

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 605 600**

51 Int. Cl.:

**B29C 65/50** (2006.01)

**B29C 70/44** (2006.01)

**B64D 45/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.06.2013 E 13171559 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **12.10.2016 EP 2674282**

54 Título: **Método para producir una porción de sección cerrada de una aeronave provista de sensores de deformación**

30 Prioridad:

**11.06.2012 IT TO20120504**

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

**15.03.2017**

73 Titular/es:

**LEONARDO S.P.A. (100.0%)  
Piazza Monte Grappa 4  
00195 Roma, IT**

72 Inventor/es:

**INSERRA IMPARATO, SABATO;  
LAURIA, GIUSEPPE;  
RECCHIA, SERGIO;  
RUSSOLILLO, ALBERTO;  
ARNONE, CARLO;  
DE VITA, VINCENZO y  
FIORE, ANTONIO**

74 Agente/Representante:

**PONS ARIÑO, Ángel**

ES 2 605 600 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

Método para producir una porción de sección cerrada de una aeronave provista de sensores de deformación

5 La presente invención se refiere a un método para producir una porción de sección cerrada de una aeronave provista de sensores de deformación.

En el documento EP 0 582 160 A1 se da a conocer un método de producción de porciones de sección cerrada de una aeronave.

10 Son conocidos los métodos para producir estructuras de aeronave que comprenden las siguientes etapas:

- insertar dentro de un molde, equipado con una primera parte y una segunda parte, al menos una primera lámina de material compuesto, al menos una segunda lámina de material compuesto orientada hacia la primera lámina y separada de la misma, y unos elementos de interconexión en un material laminar compuesto que se extiendan entre la primera y la segunda lámina de material compuesto, para delimitar una cavidad alargada;
- insertar una herramienta (conector) dentro de la cavidad alargada, que comprende un cuerpo rígido alargado delimitado por una serie de caras planas y que tiene una sección transversal correspondiente a la de la cavidad – estando toda la longitud del cuerpo rígido cubierta y envuelta en un saco tubular fabricado de un material deformable;
- crear un vacío en un autoclave, dentro del cual está dispuesto el molde, para permitir la expansión del saco, que presiona contra las paredes de la cavidad durante un ciclo de calentamiento en el que las láminas de material compuesto se fusionan entre sí; y
- extraer la herramienta de la cavidad al final del ciclo de calentamiento, después de haber restablecido la presión original - quedando delimitada la cavidad, al final del primer ciclo de calentamiento, por las paredes rígidas de una estructura de aeronave de sección cerrada.

El objeto de la presente invención es proporcionar un método que permita aplicar - de manera sencilla y eficaz - sensores de deformación dentro de la estructura cerrada de aeronave así obtenida, con el fin de dotarla de sensores y permitir la medición directa de la deformación aplicada (en una fase de prueba o durante el uso) sobre la estructura de aeronave.

