

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 698 116**

51 Int. Cl.:

B64G 1/42

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **10.12.2015 E 15306979 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **22.08.2018 EP 3178741**

54 Título: **Dispositivo de alimentación de potencia de un artefacto aeroespacial, sistema de control de actuadores eléctricos de un lanzador espacial y lanzador espacial asociados**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
31.01.2019

73 Titular/es:

**THALES (100.0%)
Tour Carpe Diem, Place des Corolles, Esplanade
Nord
92400 Courbevoie, FR**

72 Inventor/es:

**GLETON, LAURENT;
GUILLAUME, MICHEL y
GOFFIN, BENOÎT**

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 698 116 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 de potencia de un artefacto aeroespacial, sistema de control de actuadores eléctricos de un lanzador espacial y lanzador espacial asociados

5 La invención se refiere a un dispositivo de alimentación de potencia de un artefacto aeroespacial, un sistema de control de actuadores eléctricos de un lanzador espacial y un lanzador espacial asociados. El documento FR 2.855.918 describe un sistema de distribución descentralizado de la potencia eléctrica para satélite o vehículo espacial.

En el campo aeroespacial, la tendencia general es sustituir los actuadores hidráulicos por actuadores eléctricos con el objetivo de disminuir los costes, es decir poner en el mercado soluciones económicamente más competitivas.

10 En efecto, el concepto de avión eléctrico se convierte en una realidad con superficies de control que están accionadas por actuadores eléctricos, asimismo, para el Ariane 6, los pares de actuadores hidráulicos que, en el Ariane 5, controlan la trayectoria del lanzador orientando los divergentes de la etapa de aceleración de pólvora y del motor de la etapa principal criogénica se sustituirán por pares de actuadores eléctricos de muy alta potencia.

15 El acceso a dichos niveles de potencia no puede obtenerse más que por la elevación de la tensión de alimentación. Por ejemplo, para la etapa superior del Ariane 5, la potencia eléctrica necesaria para cada uno de los dos ejes es del orden de 5 kW (con 150 V) mientras que para las etapas de pólvora del Ariane 6, la potencia eléctrica necesaria para cada eje será del orden de 70 kW (con 330 V).

20 Por otro lado, nuevas aplicaciones aeroespaciales, tales como el proyecto Stratobus, un dirigible autónomo que evoluciona justo por encima del tráfico aéreo, a 20 kilómetros de altitud, no puede tener éxito más que en un contexto de "todo eléctrico".

La criticidad de las misiones ahora destinadas a los actuadores eléctricos impone desarrollar unas soluciones que, en tanto que sean tolerantes a las averías, no perturben la misión durante el surgimiento de una avería.

Por otro lado, la competencia ejercida en los mercados aeroespaciales exige implementar soluciones siempre más competitivas económicamente.

25 En el núcleo de un actuador eléctrico se encuentra una unidad de mando electrónica (EPCU: Electronic Control and Power Unit); la parte que controla el motor eléctrico está constituida por un inversor de potencia cuyos diferentes modos de avería no pueden afectar a la misión.

La electrónica de potencia en las aplicaciones de alta fiabilidad como la aeroespacial, tienen necesidad de arquitecturas capaces de cumplir la misión en caso de avería simple.

30 Esto implica por tanto que la solución propuesta debe ser robusta ante un eventual defecto de aislamiento.

35 La ley empírica de Paschen establece la relación entre la tensión de ruptura o tensión crítica y el producto presión-distancia. Cuando para una altitud dada, la presión disminuye, la tensión crítica disminuye hasta un valor mínimo y posteriormente vuelve a aumentar. Para una aplicación de lanzador espacial, se recorre el conjunto de la curva de Paschen, de la presión atmosférica hasta el vacío y por tanto la tensión eléctrica debe ser inferior a la tensión eléctrica mínima de la curva de Paschen. En el caso del aire, da como resultado que con una tensión eléctrica de 200 V, no existe ningún riesgo de descarga parcial cualquiera que sea la altitud o la presión. Por supuesto, en caso de utilización de otro gas distinto al aire, es necesario tener en cuenta una tensión crítica diferente.

La figura 1 ilustra la curva de Paschen del aire para una distancia entre electrodos fijada en 0,254 cm ($1 \text{ Torr} = 1,33 \cdot 10^2 \text{ Pa}$ y 0,1 pulgadas de hueco que corresponde a una separación de 0,254 cm entre los electrodos).

40 Por oposición a unos componentes discretos o monolíticos, se entienden por módulos híbridos, unos módulos que comprenden uno o varios sustratos aislados, generalmente de cerámica, en los que se interconectan unos componentes activos y pasivos con el objetivo de realizar una función eléctrica; los componentes activos pueden ser unos chips desnudos o componentes encapsulados, pudiendo imprimirse los componentes pasivos sobre el sustrato o ser unos componentes de montaje superficial. En cualquier caso, la transferencia de los componentes se realiza en la superficie. Los sustratos se encapsulan en una caja a través de la que unas interconexiones permiten acceder a la función eléctrica interna del módulo.

45 Las soluciones de módulos multichip híbridos actualmente disponibles son o bien soluciones no herméticas a base de componentes estándar, generalmente denominados COTS (por el acrónimo de "commercial off-the-shelf" en idioma inglés) o incluso industriales, o bien unas soluciones herméticas utilizadas en el campo espacial. En los dos casos, las soluciones propuestas no permitan responder perfectamente a las necesidades.

50 La utilización de circuitos híbridos en cajas herméticas no resuelve más que parcialmente el problema: al ser hermética, la presión interna de la caja permite evitar cualquier problema ligado a la ley de Paschen pero no se prevé nada en relación con las interfaces eléctricas (contactos en la forma de enchufes, enchufes a encajar por

presión o "press-fit" en idioma inglés, conectores desnudos,...).

Es conocida la utilización de cajas basadas en componentes estándar COTS con unas tensiones tales que no se sobrepase la presión crítica; y típicamente, en el aire, la tensión eléctrica no debería sobrepasar los 200 V. El inconveniente es el nivel excluyente de las corrientes y sus disipaciones térmicas resultantes.

- 5 Es conocida la utilización de cajas basadas en componentes estándar COTS integradas en un equipo suficientemente hermético para garantizar una presión interna superior a la presión crítica. Esta implementación de la hermeticidad plantea varios problemas. Un problema es la modularidad, porque es difícil implementar soluciones modulares, principalmente la multiplicación de las interfaces entre módulos, ahora bien, dadas las cadencias de producción necesarias, es primordial una solución modular. Otro problema es el coste de fabricación, principalmente
- 10 el sobrecoste debido a las estructuras mecánicas y a la utilización de conectores reforzados. Además, la integración de los elementos en una única caja no permite poner en paralelo las actividades (a la inversa de una solución modular). Es más, una implementación de ese tipo tiene igualmente un impacto de masa significativo para soportar la supresión y la validación, en cada equipo, de la capacidad para mantener un cierto nivel de presión interna.

- 15 También la utilización de materiales aislantes para recubrir globalmente, y sin inclusión de burbujas, el inversor permite evidentemente resolver el problema de Paschen, pero implica un sobrecoste elevado y un impacto en la masa del equipo.

Un objeto de la invención es paliar los problemas anteriormente citados, y particularmente proponer una solución de coste reducido que resista principalmente al efecto Paschen.

- 20 También, se propone, según un aspecto de la invención, un dispositivo de alimentación de potencia de un artefacto aeroespacial que comprende una alimentación eléctrica en la que se configura un punto de potencial intermedio para ser conectado a la masa mecánica del artefacto aeroespacial formando dos áreas de tensiones eléctricas en el interior de cada una de las que la diferencia máxima de potencial eléctrico no supera la tensión eléctrica crítica de la ley de Paschen, comprendiendo cada área un aislamiento eléctrico independiente.

- 25 En la intersección de las dos áreas, es posible crear espacios localizados en los que la tensión corresponde a la suma de las de las dos áreas y en las que unas medidas de protección contra el efecto Paschen tales como el encapsulado en un material aislante o la presurización, previenen los riesgos de descargas parciales.

- 30 Un dispositivo de ese tipo que previene el efecto Paschen en el seno de cada área, permite aplicar en él soluciones técnicas de simple aislamiento, de manera que se reduzcan los costes. Estando exenta cada área del riesgo de Paschen, un simple defecto en el aislante, que ponga al desnudo un conductor, podrá tolerarse puesto que no implicará efecto Paschen. Por otro lado, al estar aislada cada área, sería necesario un defecto doble de aislamiento para que los conductores, con una diferencia de potencial más allá del límite de Paschen, se pongan simultáneamente al desnudo en el seno de un medio en el que las condiciones de presión, distancia y naturaleza sean tales que pueda producirse un efecto de Paschen.

- 35 Un dispositivo de ese tipo permite utilizar unos componentes estándar COTS principalmente en lanzadores, evitando los problemas vinculados al efecto Paschen, y por ello de coste reducido.

