

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 796 091**

51 Int. Cl.:

B29C 70/54 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **17.11.2015 PCT/GB2015/053477**

87 Fecha y número de publicación internacional: **26.05.2016 WO16079490**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.11.2015 E 15800889 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.05.2020 EP 3221131**

54 Título: **Producción de objetos**

30 Prioridad:

19.11.2014 GB 201420539

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

25.11.2020

73 Titular/es:

**BAE SYSTEMS PLC (100.0%)
6 Carlton Gardens
London SW1Y 5AD, GB**

72 Inventor/es:

**SANDERSON, STEVEN, NEIL y
BICKERSTAFF, VANESSA, GERMAINE**

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 796 091 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

Producción de objetos

Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a la producción de objetos, en particular, objetos hechos de materiales compuestos.

Antecedentes

10 Los revestimientos externos de muchas aeronaves están formados por varios paneles hechos de un material compuesto. Este material compuesto puede ser una matriz polimérica reforzada con fibras tales como fibras de carbono o vidrio.

15 Normalmente, los paneles de aeronaves se producen curando capas de material compuesto para producir un panel de aeronave inicial. Después se inspecciona el panel de aeronave inicial y se añaden más capas de material compuesto al panel de aeronave inicial donde se requiere un espesor adicional. El panel inicial y las capas añadidas se vuelven a curar para producir un panel de aeronave modificado. Este proceso de inspección, de adición de capas adicionales de material compuesto y re-curado, se realiza iterativamente hasta que el panel de aeronave esté como se desee. Este proceso de producción tiende a ser impreciso y requiere mucho tiempo debido, al menos en parte, a la imprevisibilidad de la cantidad por la cual el espesor de una capa de material compuesto varía durante el curado.

20 Muchos paneles de aeronaves producidos convencionalmente no se ajustan a la forma del fuselaje de la aeronave a la que se deben unir. El material de relleno, por ejemplo una cuña líquida, puede que deba aplicarse para llenar los huecos entre el panel de aeronave y el fuselaje. Este suele ser un proceso lento y costoso y puede añadir un exceso de peso considerable a una aeronave.

25 El documento US20080246175A1 describe un método y un aparato para producir secciones cilíndricas reforzadas con fibra para fuselajes de aeronaves que comprenden una pluralidad de refuerzos, en donde se utiliza el enrutador CNC para formar recortes de ventanas.

30 Sumario de la invención

35 Los presentes inventores se han dado cuenta de que los problemas causados por la imprevisibilidad de la variación de tamaño de los materiales compuestos durante el curado pueden evitarse mediante la implementación de un proceso de fabricación sustractivo.

En un primer aspecto, la presente invención proporciona un método para producir un objeto de acuerdo con la reivindicación 1.

40 La etapa de mecanizado puede comprender: medir una ubicación de la superficie de molde de la herramienta de moldeo; que define, como un punto de referencia, la ubicación medida de la superficie de molde; ubicar el enrutador contra al menos parte de la herramienta de moldeo, moviendo así el enrutador a una posición conocida con respecto al punto de referencia; y controlar el enrutador con respecto al punto de referencia para mecanizar el material compuesto curado.

45 La etapa de mecanizado puede comprender definir una ubicación de la primera superficie del modelo digital para que esté en el punto de referencia, especificando así una ubicación de la segunda superficie en relación con el punto de referencia.

50 La herramienta de moldeo puede comprender una pluralidad de bolas de utillaje, teniendo cada bola de utillaje una posición fija con respecto a la superficie de molde. La etapa de medir una ubicación de la superficie de molde puede comprender medir ubicaciones relativas de las bolas de utillaje. La etapa de ubicar el enrutador contra al menos parte de la herramienta de moldeo puede comprender ubicar el enrutador contra una bola de utillaje.

55 El material compuesto no curado puede ser una pluralidad de láminas preimpregnadas que comprenden fibras compuestas y un material de matriz.

60 El método puede comprender, además, durante el curado del conjunto, forzar el material compuesto contra la superficie de molde de la herramienta de moldeo aplicando una membrana sobre una superficie del conjunto, de manera que el material compuesto se intercale entre la herramienta de moldeo y la membrana, y estableciendo un vacío dentro de una cámara definida por la membrana y la herramienta de moldeo.