La presente invención consigue el objeto anterior en la medida en que se refiere a un método para producir una porción de sección cerrada de una aeronave, provista de sensores de deformación, que comprende las etapas de: a) insertar dentro de un molde, equipado con una primera parte y una segunda parte, al menos una primera lámina de material compuesto, al menos una segunda lámina de material compuesto orientada hacia la primera lámina y separada de la misma, y unos elementos de interconexión en un material laminar compuesto que se extiendan entre la primera y la segunda lámina de material compuesto, para delimitar una cavidad alargada; b) insertar dentro de la cavidad alargada una herramienta que comprende un cuerpo rígido alargado, delimitado por una serie de caras planas y que tiene una sección transversal correspondiente a la de la cavidad – estando toda la longitud de dicho cuerpo rígido cubierta y envuelta en un saco tubular fabricado con un material deformable; c) crear un vacío en un autoclave, dentro del cual está dispuesto el molde, para permitir la expansión del saco, que presiona contra las paredes de la cavidad durante un primer ciclo de calentamiento en el que las láminas de material compuesto se fusionan entre sí; d) extraer la herramienta de la cavidad al final del primer ciclo de calentamiento, después de haber restablecido la presión original – quedando delimitada dicha cavidad al final del primer ciclo de calentamiento por unas paredes rígidas; y **que comprende adicionalmente** las etapas de: e) preparar una cinta plana que tenga unas dimensiones que permitan depositarla sobre una cara de la herramienta, cubierta por un saco tubular fabricado con un material deformable; f) fijar de forma permanente un extensímetro sobre dicha cinta plana; g) disponer dicha cinta sobre la herramienta, con su primera cara, que soporta el extensímetro, orientada hacia la herramienta y el saco, y una segunda cara orientada hacia el exterior; h) depositar una capa adhesiva sobre la segunda cara de dicha cinta; i) insertar dicha herramienta que soporta dicha cinta en dicha cavidad; j) crear un vacío y efectuar un segundo ciclo de calentamiento para obtener la expansión de dicho saco de vacío, que efectúa el pegado por presión de dicha cinta sobre una pared de dicha cavidad; h) extraer dicha herramienta de dicha cavidad – quedando fijada integralmente dicha cinta al final de dicho segundo ciclo de calentamiento sobre una pared de dicha cavidad, de tal manera que cualquier deformación aplicada sobre dicha pared se transmita a dicho extensímetro.

A continuación se ilustrará la invención con referencia a las figuras adjuntas, en las que:

- las Figuras 1-6 muestran etapas sucesivas del método de acuerdo con la presente invención; y
- las Figuras 7 y 8 muestran detalles del método.

Con referencia a la **Figura 1**, se muestra una primera etapa del método de la presente invención en la que se usa un molde 2 (de tipo conocido y que, por lo tanto, se muestra de manera absolutamente esquemática), que está equipado con una primera parte superior o herramienta superior 2a y una segunda parte inferior o herramienta inferior 2b, que puede moverse entre una posición abierta (no mostrada) y una posición cerrada (mostrada en las figuras) ante el empuje de unos actuadores (no mostrados).

Se dispone lo siguiente en el interior del molde 2: al menos un primer laminado 3 de material compuesto (normalmente, fibra de carbono impregnada) y al menos un segundo laminado 4 de material compuesto (normalmente, fibra de carbono impregnada), orientado hacia el primer laminado 3 y separado del mismo; y unos elementos de interconexión 5 (elementos laterales fabricados con un laminado de material compuesto) que se extienden entre el primer y el segundo laminados 3 y 4 de material compuesto, para delimitar al menos una cavidad alargada 7 a lo largo de un eje 8.

En el ejemplo de la Figura 1, el primer laminado y el segundo laminado 3 y 4 contenidos en las respectivas porciones 2a y 2b están situados sobre planos que se cruzan entre sí, y los elementos de interconexión 5 tienen una sección transversal en forma de I, para definir una pluralidad de aberturas 7 que tienen una sección aproximadamente trapezoidal.

En el método de acuerdo con la invención se usa una herramienta 10 (**Figura 2** - esta herramienta, conocida como "conector", es de tipo conocido y no se describirá con más detalle) que está formada por un cuerpo rígido alargado 13, delimitado por una serie de caras planas 11a, 11b, 11c, 11d, 11e y 11f y que tiene una sección transversal correspondiente a la de la cavidad 7. En el ejemplo, la herramienta 10 tiene una sección trapezoidal y está delimitada por cuatro caras laterales planas 11a, 11b, 11c y 11d, rectangulares, y por dos caras extremas planas 11e y 11f, trapezoidales. La herramienta 10 comprende un saco tubular 12 que cubre y envuelve toda la longitud del cuerpo rígido 13. El saco 12 está fabricado con un material plástico, deformable y extensible.

La herramienta 10 se inserta posteriormente en el interior de la cavidad alargada 7, disponiéndola coaxialmente al eje 8 (**Figura 3**).