En un modo de realización, cada área comprende una fuente de alimentación eléctrica distinta.

Es posible así utilizar dos fuentes diferentes, una, la principal, cuya tensión está próxima a la tensión eléctrica límite del efecto Paschen, proporciona lo esencial de la potencia requerida por la aplicación, otra, la auxiliar, se dimensiona para proporcionar el complemento de tensión necesario para la aplicación.

- 40 Como variante, cada área comprende la alimentación eléctrica proporcionada por una de las dos salidas de un puente divisor de tensión eléctrica aplicado a una única fuente de alimentación eléctrica.

De este modo, es posible simplificar la integración de la fuente de alimentación en el lanzador y limitar el cableado; permitiendo la reducción del cableado optimizar la alimentación eléctrica por la reducción de las resistencias e interfaces parásitas del cableado.

- 45 Como variante, cada área comprende respectivamente la alimentación eléctrica proporcionada por una parte de las células eléctricas de una única fuente de alimentación eléctrica y por el resto de las células eléctricas de la fuente de alimentación eléctrica.

- 50 Es posible así igualmente simplificar la integración de la fuente de alimentación en el lanzador y limitar el cableado y, además, es posible impedir el desencadenamiento de un efecto Paschen a continuación de una fuga eléctrica en la estructura en una de las dos áreas.

Por ejemplo, el punto de potencial intermedio es el punto medio, que separa de manera simétrica a las dos áreas de tensiones eléctricas.

De este modo, es posible utilizar las nuevas soluciones técnicas de aislamiento en las dos áreas y asegurar un

retorno simétrico de las corrientes en modo común.

En un modo de realización, cada área comprende una fuente de alimentación eléctrica distinta y el punto de potencial intermedio es el punto medio, y cada área comprende una fuente de alimentación eléctrica idéntica.

5 De este modo, es posible utilizar dos ejemplares de una misma fuente, lo que es la solución más económica, cuando el volumen o la masa de una fuente única necesita escindirla en dos para integrarla en el lanzador.

10 Según un modo de realización, en el que cada área comprende la alimentación eléctrica proporcionada por una de las dos salidas de un puente divisor de tensión eléctrica aplicado a una única fuente de alimentación eléctrica y el punto de potencial intermedio es el punto medio, y en el que el punto divisor de tensión eléctrica utiliza dos resistencias idénticas en serie, de manera que proporcione a cada una de las dos salidas del puente divisor de tensión eléctrica, unas tensiones eléctricas iguales para cada área.

Es posible así simplificar la integración de la fuente de alimentación en el lanzador y limitar el cableado; permitiendo la reducción del cableado optimizar la alimentación eléctrica por la reducción de las resistencias e interfaces parásitas del cableado.

15 En un modo de realización, en el que cada área comprende respectivamente la alimentación eléctrica proporcionada por una parte de las células eléctricas de una única fuente de alimentación eléctrica y por el resto de las células eléctricas de la fuente de alimentación eléctrica y el punto de potencial intermedio es el punto medio, y en el que cada área comprende respectivamente la alimentación eléctrica proporcionada por un número idéntico de células eléctricas de una única fuente de alimentación eléctrica.

20 De este modo, es igualmente posible simplificar la integración en el lanzador de la fuente de alimentación y limitar el cableado y, además, es posible impedir el desencadenamiento de un efecto Paschen a continuación de una fuga eléctrica en la estructura en una de las dos áreas.

En un modo de realización, el dispositivo comprende además una impedancia configurada para disponerse entre el punto de potencial intermedio y la masa mecánica del artefacto aeroespacial.

25 Una impedancia de ese tipo permite evitar un cortocircuito de la fuente de alimentación en el caso de un defecto de aislamiento entre una de las polaridades de la fuente y la masa mecánica.

Según un modo de realización, el dispositivo comprende además al menos un inversor híbrido provisto de una caja externa eléctricamente aislante, por ejemplo de plástico, configurada para controlar al menos una fase respectiva del motor eléctrico polifásico del artefacto aeroespacial y alimentada por las dos áreas de tensiones idénticas.

30 De este modo, es posible utilizar tecnologías de realización disponibles, por ejemplo, en el campo del automóvil con el fin de disponer de una solución técnica de bajo coste. Por otro lado, la capacidad de integrar en un único módulo la totalidad de los diferentes chips de potencia necesarios para el control de al menos una fase permite, optimizando la implantación física de la función, mejorar el rendimiento por la reducción de los efectos inductivos y resistivos parásitos.

35 En un modo de realización, dicho inversor híbrido comprende conductores de potencia recubiertos de una capa eléctricamente aislante y directamente encapsulados en dicha caja externa del inversor híbrido.

De este modo, un defecto en una de las dos barreras aislantes no es suficiente para poner simultáneamente al desnudo dos conductores entre los que una diferencia de potencial provocaría un efecto Paschen. Este doble aislamiento permite reducir las restricciones de calidad de realización y por tanto el coste de cada aislamiento.

40 Según un modo de realización, dicho inversor híbrido comprende al menos un chip electrónico interno y/o una interconexión interna encapsulada(s) en un aislante eléctrico plástico, tal como un gel, por ejemplo inyectado bajo vacío.

45 De este modo, el gel, en ausencia de burbuja, delimita un espacio continuo eléctricamente aislante exento de efecto Paschen. Se hace posible entonces desarrollar, en el interior de este espacio, diferencias de potencial superiores a la tensión límite de Paschen aplicable al exterior de este espacio. La implementación de gel inyectado bajo vacío es una técnica normalmente utilizada en los módulos híbridos COTS y está por tanto controlada y es de coste reducido; la inyección bajo vacío permite reducir grandemente la aparición de burbujas y su tamaño. Sin embargo, la presencia de burbujas conduce a un riesgo de Paschen únicamente cuando una burbuja enlaza dos conductores entre los que existe una diferencia de potencial más allá de la tensión eléctrica límite de Paschen y el mundo exterior, de manera que presente las condiciones simultáneas de tensión, de presión y de distancia. En los casos de burbujas internas en el gel, la duración de una misión de lanzador o las condiciones de una aplicación aeronáutica no permiten a la presión interna en la burbuja descender a un nivel crítico a causa de la porosidad del gel. Por otro lado, todos los casos de burbujas que no cubren más que una de las dos áreas de tensión no conducen al efecto Paschen y son por tanto tolerables. La tolerancia a las burbujas, que no implican efecto Paschen, permite reducir las limitaciones sobre la calidad de la inyección de gel y por tanto reducir el coste.

En un modo de realización, dicho inversor híbrido comprende el menos una interfaz de potencia, tal como una barra de bus o barra de distribución para "busbar" en idioma inglés, encapsulada en un aislante eléctrico plástico, por ejemplo una resina.

5 El encapsulado en un medio aislante de la interfaz de potencia permite de ese modo realizar una interconexión entre el módulo híbrido y el mundo exterior exenta de riesgo de efecto Paschen. En el caso en el que la interfaz de potencia comprende varias interconexiones con unas diferencias de potencial más allá de la tensión límite de Paschen, el aislamiento tendrá como limitación no incluir burbujas que pongan en unión al menos dos conductores entre los que existe una diferencia de potencial más allá del límite de Paschen y el mundo exterior.

10 Según un modo de realización, cada interfaz de potencia está encapsulada independientemente en dicho aislante eléctrico plástico.

De este modo, solo un doble defecto permitiría poner en unión al menos dos conductores entre los que existe una diferencia de potencial más allá del límite de Paschen y el mundo exterior. Esta ventaja permite reducir las limitaciones sobre la calidad del aislamiento y por tanto reducir el coste.

15 En un modo de realización, dicho inversor híbrido comprende al menos una interfaz de bajo nivel de control que comprende al menos un hilo provisto de una funda eléctricamente aislante y/o al menos un circuito flexible eléctricamente aislado.

20 De este modo, las señales de bajo nivel de control que dependen de una o de otra área, según el estado de la conmutación del inversor, pueden conducirse a las funciones de control bajo una funda aislante continua, desde el interior del gel. Estando cada hilo o conductor de circuito flexible aislado individualmente, sería necesario un doble fallo de aislamiento para que dos conductores, que pertenecen a áreas diferentes se pongan al desnudo simultáneamente en el medio en el que se encuentran las condiciones del efecto Paschen. Este efecto de doble aislamiento permite disminuir las limitaciones sobre el aislamiento y disminuir el coste.

25 En un modo de realización, el dispositivo comprende al menos un circuito externo al inversor híbrido, conectado a la interfaz de bajo nivel de control, que comprende al menos una parte, en la que la tensión eléctrica permanece inferior a la tensión eléctrica de ruptura, recubierta de un aislante eléctrico plástico, como resina.