65 Durante el mecanizado del material compuesto curado, el material compuesto curado puede retenerse contra la herramienta de moldeo reteniendo medios seleccionados del grupo de medios de retención que consiste en: una o más abrazaderas; adhesivo; un vacío establecido entre la herramienta de moldeo y el material compuesto curado.

La herramienta de moldeo puede tener sustancialmente las mismas propiedades de expansión térmica que el material compuesto.

5 En un aspecto adicional, la presente divulgación proporciona un objeto producido usando un método de acuerdo con el aspecto anterior.

El objeto puede ser un panel de aeronave para formarse en un revestimiento externo de al menos parte de una aeronave.

10 En un aspecto adicional, la presente divulgación proporciona una aeronave que comprende un panel de aeronave de acuerdo con el aspecto anterior.

En un aspecto adicional, la presente invención proporciona un sistema para producir un objeto de acuerdo con la reivindicación 9.

15 Breve descripción de los dibujos

La figura 1 es una ilustración esquemática (no a escala) de un ejemplo de un panel de aeronave;

20 La figura 2 es un diagrama de flujo del proceso que muestra ciertas etapas de una realización de un proceso de producción utilizado para producir el panel de aeronave;

La figura 3 es una ilustración esquemática (no a escala) que muestra una vista lateral de un aparato que incluye una herramienta de moldeo; y

La figura 4 es una ilustración esquemática (no a escala) que ilustra un proceso de mecanizado.

25 Descripción detallada

En la siguiente descripción, los números de referencia similares se refieren a elementos similares.

30 La siguiente descripción está basada en las realizaciones de la divulgación, estando definido el alcance de protección en las reivindicaciones adjuntas.

Se apreciará que los términos relativos, tales como arriba y abajo, superior e inferior, y así sucesivamente, se usan simplemente para facilitar la referencia a las Figuras, y estos términos no son limitantes como tales, y se pueden implementar dos direcciones o posiciones diferentes, etc.

35 La figura 1 es una ilustración esquemática (no a escala) de un ejemplo de un panel de aeronave 2 que se va a producir utilizando un proceso de producción. Una realización del proceso de producción se describe con más detalle más adelante con referencia a la figura 2.

40 El panel de aeronave 2 está hecho de un material compuesto, en particular, un polímero reforzado con fibra de carbono, es decir, una matriz polimérica reforzada con fibras de carbono.

El panel de aeronave 2 puede ser de cualquier tamaño apropiado.

45 El panel de aeronave 2 comprende una superficie inferior 4 y una superficie superior 6 opuesta a la superficie inferior 4.

50 En esta realización, el panel de aeronave 2 se unirá a una subestructura o fuselaje de una aeronave para proporcionar parte de una aeronave. El panel de aeronave 2 forma un revestimiento externo de la parte de la aeronave. El panel de aeronave 2 se unirá al fuselaje, de modo que la superficie inferior 4 del panel de aeronave 2 esté en contacto con una superficie externa del fuselaje.

55 La superficie inferior 4 del panel de aeronave 2 (y la superficie externa del fuselaje) es una línea de moldeo interna (IML) de la parte de una aeronave. La superficie superior 6 del panel de aeronave 2 es una línea de moldeo externa (OML) de la parte de la aeronave. La OML definida por la superficie superior 6 debe estar dentro de una tolerancia previamente especificada de una OML deseada (que puede especificarse, por ejemplo, en un modelo digital de la parte de la aeronave).

60 La OML que tiene la tolerancia requerida tiende a ser proporcionada por la IML de la parte de la aeronave que está dentro de una tolerancia previamente especificada de una IML deseada (que puede especificarse mediante el modelo digital mencionado anteriormente).

65 Además, la OML que tiene la tolerancia requerida tiende a ser proporcionada por la superficie inferior 4 del panel de aeronave 2 que tiene la misma forma que, o al menos está dentro de una tolerancia predeterminada de, la superficie externa del fuselaje.

La figura 2 es un diagrama de flujo del proceso que muestra ciertas etapas de una realización de un proceso de producción utilizado para producir el panel de aeronave 2.

5 En la etapa s2, se proporciona una herramienta de moldeo. La herramienta de moldeo se describirá con más detalle más adelante con referencia a la figura 3.