El molde 2 se coloca en un autoclave (no mostrado), en el que se crea un vacío (normalmente con una presión relativa de -950 mbar) para permitir la expansión del saco 12 (que está sellado), de modo que presione contra las paredes de la cavidad 7. También se calienta el autoclave (normalmente a una temperatura de 180 °C) para efectuar la compactación y la polimerización de la estructura cerrada, en la que los laminados 3, 4 y 5 de material compuesto se fusionan entre sí.

Al final del primer ciclo de calentamiento, se restablece la presión original (lo que permite que el saco 12, previamente expandido, se aplaste) y se extrae la herramienta 10 de la respectiva cavidad 7.

De esta manera, se produce una estructura de aeronave de sección cerrada (Figura 4) (por ejemplo, una sección de ala) en la que las paredes rígidas 3, 4 y 5 delimitan una cavidad interna 7.

De acuerdo con la presente invención, se efectúan sucesivas etapas para disponer al menos un sensor de deformación en la estructura de aeronave de sección cerrada, utilizando la misma herramienta 10 previamente utilizada y anteriormente descrita.

En particular, se prepara una cinta plana 15 (Figura 5) que tiene unas dimensiones que permitan depositarla sobre una cara de la herramienta 10; por ejemplo, la cinta 15 puede tener un perímetro rectangular con unos lados  $l_1$  e  $l_2$  inferiores (o iguales) a los lados  $L_1$  y  $L_2$  de una cara (por ejemplo, la cara 11a) de la herramienta 10 sobre la que se coloca la cinta (la cinta 15 se coloca con sus lados paralelos a los respectivos lados de la cara - 11a en el ejemplo).

La cinta 15 está fabricada con fibra de vidrio o con un material equivalente, con la característica de presentar un coeficiente de expansión bajo carga mucho más bajo que el de la estructura a la que se fije de forma permanente. De esta manera, la cinta 15 puede transmitir la deformación de carga de la estructura de aeronave sobre la que esté dispuesta a los sensores de deformación de los que está provista, sin alterar sensiblemente la rigidez global del conjunto.

Se fija a la cinta 15 de forma permanente lo siguiente:

- al menos un extensímetro laminar 17, fabricado usando técnicas conocidas y que tenga un espesor reducido; y
- un cable plano 25 con unas pistas de conexión eléctrica 26 para el extensímetro 17, fabricado sobre un soporte de plástico flexible aislante, por ejemplo Kapton.

Las operaciones de fijación del extensímetro laminar 17 y del cable plano 25 a la cinta 15 pueden comprender:

- una etapa de descontaminación y desengrasado (llevado a cabo, por ejemplo, usando alcohol isopropílico) sobre el área de la cinta 15 sobre la que se va a disponer el extensímetro 17;
- una etapa de desbaste (llevada a cabo utilizando herramientas conocidas) sobre la zona de la cinta 15 sobre la que se va a disponer el extensímetro 17;
- una etapa de pegado del extensímetro 17 sobre la cinta 15, llevada a cabo utilizando pegamentos conocidos, por ejemplo del tipo epoxi que polimeriza a temperatura ambiente;
- una etapa de pegado del cable plano 25 sobre la cinta 15, usando cinta adhesiva de doble cara (que no se muestra por simplicidad);

## ES 2 605 600 T3

- una etapa de control final en la que se comprueba la fijación completa del extensómetro laminar 17 a la cinta 15 (por ejemplo, controlando la ausencia de burbujas de aire y/o de áreas del extensómetro sin pegamento);
- una etapa de conexión de los terminales eléctricos del extensómetro 17 a las pistas de conexión eléctrica 26 del cable plano 25, por soldadura.

5 Las operaciones de fijación anteriormente mencionadas pueden llevarse a cabo en un banco 19, que se muestra en la Figura 5 con líneas de trazos.