30 Es posible así aislar conjuntamente todos los componentes de las funciones de control que están eléctricamente vinculados a un área, de tal manera que en el seno de un recubrimiento aislante, la tensión no sobrepase el límite de Paschen. De esta forma, sería necesario un doble fallo de aislamiento para que dos conductores, que pertenecen a áreas diferentes se pongan al desnudo simultáneamente en el medio en el que se encuentran las condiciones del efecto Paschen. Este efecto de doble aislamiento permite disminuir las limitaciones sobre el aislamiento y, por lo mismo, disminuir el coste.

Se propone igualmente, según otro aspecto de la invención, un sistema de control de actuadores eléctricos de un lanzador espacial que comprende un dispositivo tal como se ha descrito anteriormente, accionando el motor eléctrico polifásico un actuador.

35 Se propone igualmente, según otro aspecto de la invención, un lanzador espacial provisto de un sistema de ese tipo.

La invención se comprenderá mejor con el estudio de algunos modos de realización descritos a título de ejemplos de ninguna manera limitativos e ilustrados por los dibujos adjuntos en los que:

- la figura 1 ilustra esquemáticamente la curva de Paschen aplicable al aire;
- 40 - las figuras 2A, 2B, 3A, 3B, 4A, 4B, 4C y 4D ilustran esquemáticamente unos dispositivos según diferentes aspectos de la invención;
- las figuras 5a, 5b, y 6 a 9 representan esquemáticamente un inversor híbrido provisto de una caja externa eléctricamente aislante de un dispositivo según un aspecto de la invención;
- las figuras 10a y 10b ilustran esquemáticamente un circuito externo al inversor híbrido de un dispositivo según un aspecto de la invención; y
- 45 - las figuras 11a y 11b ilustran la utilización de un blindaje electrostático en un dispositivo según un aspecto de la invención.

En las diferentes figuras, los elementos que tienen unas referencias idénticas son idénticos.

50 El dispositivo de alimentación de potencia de un artefacto aeroespacial según la invención comprende una alimentación eléctrica en la que se configura un punto de potencial intermedio para ser conectado a la masa mecánica del artefacto aeroespacial formando dos áreas de tensiones eléctricas en el interior de cada una de las que la diferencia máxima de potencial eléctrico no supera la tensión eléctrica crítica de la ley de Paschen, comprendiendo cada área un aislamiento eléctrico independiente.

En la intersección de las dos áreas, es posible crear espacios localizados en los que la tensión corresponde a la suma de las de las dos áreas y en las que unas medidas de protección contra el efecto Paschen tales como el

encapsulado en un material aislante o la presurización, previenen los riesgos de descargas parciales.

Se ilustra en la figura 2A un primer modo de realización del dispositivo, en el que el dispositivo de alimentación de potencia de un artefacto aeroespacial comprende dos fuentes de alimentación eléctrica distintas, en este caso dos baterías 1, 2 eléctricas, una para cada una de las dos áreas 3, 4 de tensión eléctrica.

- 5 Cada batería 1, 2 eléctrica, está en el interior de una caja 5, 6 respectiva, provista de un conector 7, 8 respectivo. Un punto 9 de potencial intermedio se conecta a la masa 10 mecánica del artefacto espacial.

El dispositivo comprende un equipo 11 provisto de dos conectores 12, 13.

- 10 en la intersección de las dos áreas 3, 4, es posible crear unos espacios localizados, Por ejemplo el espacio 15 en el que la tensión corresponde a la suma de la de las dos áreas 3, 4 y en el que medidas de protección contra el efecto Paschen tales como el encapsulado en material aislante o la presurización previenen los riesgos de descargas parciales. Estas medidas de protección comprenden una sucesión continua de medios de aislamiento y cada una de estas sucesiones es independiente de la de la otra área.

Como variante, la figura 2B representa un dispositivo similar al de la figura 2A, comprendiendo además una impedancia 14 dispuesta entre el punto 9 de potencial intermedio y la masa 10 mecánica del artefacto aeroespacial.

- 15 Estos dos modos de realización en los que se utilizan dos baterías idénticas de 200 V como máximo, en el caso de cajas llenas de aire, permiten no desarrollar una tensión eléctrica superior a 200 V en el seno de cada batería, comprendiendo en ella con relación a la estructura, lo que las hace no sometidas al efecto Paschen.

Permiten reagrupar las dos polaridades de una misma batería en un mismo conector en el seno del que la tensión no sobrepasa 200 V, comprendiendo en ella con relación a la estructura, lo que la hace no sometida al efecto Paschen.

- 20 Reagrupando las dos polaridades en el seno del mismo cable, es por tanto posible reducir grandemente la inductancia de línea.

Esto permite igualmente no desarrollar tensión eléctrica superior a 200 V entre cada línea de alimentación del equipo y el punto 9 de potencial intermedio lo que permite la implementación de ciertas protecciones contra el efecto Paschen, como el envainado o recubrimiento de los conductores, el encapsulado o el blindaje electrostático de las conexiones.

- 25

Se ilustra por la figura 3A un segundo modo de realización del dispositivo, en el que cada área 3, 4 del dispositivo de alimentación de potencia de un artefacto aeroespacial comprende respectivamente la alimentación eléctrica proporcionada por una parte 16 de las células eléctricas de una única fuente de alimentación eléctrica o batería eléctrica y por el resto o la otra parte 17 de las células eléctricas de la fuente de alimentación eléctrica. La batería eléctrica única comprende una única caja 18 que está provista con dos conectores 7, 8.

- 30

Como variante, la figura 3B representa un dispositivo similar al de la figura 3A, comprendiendo además una impedancia 14 dispuesta entre el punto 9 de potencial intermedio y la masa 10 mecánica del artefacto aeroespacial.

Estos dos modos de realización, en los que no se utiliza más que una única batería en la que una parte de los elementos o células alimenta un área y la otra parte alimenta la otra área, permite no gestionar más que una única batería, reducir el número de conectores, y reducir la masa de los cables.

- 35

Permite igualmente no desarrollar tensión eléctrica superior a 200 V en el seno de cada conector de batería, con relación a la estructura, lo que las hace no sometidas al efecto Paschen.

Esto permite igualmente no desarrollar tensión eléctrica superior a 200 V entre, respectivamente, cada línea de alimentación del equipo y la estructura, lo que permite la implementación de ciertas protecciones contra el efecto Paschen, como el envainado o recubrimiento de los conductores, el encapsulado o el blindaje electrostático de las conexiones.

- 40

Se ilustra en la figura 4A un tercer modo de realización del dispositivo, en el que cada área 3, 4 del dispositivo de alimentación de potencia de un artefacto aeroespacial comprende respectivamente la alimentación eléctrica proporcionada por cada una de las dos resistencias 20a, 20b de un puente 20 divisor de tensión eléctrica dispuesto en paralelo con una única fuente de alimentación eléctrica o batería 21 eléctrica. La batería 21 eléctrica única comprende una única caja 22 que está provista con los dos conectores 7, 8. El puente 20 divisor de tensión se dispone en la caja 22.

- 45

Como variante, la figura 4B representa un dispositivo similar al de la figura 4A, en el que el puente 20 divisor de tensión se dispone en el equipo 11.

- 50 Como variante, las figuras 4C y 4D representan dos dispositivos respectivamente similares a los de las figuras 4A y 4B, comprendiendo además una impedancia 14 dispuesta entre el punto 9 de potencial intermedio y la masa 10 mecánica del artefacto aeroespacial.

En todos los dispositivos según la invención, el punto de potencial intermedio puede ser el punto medio, que separa así de manera simétrica a las dos áreas de tensiones eléctricas.

5 El dispositivo puede comprender igualmente al menos un inversor híbrido provisto de una caja 32 externa eléctricamente aislante, por ejemplo de plástico, configurada para controlar al menos una fase respectiva del motor eléctrico polifásico del artefacto aeroespacial y alimentada por las dos áreas de tensiones idénticas.

Un inversor 30 híbrido de ese tipo, tal como se representa en las figuras 5a y 5b, puede comprender conductores de potencia recubiertos de una capa 31 eléctricamente aislante y directamente encapsulados en la caja 32 externa del inversor 30 híbrido.

10 Los conductores de potencia son unas barras de cobre o aluminio recubiertas con una capa aislante. Estos conductores se encapsulan directamente en la caja 32 plástica del inversor híbrido, por ejemplo como pieza inyectada o por encolado.

Por consiguiente, un defecto de un aislante (el de una barra de bus o barra de distribución para "busbar" en lengua inglesa o del bastidor) no es suficiente para poner al desnudo dos conductores de potenciales opuestos, lo que podría conducir entonces a un arco eléctrico. Se implementa por tanto una doble barrera aislante.

15 La arquitectura externa del híbrido permite igualmente la implementación de técnicas de moldeo automatizadas.

La protección de los chips y de las interconexiones internas pueden realizarse a través de un aislante eléctrico plástico, como gel inyectado bajo vacío o una resina. Este proceso ya se ha utilizado largamente y controlado en las cajas híbridas estándar COTS. Su implementación es por tanto perfectamente industrial y de coste reducido.