10 En la etapa s4, el material compuesto no curado (en particular, múltiples láminas de fibras compuestas preimpregnadas que incluyen un material de matriz tal como epoxi) se coloca contra una superficie superior de la herramienta de moldeo y se asegura a la superficie superior de la herramienta de moldeo para formar un conjunto.

15 La figura 3 es una ilustración esquemática (no a escala) que muestra una vista lateral del conjunto 8 que comprende una herramienta de moldeo 10 y el material compuesto no curado 12.

20 En esta realización, la herramienta de moldeo 10 es una estructura sustancialmente rígida hecha de metal. La herramienta de moldeo 10 puede tener sustancialmente las mismas propiedades de expansión térmica que el objeto a curar (es decir, el material compuesto no curado 12). Una superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10 es una superficie de molde que define la forma del panel de aeronave 2 que se está produciendo. En particular, la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10 tiene un contorno que es el mismo que la OML deseada de la parte de la aeronave que se va a producir usando el panel de aeronave 2. En otras palabras, la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10 tiene la misma forma que la forma deseada de la superficie superior 6 del panel de aeronave 2 final.

25 La herramienta de moldeo 10 puede haberse producido utilizando cualquier proceso apropiado, y puede haberse producido utilizando un modelo digital de la parte de la aeronave para proporcionar que la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10 tenga la misma forma que la OML deseada.

Una superficie inferior 16 del panel de aeronave no curado 12 está en contacto con la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10.

30 El material compuesto no curado 12 se asegura de forma fija contra la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10. Esto puede lograrse por cualquier medio apropiado, por ejemplo, mediante una membrana no permeable (no mostrada en las Figuras) que se estira firmemente sobre la superficie superior del conjunto 8 en contacto íntimo con la superficie superior 18 del material compuesto no curado 12, de modo que el material compuesto no curado 12 se intercale entre la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10 y la membrana. La membrana puede forzarse contra la superficie superior 18 del material compuesto no curado 12 estableciendo un vacío dentro de la cámara definida por la membrana y la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10, por ejemplo, a través de un orificio a través de la herramienta de moldeo 10 que tiene una abertura en la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10.

40 En la etapa s6, el conjunto 8 se coloca en un autoclave y el autoclave se controla de modo que se ejecute un ciclo de curado. Por tanto, el conjunto se calienta y el material compuesto no curado 12 se cura (en adelante, dicho material se denominará material compuesto curado).

45 Durante el proceso de curado, la superficie inferior 16 del panel de aeronave no curado 12 se moldea contra la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10. Por tanto, la superficie inferior 16 está moldeada en la misma forma que la OML deseada para formar la superficie superior 6 del panel de aeronave 2 final.

Después del curado, el conjunto se retira del autoclave.

50 En la etapa s8, se proporciona un modelo digital que especifica el panel de aeronave 2 final para que lo use un controlador de un enrutador controlado numéricamente por ordenador (CNC), es decir, una máquina de corte controlada por ordenador.

55 En la etapa s10, el controlador controla el enrutador CNC para mecanizar la superficie superior del material compuesto curado de conformidad con el modelo digital que especifica el panel final de la aeronave.

60 La figura 4 es una ilustración esquemática (no a escala) que ilustra el aparato de mecanizado utilizado para mecanizar el material compuesto curado 12'. En esta realización, el aparato de mecanizado comprende el enrutador CNC 20 que es controlado por el procesador 22 usando el modelo digital 24 del panel de aeronave 2 que se va a producir.

65 El modelo digital 24 especifica la superficie inferior 4 del panel de aeronave 2 final respecto a la superficie superior 6 del panel de aeronave 2 final. La superficie superior 6 del panel de aeronave 2 final, según lo definido por el modelo digital 24, es un punto de referencia con respecto al cual se especifica la superficie inferior 4 del panel de aeronave 2 final.

Como se ha descrito anteriormente, la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10 tiene la misma forma que la OML deseada de la parte de la aeronave que se va a producir usando el panel de aeronave 2. Por tanto, una superficie inferior 16' del material compuesto curado 12', que se ha moldeado contra la superficie superior 14 de la parte de molde 10, tiene la misma forma que la OML deseada. Por tanto, la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10 y la superficie inferior 16' del material compuesto curado 12' tienen la misma forma que la superficie superior 6 del panel de aeronave 2 final como se define en el modelo digital 24.