10 A continuación se cubre la herramienta 10, desde el centro, con un saco tubular 12 de nylon, con un tejido de ventilación (que no se muestra por simplicidad) y con una capa de película de separación (que no se muestra por simplicidad), se envuelve en forma tubular y se sella longitudinalmente a todo lo largo con cinta adhesiva. Se aplica entonces un vacío relativo (normalmente -100 mbar) a esta última capa, de modo que todo el material de envoltura se adhiera a la herramienta 10, lo que garantiza una forma geométrica precisa.

15 Después, se dispone la cinta 15 (véase la flecha indicada en la Figura 5) sobre la herramienta cubierta 10, con su primera cara 15a, que soporta el extensómetro 17, orientada hacia la capa de película de separación y el saco 12, y una segunda cara 15b orientada al exterior.

20 La segunda cara 15b se cubre completamente con una capa adhesiva delgada 23 (por ejemplo, utilizando una película adhesiva de epoxi que polimeriza a 120 °C).

A continuación se lleva a cabo el posicionamiento estable de la cinta sobre la herramienta cubierta 10, usando cinta adhesiva 22 de doble cara.

25 La herramienta cubierta 10 que soporta la cinta 15, equipada como se ha descrito, se inserta de nuevo en la respectiva cavidad de la estructura de aeronave (**Figura 6**), ajustando la posición de inserción para obtener el posicionamiento deseado del extensómetro con respecto a la estructura cerrada.

30 Después, se sella el saco tubular 12 de nylon, dispuesto de antemano sobre la herramienta 10, en cada uno de los extremos longitudinales de la cavidad envuelta dentro de la superficie cerrada, obteniendo de este modo un único volumen constituido por la superficie interior de la cavidad de la pieza y por la superficie del saco de nylon.

35 Se aplica entonces un vacío a este volumen que, al hacer que el saco 12 de nylon se adhiera a la superficie interior de la pieza, empuja la cinta 15 contra la superficie interior de la pieza.

Se inserta entonces todo en un autoclave, en el que, mediante un ciclo a 120 °C con una presión relativa de 3 bar, la cinta se pega a la superficie interior de la estructura a través de la polimerización de la película adhesiva 23.

40 De esta manera, el extensómetro 17 queda permanentemente conectado a la pared.

Al finalizar el segundo ciclo de calentamiento, se extrae la herramienta 10 de la cavidad 7. De esta manera, se fija integralmente la cinta 15 a la pared de la cavidad, de manera que cualquier deformación aplicada a esta pared se transmita al extensómetro 17. La estructura de aeronave pasa a ser de este modo "sensométrica", por medio del extensómetro 17 que está "incrustado" en la propia estructura.

45 El método de la presente invención permite por lo tanto proporcionar sensores a elementos estructurales de sección cerrada (por ejemplo, paneles de ala), con el propósito de monitorizar la deformación por carga durante pruebas mecánicas y/o durante el funcionamiento.

50 El cableado del extensómetro se proporciona mediante una pluralidad de conductores metálicos flexibles, que tienen unos primeros extremos conectados a los terminales de salida 17t del extensómetro 17 (Figuras 7 y 8), y unos segundos extremos (no mostrados) que salen desde la cavidad 7. Al concluir las operaciones anteriormente mencionadas, el cable plano flexible 25 se extiende dentro de la cavidad formada en la estructura de aeronave.

55 El posicionamiento y disposición de los extensómetros 17 se lleva usando las mismas herramientas ligeras (herramienta 10) que ya están disponibles durante el ciclo de producción.

**REIVINDICACIONES**

1. Un método para producir una porción de sección cerrada de una aeronave, provista de sensores de deformación, que comprende las etapas de:

- 5 a) insertar dentro de un molde (2), equipado con una primera parte (2a) y una segunda parte (2b):
- al menos una primera lámina (3) de material compuesto,
  - al menos una segunda lámina (4) de material compuesto orientada hacia la primera lámina y separada de la misma; y
  - unos elementos de interconexión (5) en un material laminar compuesto, que se extienden entre la primera y la segunda láminas (3 y 4) de material compuesto, para delimitar una cavidad alargada (7);