20 Un aislante plástico eléctrico permite asegurar la resistencia con relación al efecto Paschen. Su implementación bajo vacío permite reducir grandemente la presencia de burbujas así como su tamaño eventual. No es posible por tanto tener dos potenciales opuestos en una misma burbuja e incluso en tal eventualidad, el riesgo de rotura no existe más que para misiones suficientemente largas, tales como las misiones de satélites, que inducen una disminución progresiva de la presión en el seno de la burbuja (porosidad intrínseca del aislante plástico) hasta alcanzar la presión crítica. Pueden producirse entonces descargas parciales que implican la degradación progresiva del aislante. Este fenómeno no está presente en las aplicaciones aeronáuticas y lanzadores.

25 Como se ilustra en la figura 6, las interfaces de potencia o barras de bus 33 están rodeadas de muros 34 que permiten un moldeo de las conexiones enclavijadas. Por razones de simplificación del bastidor (pieza inyectada), se prevén lateralmente unas aberturas 35 con el fin de permitir la inserción de orificios 36 necesarios para la realización de las conexiones enclavijadas. Estas aberturas 35 son rellenadas a continuación por pequeños tapones 37 de material plástico.

30 Cuando se realiza la conexión de potencia, es posible entonces llegar a inyectar un aislante 38 eléctrico plástico, como una resina aislante, en la cavidad dispuesta con este fin delimitada por los muros 34, como se ilustra en la figura 7. La resina inyectada debe recubrir entonces todas las partes conductoras no aisladas y desbordar sobre el aislante del conductor 39 de potencia aislado, de manera que se asegure una continuidad del aislamiento.

35 Esta operación es por otro lado automatizable. Un elemento importante es que cada potencial se aproveche de su propia cámara de inyección. La ventaja principal es que en este caso, el moldeo no debe realizarse obligatoriamente en vacío como en el caso del gel interno. En efecto, en este caso no es posible tener en una misma burbuja dos potenciales opuestos puesto que se moldean independientemente.

40 A observar también que incluso en el caso de una burbuja que ponga al desnudo un conductor (caso muy hipotético teniendo en cuenta el volumen inyectado) la ruptura de Paschen continúa siendo imposible porque la diferencia de potencial entre el conductor y la estructura permanece por debajo del umbral de tensión crítica.

Como se ilustra en la figura 8, el inversor 30 híbrido puede comprender al menos una interfaz de bajo nivel de control que comprende al menos un hilo provisto de una funda eléctricamente aislante y/o al menos un circuito 40 flexible eléctricamente aislado, por ejemplo por medio de un encapsulado aislante de tipo Kapton.

45 Las zonas de interconexiones internas quedan encerradas en un aislante eléctrico plástico tal como el gel 41. La funda (hilos) o el encapsulado (circuito flexible) aseguran el aislamiento con respecto al exterior. El aislante eléctrico plástico recubre una parte de la funda (hilo) o del encapsulado (circuito flexible), de manera que se asegure una continuidad de aislamiento. Cualquier defecto simple de aislamiento en este nivel continúa siendo aceptable (tensión máxima de 200 V).

50 En el caso del circuito flexible, una burbuja de aire puede estar presente entre dos conductores, lo que no ocasiona problema en el caso de aplicaciones aeronáuticas o lanzadores.

La figura 9 representa esquemáticamente un inversor híbrido que comprende los diferentes elementos citados anteriormente.

5 En el otro extremo de las interconexiones de bajo nivel, en el circuito 43 asociado, externo al inversor 30 híbrido, como se ilustra en las figuras 10a y 10b, es posible igualmente aplicar una técnica de moldeado. Es necesario previamente definir los islotes 45 en el seno de los que la tensión máxima permanece inferior a 200 V en valor absoluto. Se aplica entonces un aislante eléctrico plástico, tal como un barniz espeso independientemente sobre cada islote. Esta operación puede automatizarse por una máquina (idéntica a la utilizada para el moldeado de los conductores de potencia) que deposita la resina mientras se desplaza progresivamente en zigzag 46, como se representa esquemáticamente en la figura 10a.

Como se ilustra en la figura 10b, el circuito 43 asociado, externo al inversor 30 híbrido puede disponerse sobre el inversor 30 híbrido.

10 Como se ha mencionado anteriormente, es posible utilizar un blindaje electrostático en la forma de "cámara electrostática" o jaula de Faraday, cuyo principio se ilustra en las figuras 11a y 11b. El principio consiste en rodear una parte de un conductor 57 aislado puesto al desnudo 50, 51 o una conexión 55, 56 de potencia de cada área 3, 4 por una jaula 53, 54 de Faraday metálica puesta al potencial de la estructura 10. De este modo, la presión en el interior de la cámara 53, 54 electrostática puede bajar libremente mientras que la diferencia de tensión eléctrica entre el conductor 50, 51 puesto al desnudo o la conexión 55, 56 de potencia y las paredes de la jaula 53, 54 de Faraday está limitada a una tensión eléctrica inferior a la tensión crítica de Paschen. De ese modo también, la tensión entre las dos partes del conductor 50, 51 desnudo o unas conexiones 55, 56 de potencia puede ser superior a la tensión crítica de Paschen sin implicar riesgo de descarga parcial.

20 Esto permite poder efectuar una conexión fácilmente desenchufable, sin dañar un aislante plástico, para una eventual reparación antes de la utilización.

En el caso del aire, si la alimentación de 400 V es simétrica $-200\text{ V} / +200\text{ V}$, la diferencia de potencial entre una conexión 55, 56 y los muros de la "cámara electrostática" 53, 54 permanece inferior a la tensión crítica de Paschen.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Dispositivo de alimentación de potencia de un artefacto aeroespacial que comprende una alimentación eléctrica en la que se configura un punto (9) de potencial intermedio para ser conectado a la masa (10) mecánica del artefacto aeroespacial formando dos áreas de tensiones eléctricas (3, 4) en el interior de cada una de las cuales la diferencia máxima de potencial eléctrico no supera la tensión eléctrica crítica de la ley de Paschen, comprendiendo cada área (3, 4) un aislamiento eléctrico independiente.
2. Dispositivo según la reivindicación 1, en el que cada área (3, 4) comprende una fuente (1, 2) de alimentación eléctrica distinta.
- 10 3. Dispositivo según la reivindicación 1, en el que cada área (3, 4) comprende la alimentación eléctrica proporcionada por una de las dos salidas de un puente divisor (20) de tensión eléctrica aplicado a una única fuente (21) de alimentación eléctrica.
4. Dispositivo según la reivindicación 1, en el que cada área (3, 4) comprende respectivamente la alimentación eléctrica proporcionada por una parte de las células (16) eléctricas de una única fuente de alimentación eléctrica y por el resto de las células (17) eléctricas de la fuente de alimentación eléctrica.
- 15 5. Dispositivo según una de las reivindicaciones anteriores, en el que el punto (9) de potencial intermedio es el punto medio, que separa de manera simétrica las dos áreas (3, 4) de tensiones eléctricas.
6. Dispositivo según la reivindicación 5 en dependencia de la reivindicación 2, en el que cada área (3, 4) comprende una fuente de alimentación eléctrica idéntica.
- 20 7. Dispositivo según la reivindicación 5 en dependencia de la reivindicación 3, en el que el puente (20) divisor de tensión eléctrica utiliza dos resistencias (R1, R2) idénticas en serie, de manera que proporcione en cada una de las dos salidas del puente (20) divisor de tensión eléctrica, unas tensiones eléctricas iguales para cada área (3, 4).
8. Dispositivo según la reivindicación 5 en dependencia de la reivindicación 4, en el que cada área (3, 4) comprende respectivamente la alimentación eléctrica proporcionada por un número idéntico de células eléctricas de una única fuente de alimentación eléctrica.
- 25 9. Dispositivo según una de las reivindicaciones anteriores, que comprende además una impedancia (Z) configurada para estar dispuesta entre el punto (9) de potencial intermedio y la masa (10) mecánica del artefacto aeroespacial.
10. Dispositivo según una de las reivindicaciones anteriores, que comprende además al menos un inversor (30) híbrido provisto de una caja (32) externa eléctricamente aislante configurada para controlar al menos una fase respectiva del motor eléctrico polifásico del artefacto aeroespacial y alimentada por las dos áreas (3, 4) de tensiones eléctricas.
- 30 11. Dispositivo según la reivindicación 10, en el que dicho inversor híbrido (30) comprende conductores de potencia recubiertos de una capa (31) eléctricamente aislante y directamente encapsulados en dicha caja (32) externa del inversor (30) híbrido.
12. Dispositivo según la reivindicación 10 u 11, en el que dicho inversor (30) híbrido comprende al menos un chip electrónico interno y/o una interconexión interna encapsulada(s) en un aislante (41) eléctrico plástico.
- 35 13. Dispositivo según una de las reivindicaciones 10 a 12, en el que dicho inversor (30) híbrido comprende al menos una interfaz (33) de potencia encapsulada en un aislante (38) eléctrico plástico.
14. Dispositivo según la reivindicación 13, en el que cada interfaz (33) de potencia está encapsulada independientemente en dicho aislante (38) eléctrico plástico.
- 40 15. Dispositivo según una de las reivindicaciones 10 a 14, en el que dicho inversor (30) híbrido comprende al menos una interfaz de bajo nivel de control que comprende al menos un hilo provisto de una funda eléctricamente aislante y/o al menos un circuito (40) flexible eléctricamente aislado.
16. Dispositivo según la reivindicación 15, que comprende al menos un circuito (43) externo al inversor (30) híbrido, conectado a la interfaz (40) de bajo nivel de control, que comprende el menos una parte (45) recubierta con un aislante eléctrico plástico.
- 45 17. Dispositivo según una de las reivindicaciones anteriores, en el que al menos un aislante eléctrico de un área (3, 4) comprende al menos una cámara electrostática.
18. Sistema de control de actuadores eléctricos de un lanzador espacial que comprende un dispositivo según una de las reivindicaciones 10 a 17, accionando el motor eléctrico polifásico un actuador.
- 50 19. Lanzador espacial provisto de un sistema según la reivindicación 18.