En esta realización, el proceso de mecanizado se realiza de la siguiente manera.

En primer lugar, el procesador 22 mueve el enrutador CNC 20 de tal manera que el enrutador CNC 20 está él mismo ubicado contra la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10 (o algún otro punto en la herramienta de moldeo 10 con una posición conocida con respecto a la superficie superior 14 del herramienta de moldeo 10). De esta manera, el procesador 22 determina la posición del enrutador CNC 20 con respecto a la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10.

En segundo lugar, el procesador 22 define la posición del punto de referencia definido en el modelo digital 24 (es decir, la superficie superior 6 del panel de aeronave 2 final como se define en el modelo digital 24) para que sea la misma que la posición real de la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10. Por tanto, el procesador 22 conoce la posición del enrutador CNC 20 con respecto al punto de referencia definido por el modelo digital 24.

En tercer lugar, el procesador 22 controla el enrutador CNC 20 para mecanizar la superficie superior 18' del material compuesto curado 12', de manera que la superficie superior 18' del material compuesto curado 12' tenga la misma forma, posición y orientación, con respecto al punto de referencia, que la superficie inferior 4 del panel de aeronave 2 final, como se define en el modelo digital 24. En otras palabras, la superficie superior 18' del material compuesto curado 12' está mecanizada de manera que la forma de la superficie superior 18' del material compuesto curado 12', con respecto a la superficie superior de la herramienta de moldeo 14 (que coincide con la superficie inferior 16' del material compuesto curado 12'), es la misma que la forma de la superficie inferior 4 del panel de aeronave 2 final con respecto a la superficie superior 6 del panel de aeronave 2 final como se define en el modelo digital 24.

Por tanto, el material compuesto curado 12' se mecaniza en la forma del panel de aeronave 2 final.

En algunas realizaciones, la herramienta de moldeo 10 incluye una pluralidad de bolas de utillaje (u otras estructuras apropiadas). Una bola de utillaje es una estructura de referencia terrestre de precisión que se puede utilizar como punto de referencia durante las operaciones de mecanizado y otros procesos que incluyen, entre otros, un proceso de inspección crítica. Las bolas de utillaje definen un punto de referencia con respecto al cual se pueden llevar a cabo los procesos de mecanizado e inspección.

Preferentemente, las bolas de utillaje están unidas a la herramienta de moldeo 10 en o cerca de la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10. El procesador 22 puede conocer las posiciones relativas de las bolas de utillaje y la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10.

El proceso de ubicar el enrutador CNC 20 contra la herramienta de moldeo 10 puede comprender ubicar el enrutador CNC 20 contra cada una de las bolas de utillaje. El proceso de mecanizado comprende el enrutador CNC ubicado contra (es decir, en contacto con) una bola de utillaje, y desde esta "posición cero", moverse y mecanizar la superficie superior 18' del material compuesto curado 12'. El modelo digital para el panel de aeronave 2 puede definirse con respecto al punto de referencia definido por las bolas de utillaje. Durante el proceso de mecanizado, el enrutador CNC 20 puede ubicarse periódicamente contra las bolas de utillaje para garantizar que el material compuesto curado 12' se mecanice con precisión con respecto al modelo digital y el punto de referencia.

Durante el proceso de mecanizado, el material compuesto curado 12' se asegura de forma fija contra la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10. Por tanto, la herramienta de moldeo 10 es un accesorio de mecanizado además de ser una herramienta de moldeo. La retención del material compuesto curado contra la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10 se puede lograr por cualquier medio apropiado. En algunas realizaciones, después de curar el material compuesto en la etapa s6, por ejemplo, la membrana no permeable utilizada para forzar el material compuesto contra la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10 durante el proceso de curado se elimina, y la posición del material compuesto curado 12' con respecto a la herramienta de moldeo 10 se mantiene de tal manera que está permitido el acceso a la superficie superior 18' del material compuesto curado 12' por el enrutador CNC 20 (es decir, no se ve afectado por los medios de retención). Los ejemplos de medios de retención por los cuales el material compuesto curado 12 puede retenerse contra la superficie superior de la herramienta de moldeo incluyen, aunque sin limitación, abrazaderas para sujetar el material compuesto curado 12' a la herramienta de moldeo 10, un adhesivo para adherir el material compuesto curado 12' a la herramienta de moldeo 10, o estableciendo un vacío entre la herramienta de moldeo 10 y el material compuesto curado 12', por ejemplo, a través de un orificio a través de la herramienta de moldeo 10 que tiene una abertura en la superficie superior 14 de la herramienta de moldeo 10.