15 b) insertar una herramienta (10) (conector) dentro de la cavidad alargada (7), comprendiendo dicha herramienta (10) un cuerpo rígido alargado, delimitado por una serie de caras planas (11) y que tiene una sección transversal correspondiente a la de la cavidad (7) –estando toda la longitud de dicho cuerpo rígido cubierta y envuelta en un saco tubular (12) fabricado con un material deformable;

20 c) crear un vacío en un autoclave, dentro del cual se dispone el molde para permitir la expansión del saco (12), que presiona contra las paredes de la cavidad durante un primer ciclo de calentamiento en el que las láminas de material compuesto se fusionan entre sí;

d) extraer la herramienta de la cavidad (7) al final del primer ciclo de calentamiento, después de haber restablecido la presión original – quedando delimitada dicha cavidad al final del primer ciclo de calentamiento por unas paredes rígidas,

25 comprendiendo adicionalmente el método las etapas de:

e) preparar una cinta plana (15) que tiene unas dimensiones ( $l_1$  por  $l_2$ ) que permiten depositarla sobre una cara (11a) de la herramienta cubierta (10) por un saco tubular (12), fabricado con un material deformable;

f) fijar de forma permanente un extensímetro (17) sobre dicha cinta plana (15);

30 g) disponer dicha cinta (15) sobre la herramienta con su primera cara (15a), que soporta el extensímetro (17), orientada hacia la herramienta y el saco, y una segunda cara (15b) orientada hacia el exterior;

h) depositar una capa de adhesivo (23) sobre la segunda cara (15b) de dicha cinta (15);

i) insertar dicha herramienta (10), que soporta dicha cinta (15), en dicha cavidad (7);

35 j) crear un vacío y efectuar un segundo ciclo de calentamiento para obtener la expansión de dicho saco de vacío (12), lo que lleva a cabo el pegado por presión de dicha cinta sobre una pared de dicha cavidad;

k) extraer dicha herramienta (10) de dicha cavidad – quedando fijada integralmente dicha cinta, al final de dicho segundo ciclo de calentamiento, a una pared de dicha cavidad, de tal manera que cualquier deformación aplicada a dicha pared se transmita a dicho extensímetro.

40 2. El método de acuerdo con la Reivindicación 1, en el que dicha cinta se fabrica con fibra de vidrio.

3. El método de acuerdo con la Reivindicación 1 o 2 en el que dicha etapa f) comprende la etapa de pegar dicho extensímetro sobre dicha cinta plana.

45 4. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que se dispone un cable plano de material aislante flexible (25), que soporta una pluralidad de pistas de metal (26) que pueden conectarse a los terminales (17t) de dicho extensímetro (17), sobre la primera cara (15a) de la cinta (15).

50 5. El método de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, en el que dicha cinta se fija sobre el saco tubular (12) de dicha herramienta cubierta (10) por medio de una cinta adhesiva de doble cara.

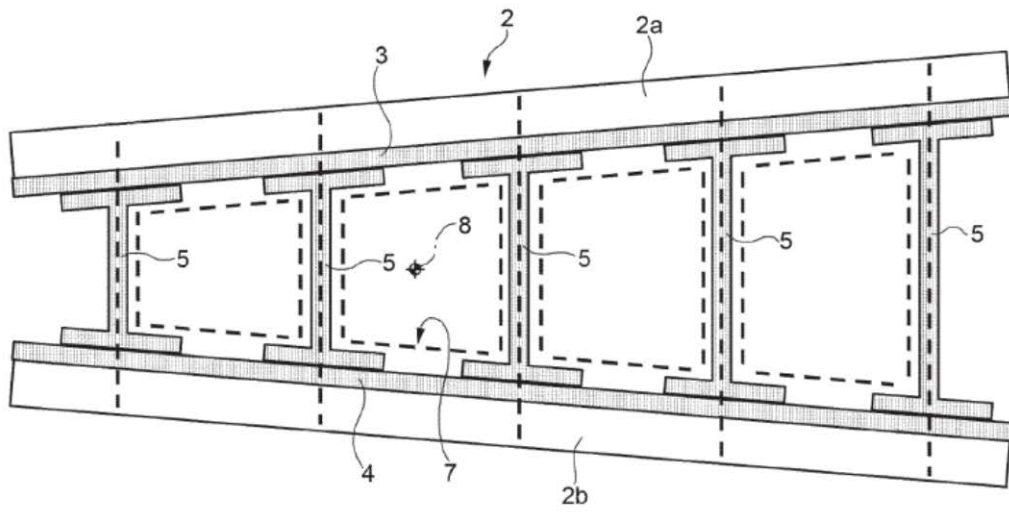
6. El método de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, en el que se lleva a cabo una etapa de descontaminación y desengrasado en el área de la cinta sobre la que se dispone dicho extensímetro.