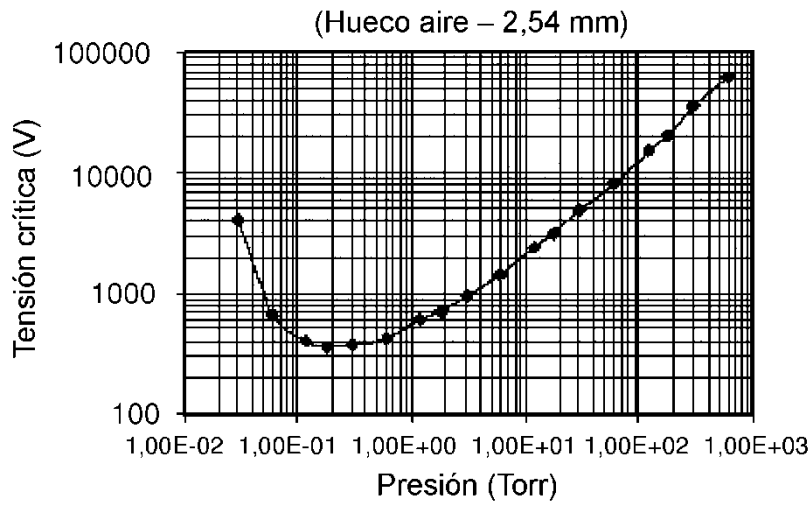


FIG.1

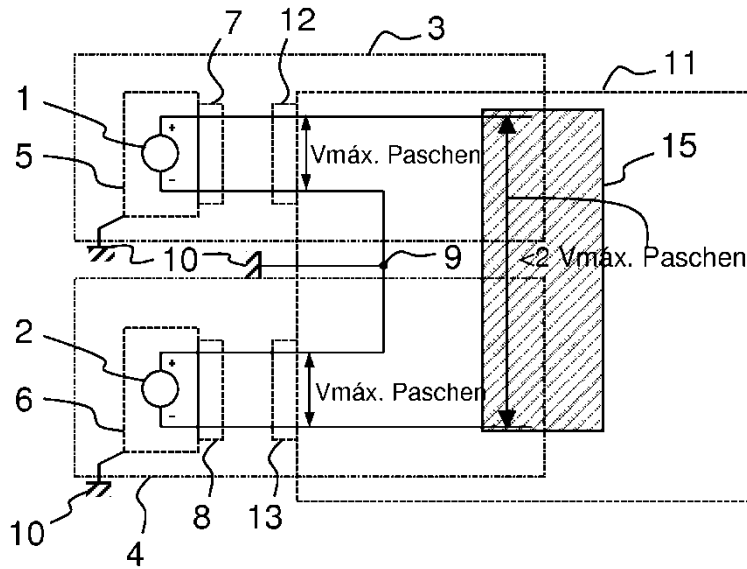


FIG.2A

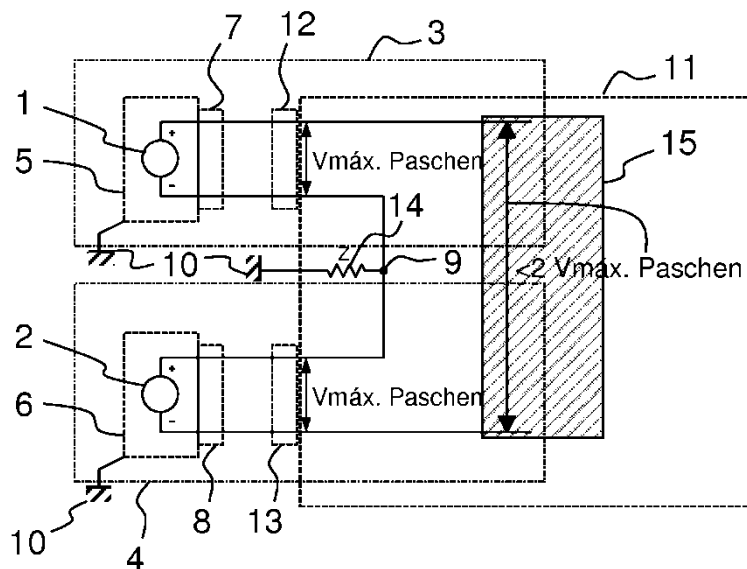


FIG.2B

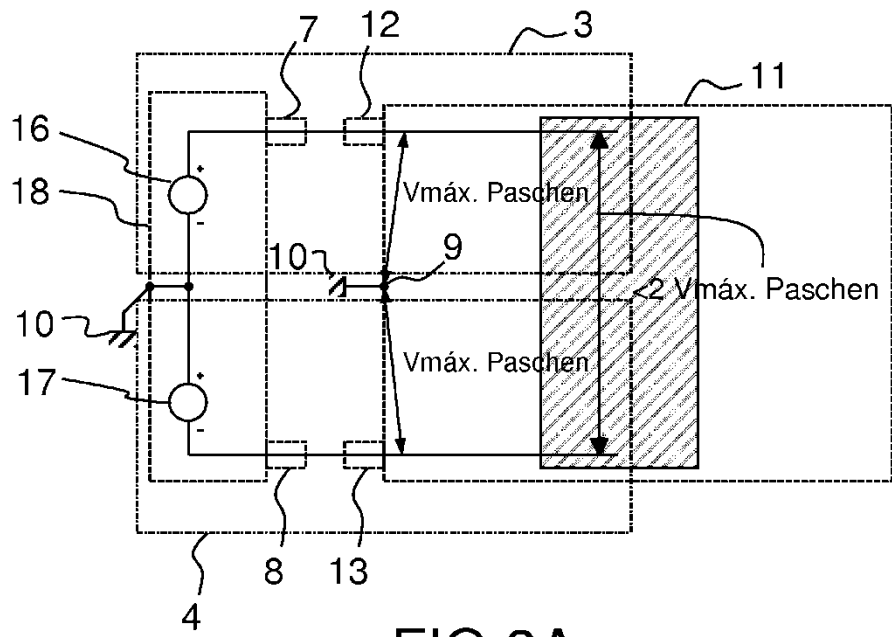


FIG.3A

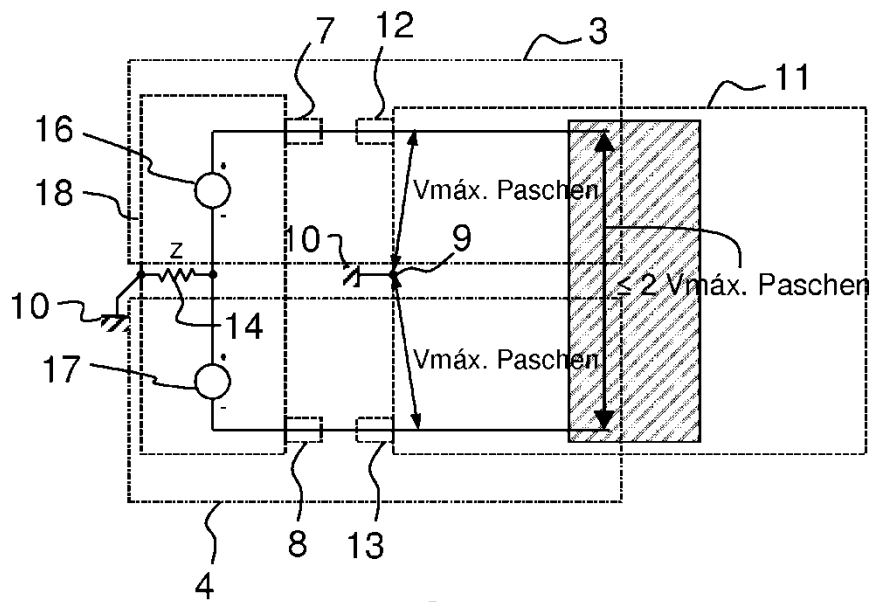


