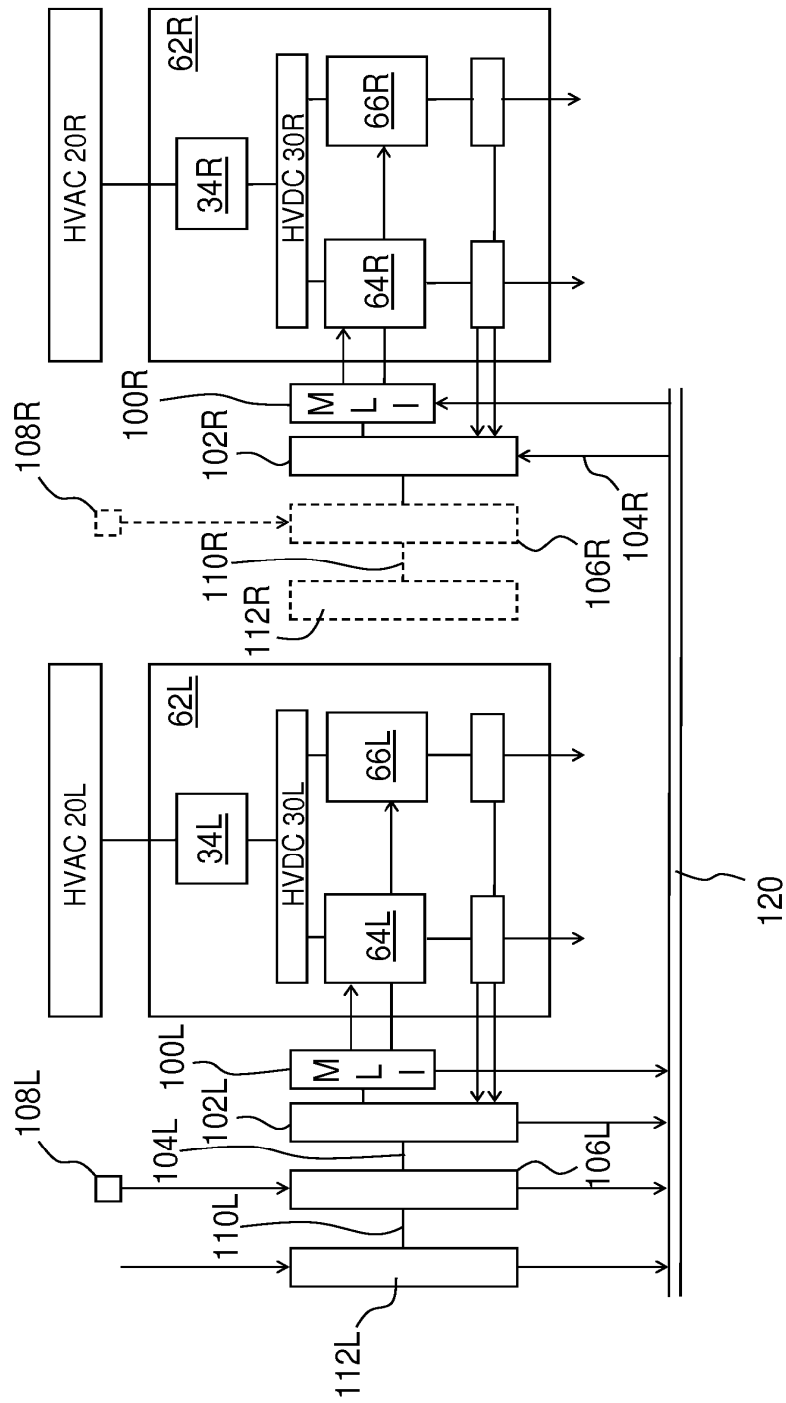


FIG.9