55 7. El método de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, en el que se lleva a cabo una etapa de desbaste en el área de la cinta sobre la que se dispone dicho extensímetro.

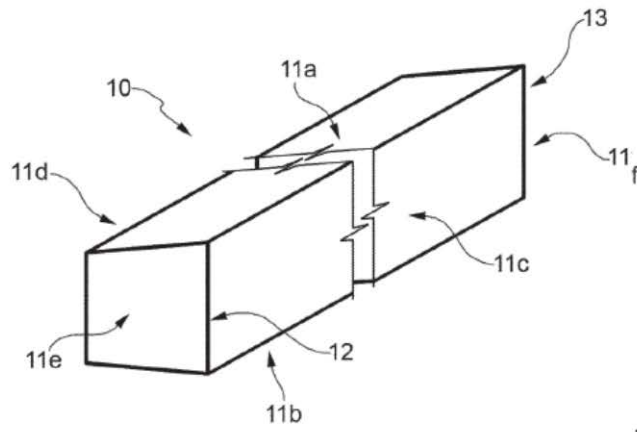
8. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que se lleva a cabo una etapa de control en la que se comprueba la fijación completa de dicho extensímetro sobre dicha cinta.

60 9. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que se incluye la etapa de disponer un tejido de ventilación y una película de separación entre dicha cinta (15) y dicho saco tubular (12).

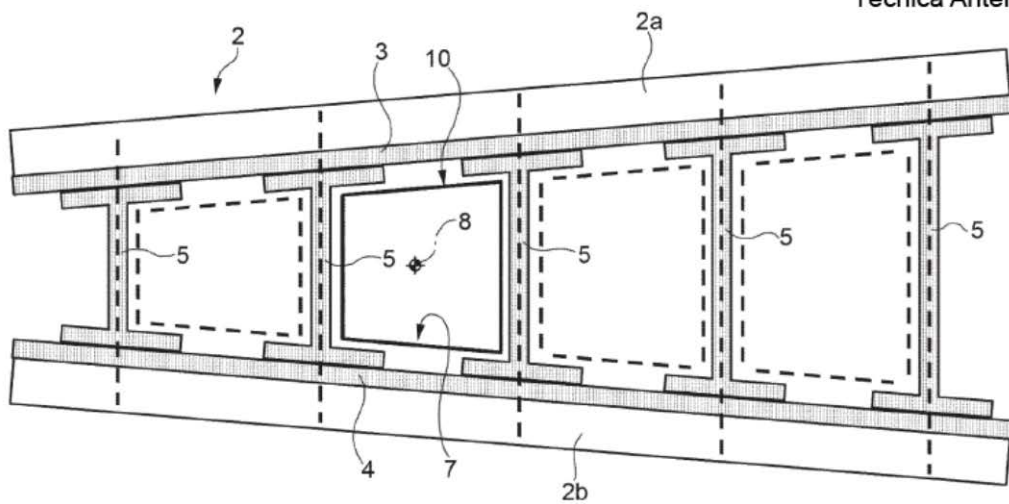
65 10. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que dicha cinta (15) tiene un coeficiente de expansión bajo carga menor que el de la estructura que delimita una pared de dicha cavidad.