El material compuesto curado se puede asegurar contra la herramienta de moldeo durante el mecanizado de

cualquier manera apropiada, que incluye, pero sin limitación, una o más abrazaderas, un adhesivo y un vacío establecido entre la herramienta de moldeo y el material compuesto curado.

5 En las etapas 12, el material compuesto curado mecanizado, es decir, el panel de aeronave 2 producido, se retira de la herramienta de moldeo 10.

Por tanto, se proporciona el proceso de producción del panel de aeronave 2.

10 El proceso descrito anteriormente para producir un panel de aeronave con tolerancias deseadas tiende a ser más eficaz y rentable que los métodos convencionales.

15 En algunos métodos convencionales, las capas de material compuesto se curan para producir un panel de aeronave inicial. Se inspecciona el panel de aeronave inicial y se añaden más capas de material compuesto al panel de aeronave inicial donde se requiere un espesor adicional. El panel inicial y las capas añadidas se vuelven a curar para producir un panel de aeronave modificado. La inspección, la adición de capas y los procesos de re-curado se realizan iterativamente hasta que el panel de aeronave esté dentro de las tolerancias deseadas. Este proceso tiende a ser relativamente impreciso y lento, ya que el cambio en el tamaño del material compuesto durante el curado tiende a variar y, por lo general, no se puede predecir con precisión. El método y el aparato descritos anteriormente tienden ventajosamente a evitar tener que realizar este proceso iterativo. Asimismo, el método descrito anteriormente es un proceso de producción sustractivo que evita ventajosamente los problemas que se encuentran típicamente durante los procesos de producción aditiva convencionales, tales como los causados por la imprevisibilidad de la cantidad en la cual el espesor de una capa de material compuesto puede variar durante el curado.

25 En algunos métodos convencionales, se produce un panel de aeronave inicial y se une a un fuselaje para producir una pieza de aeronave. Después se mide la OML de la parte de la aeronave y el material de relleno, por ejemplo una cuña líquida, se aplica entre el panel de aeronave inicial y el fuselaje para llenar los huecos entre el panel de aeronave inicial y el fuselaje y proporcionar la OML deseada. Este suele ser un proceso lento y costoso. El proceso de producción sustractivo descrito anteriormente tiende ventajosamente a reducir o eliminar el proceso de llenado de huecos.

30 Ventajosamente, la herramienta de moldeo descrita anteriormente se usa tanto para moldear el material compuesto y como accesorio de mecanizado durante un proceso de mecanizado. Por tanto, tiende a evitarse la necesidad de una herramienta de moldeo y un accesorio de mecanizado diferentes.

35 Debe observarse que algunas de las etapas del proceso representadas en el diagrama de flujo de la figura 2 y descritas anteriormente pueden omitirse, o dichas etapas del proceso pueden realizarse en un orden diferente al presentado anteriormente y mostrado en la figura 2. Asimismo, aunque todas las etapas del proceso, para mayor comodidad y facilidad de comprensión, se han representado como etapas discretas secuencialmente temporales, sin embargo, algunas de las etapas del proceso pueden realizarse de manera simultánea o al menos superpuestas en cierta medida temporalmente.

40 Puede proporcionarse un aparato, incluyendo el procesador para controlar el aparato de enrutamiento, configurando o adaptando cualquier aparato adecuado, por ejemplo, uno o más ordenadores u otros aparatos de procesamiento o procesadores, y/o proporcionando módulos adicionales. El aparato puede comprender un ordenador, una red de ordenadores, o uno o más procesadores, para implementar instrucciones y usar datos, incluidas instrucciones y datos en forma de un programa informático o una pluralidad de programas informáticos almacenados en un medio de almacenamiento legible por máquina, tal como la memoria del ordenador, un disco de ordenador, ROM, PROM, etc., o cualquier combinación de estos u otros medios de almacenamiento.