FIG.3B

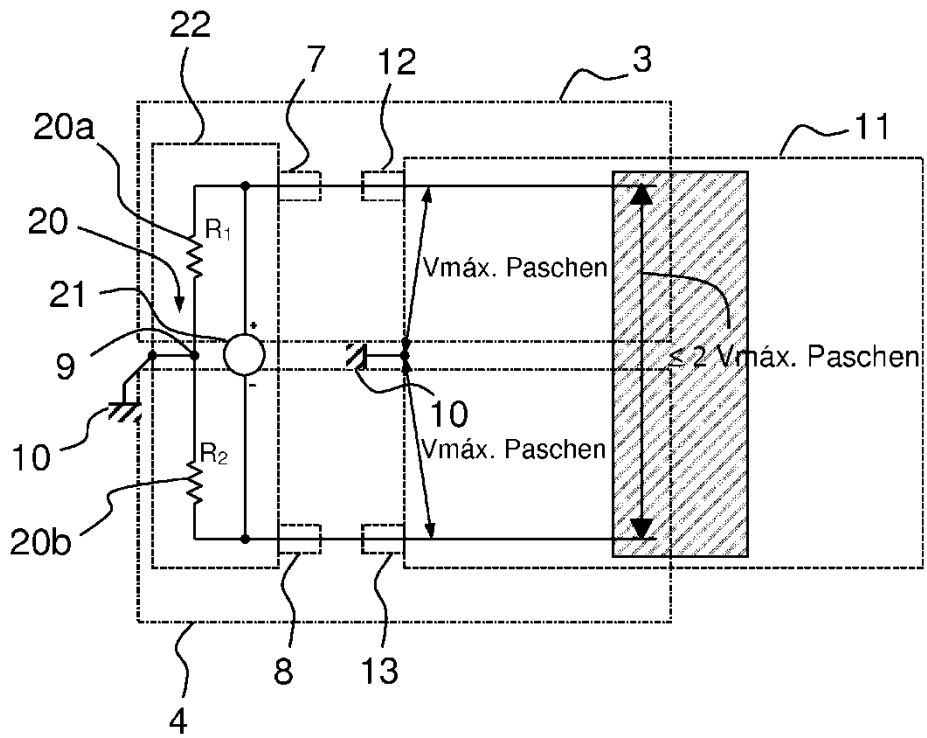


FIG.4A

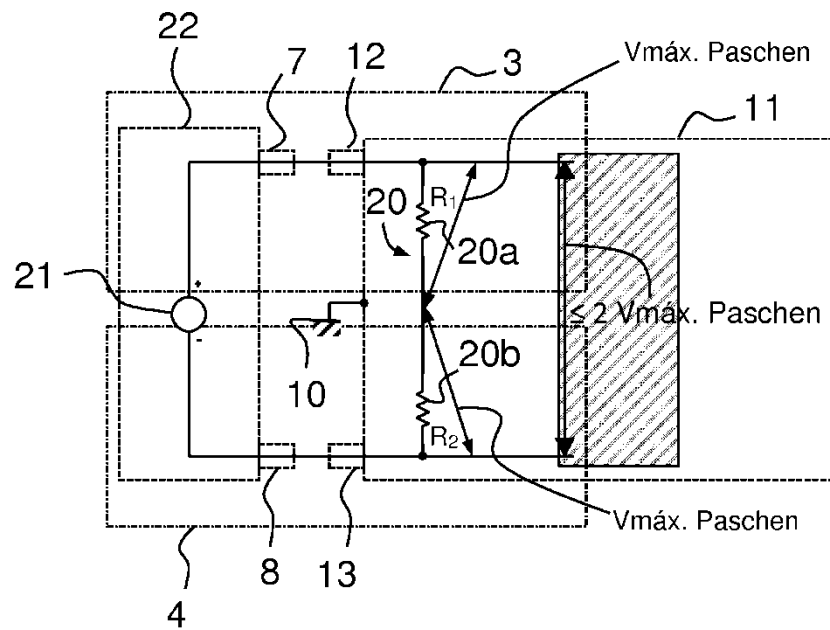


FIG.4B

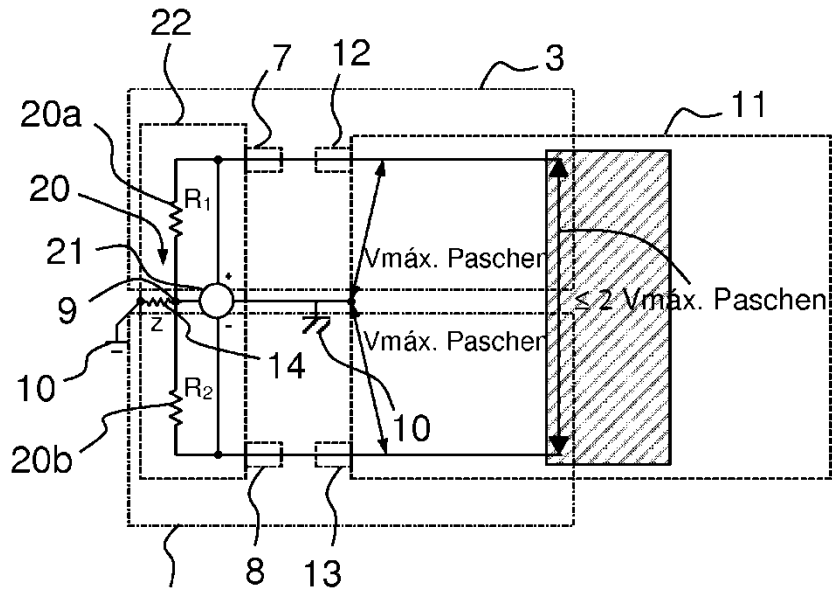


FIG.4C

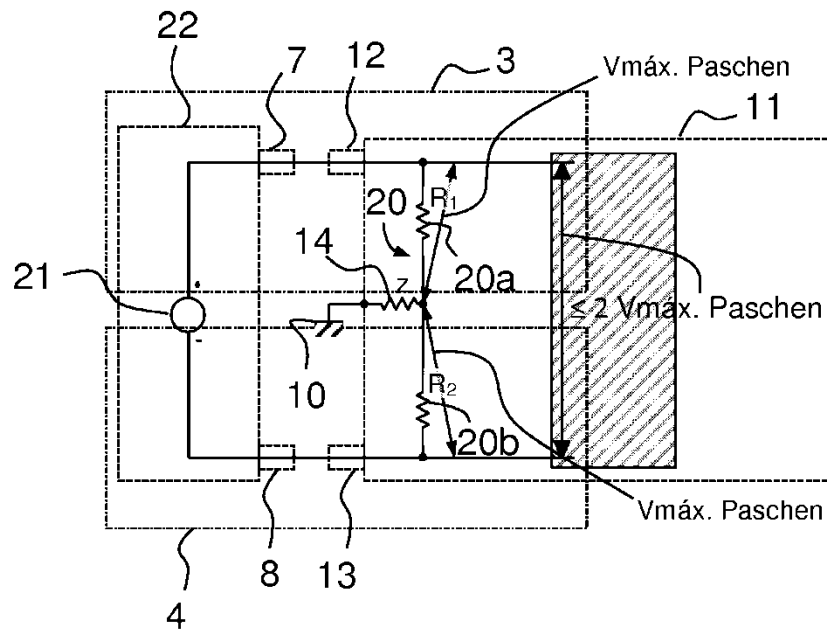


FIG.4D

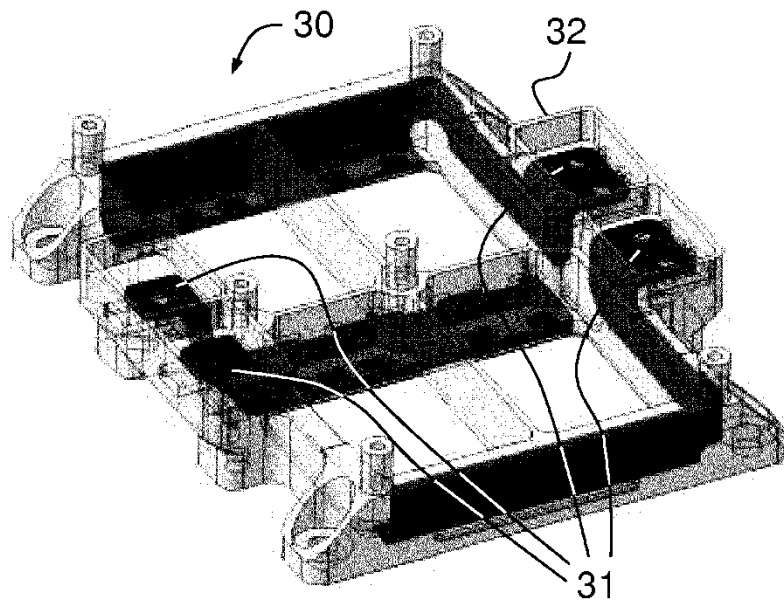