**FIG. 1**  
Técnica Anterior



**FIG. 2**  
Técnica Anterior



**FIG. 3**  
Técnica Anterior

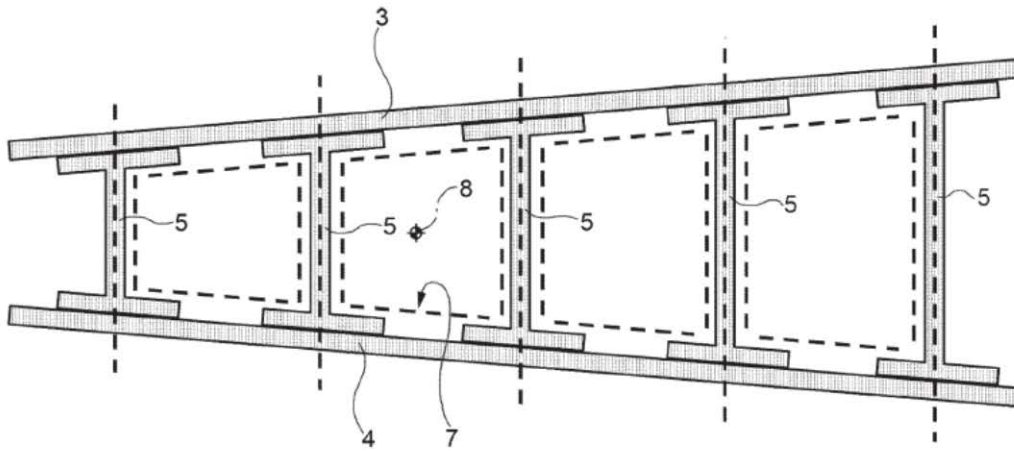


FIG. 4  
Técnica Anterior