FIG. 5A

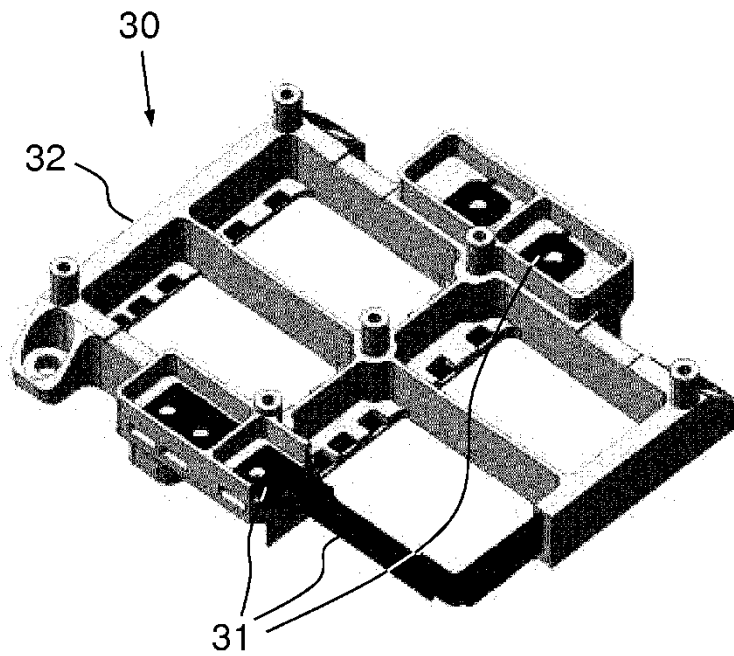


FIG. 5B

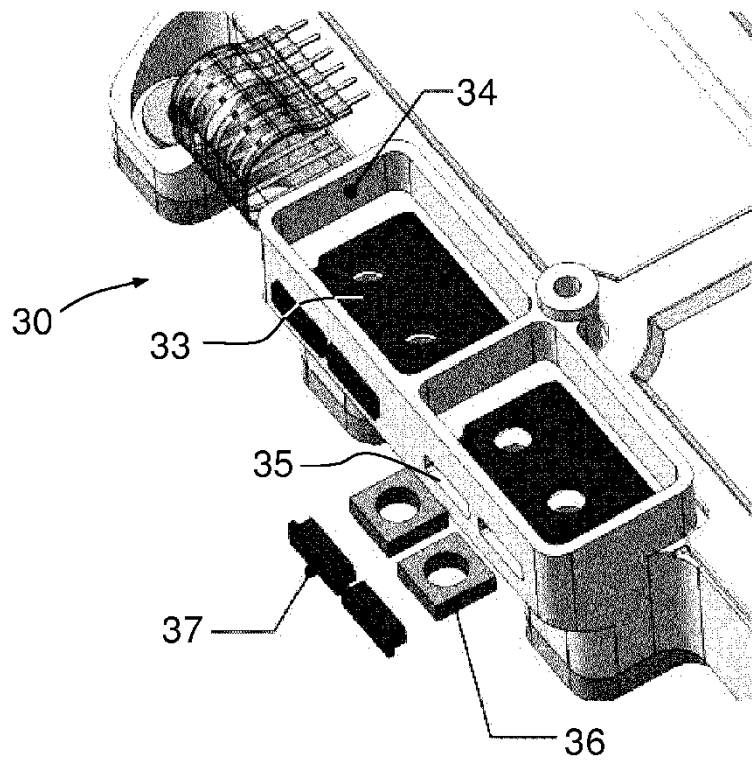


FIG.6

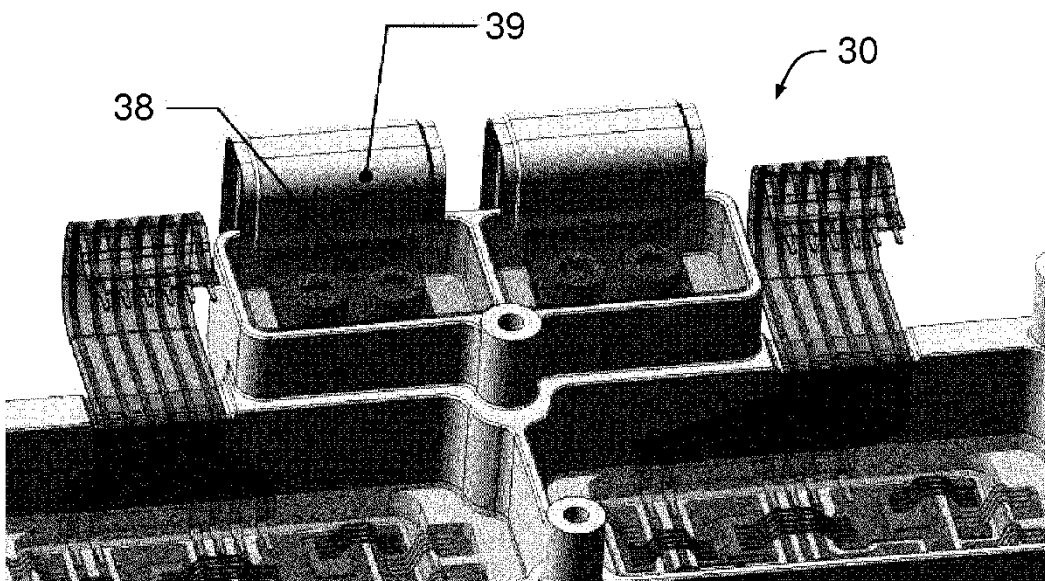


FIG.7

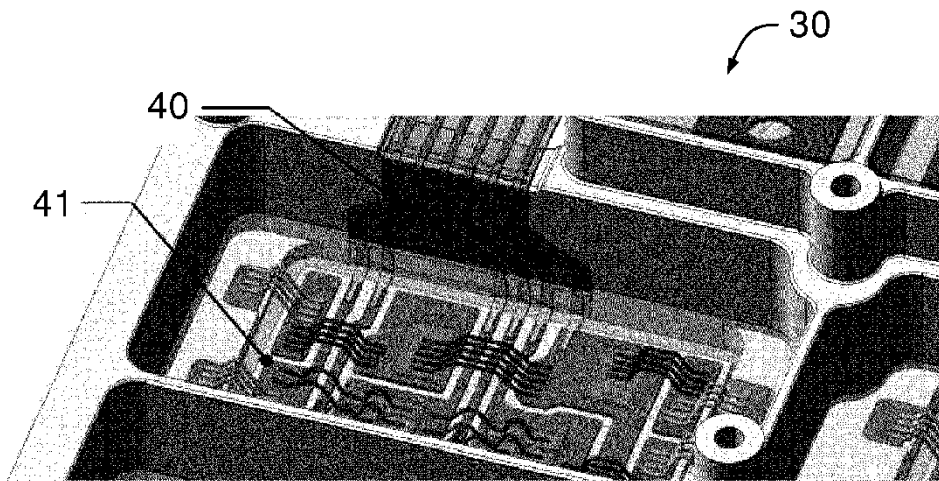


FIG. 8