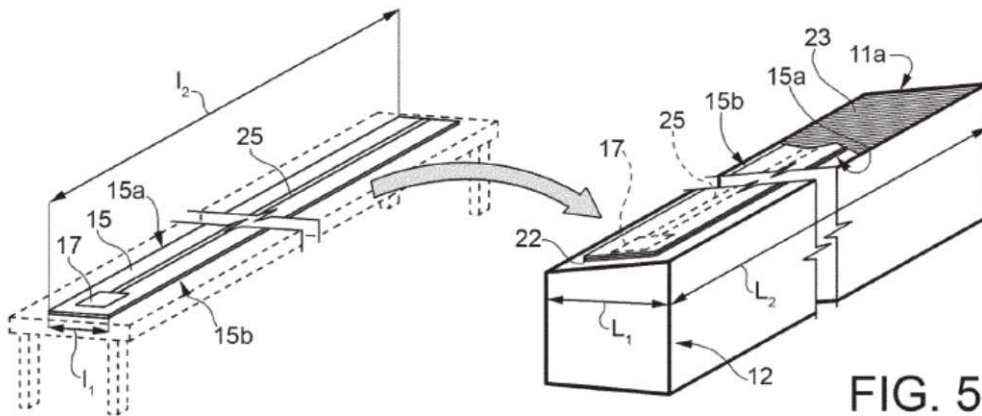


FIG. 5

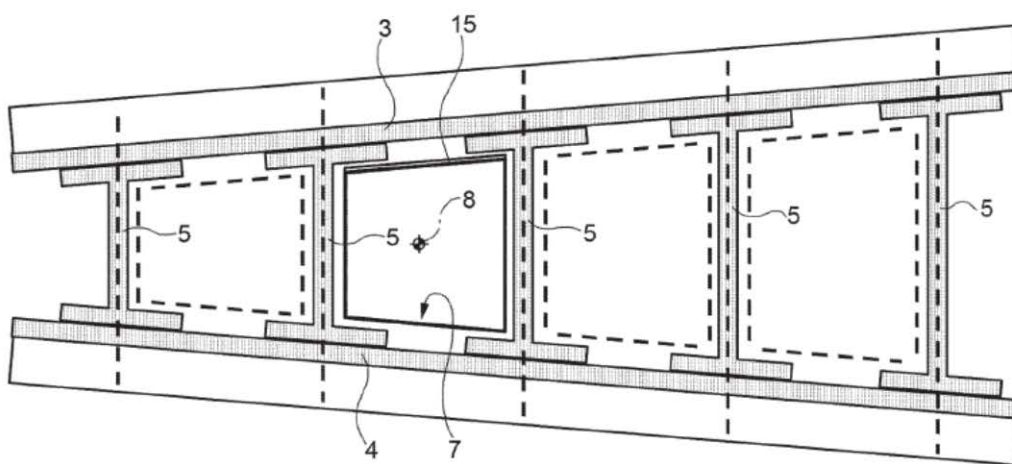


FIG. 6

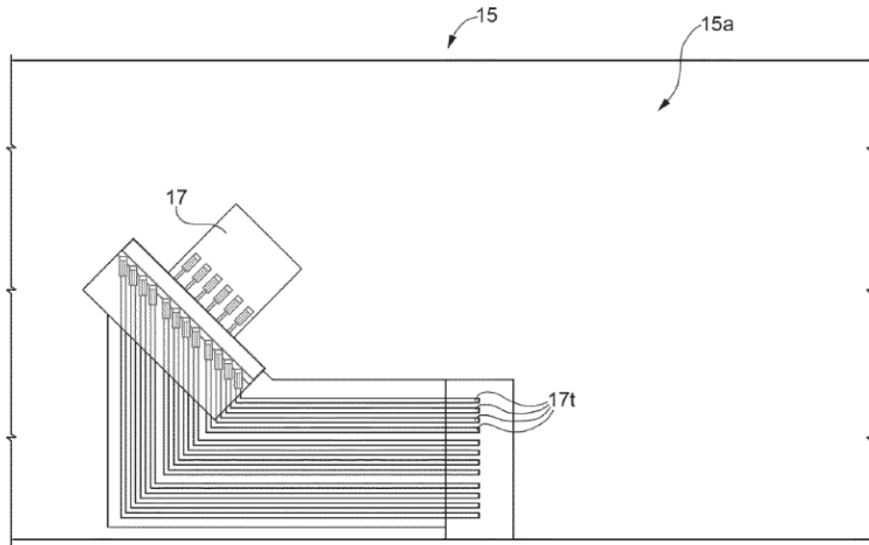


FIG. 7

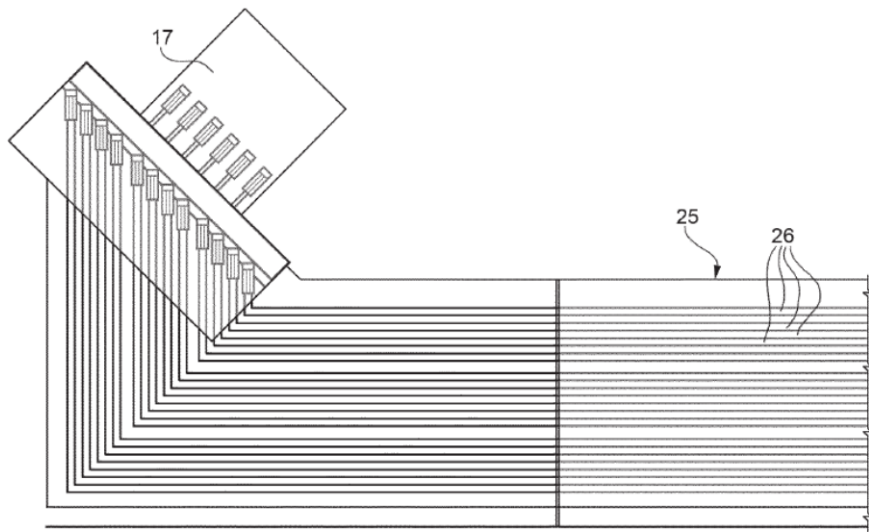


FIG. 8