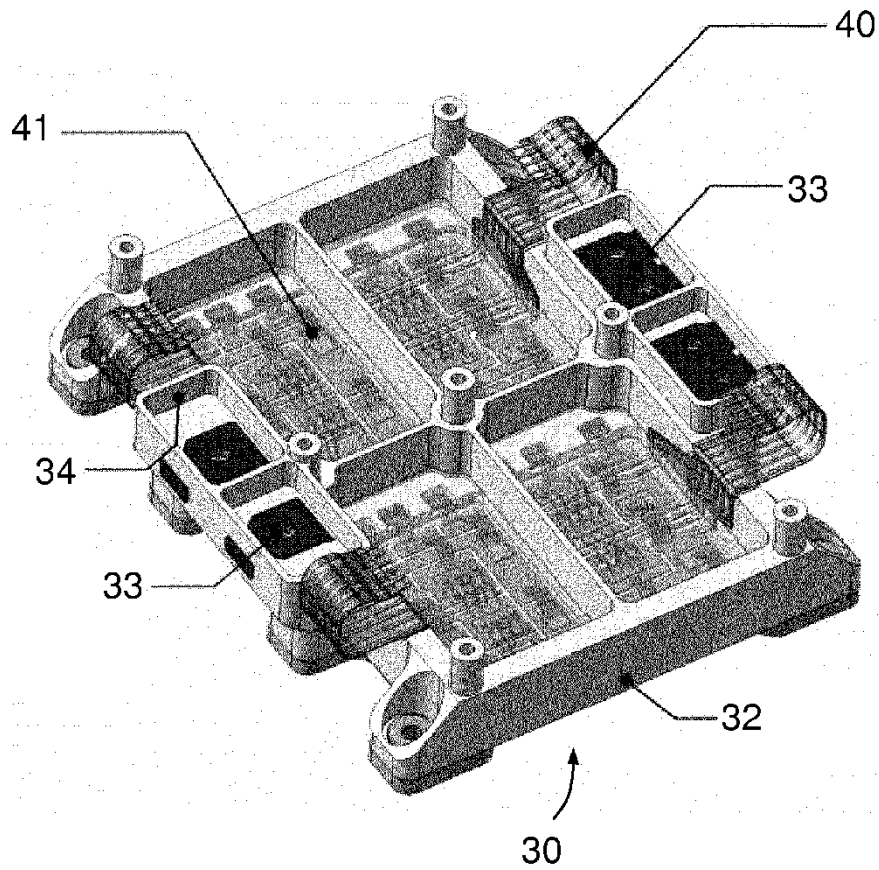


FIG. 9

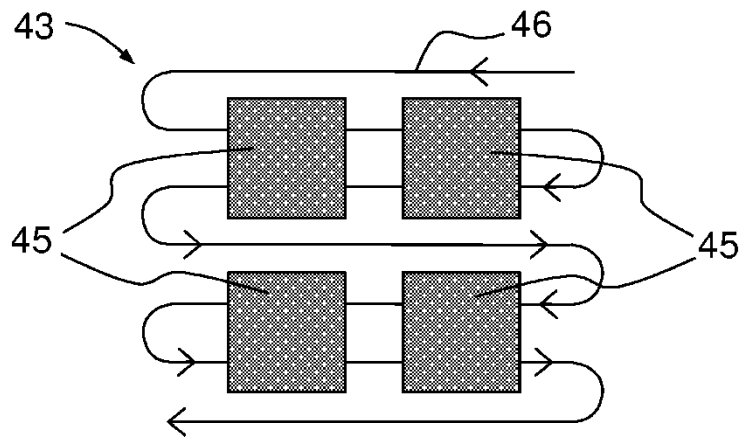


FIG.10a

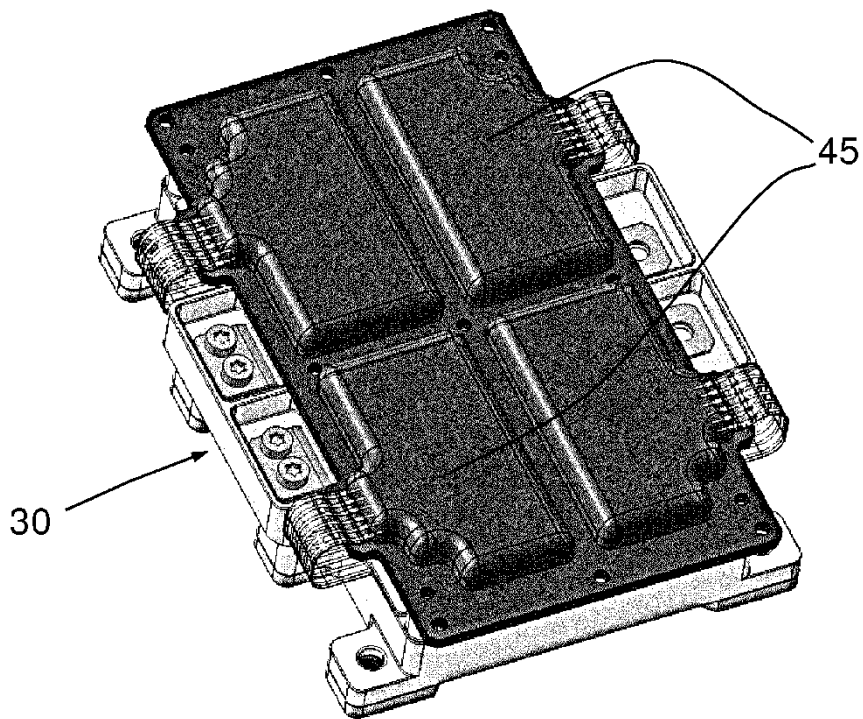


FIG.10b

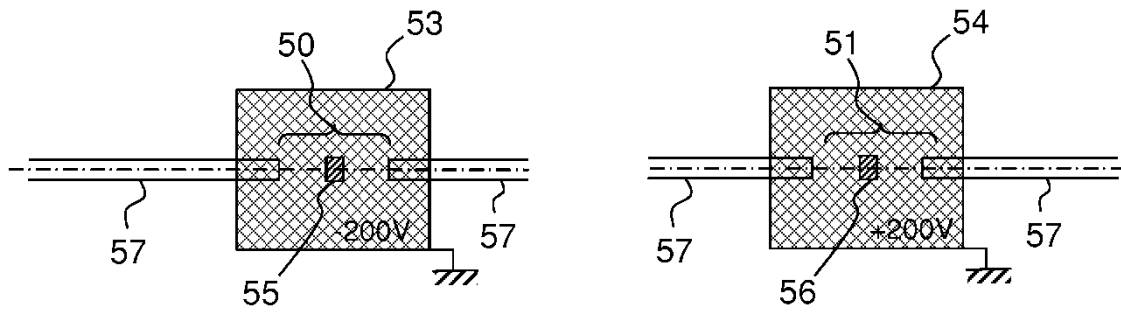


FIG.11a

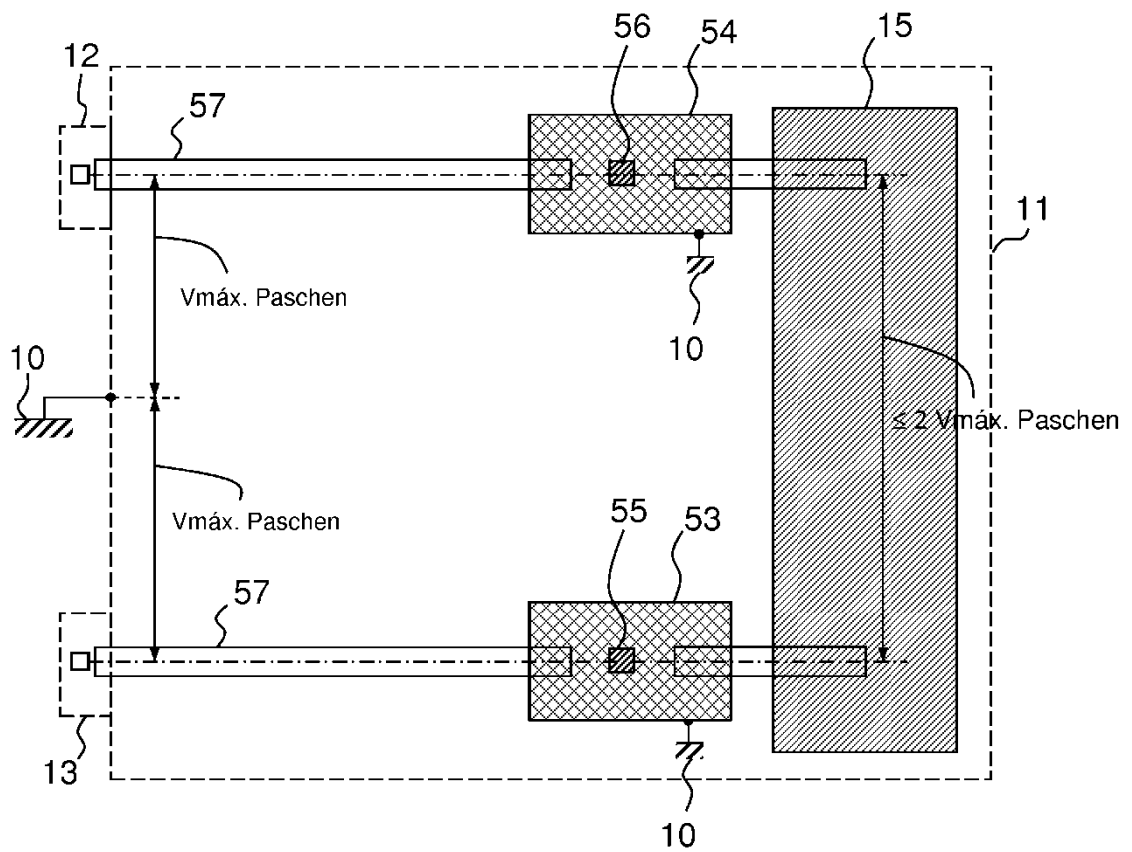


FIG.11b