50

REIVINDICACIONES

1. Un método para producir un objeto (2), comprendiendo el método:

5 proporcionar una herramienta de moldeo (10) que tiene una superficie de molde (14);
 aplicar material compuesto no curado (12) a la superficie de molde (14) de la herramienta de moldeo (10) para
 formar un conjunto (8);
 curar el conjunto (8) para curar el material compuesto no curado (12) y moldear el material compuesto no curado
 (12) contra la superficie de molde (14), produciendo así material compuesto curado (12') que tiene una superficie
 10 (16') que es sustancialmente de la misma forma y contigua a la superficie de molde (14);
 proporcionar un modelo digital (24) de al menos parte del objeto (2) que se va a producir, en donde

15 el modelo digital (24) especifica una primera superficie (4) del objeto (2) que se va a producir, una segunda
 superficie (6) del objeto (2) que se va a producir y una posición de la segunda superficie (6) con respecto a la
 primera superficie (4); y la primera superficie (4) es sustancialmente de la misma forma que la superficie de
 molde (14); y

20 mientras se mantiene la posición del material compuesto curado (12') con respecto a la superficie de molde (14),
 mecanizar, mediante un enrutador (20), utilizando el modelo digital (24), una superficie adicional (18') del material
 compuesto curado (12'), produciendo así el objeto (2); en donde
 el material compuesto curado (12') se mecaniza de tal manera que:

25 la superficie adicional (18') del material compuesto curado (12') es sustancialmente de la misma forma que la
 segunda superficie (6) y la posición de la superficie adicional (18') del material compuesto curado con
 respecto a la superficie de molde (14) es sustancialmente la misma que la posición de la segunda superficie
 (6) con respecto a la primera superficie (4), en donde el objeto (2) es un panel de aeronave para formarse en
 un revestimiento externo de al menos parte de una aeronave;

30 y
 en donde la primera superficie (4) es una línea de moldeo externa de la al menos parte de la aeronave y la
 segunda superficie (6) es una línea de moldeo interna de la al menos parte de la aeronave.

2. Un método de acuerdo con la reivindicación 1, en donde la etapa de mecanizado comprende:

35 medir una ubicación de la superficie de molde (14) de la herramienta de moldeo (10);
 que define, como un punto de referencia, la ubicación medida de la superficie de molde (14);
 ubicar el enrutador (20) contra al menos parte de la herramienta de moldeo (10), moviendo así el enrutador (20)
 a una posición conocida con respecto al punto de referencia; y
 controlar el enrutador (20) con respecto al punto de referencia para mecanizar el material compuesto curado
 (12').

40 3. Un método de acuerdo con la reivindicación 2, en donde la etapa de mecanizado comprende definir una ubicación
 de la primera superficie (4) del modelo digital (24) para que esté en el punto de referencia, especificando así una
 ubicación de la segunda superficie (6) con respecto al punto de referencia.

45 4. Un método de acuerdo con la reivindicación 2 o 3, en donde:

50 la herramienta de moldeo (10) comprende una pluralidad de bolas de utillaje, teniendo cada bola de utillaje una
 posición fija con respecto a la superficie de molde (14); y
 la etapa de medir una ubicación de la superficie de molde (14) comprende medir ubicaciones relativas de las
 bolas de utillaje (10); y
 la etapa de ubicar el enrutador (20) contra al menos parte de la herramienta de moldeo (10) comprende ubicar el
 enrutador (20) contra una bola de utillaje.

55 5. Un método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en donde el material compuesto no curado
 (12) es una pluralidad de láminas preimpregnadas que comprenden fibras compuestas y un material de matriz.

60 6. Un método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, comprendiendo, además, el método, durante
 el curado del conjunto (8), forzar el material compuesto contra la superficie de molde (14) de la herramienta de
 moldeo (10) aplicando una membrana sobre una superficie del conjunto (8), de modo que el material compuesto se
 intercale entre la herramienta de moldeo (10) y la membrana, y establecer un vacío dentro de una cámara definida
 por la membrana y la herramienta de moldeo (10).

65 7. Un método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, durante el mecanizado del material
 compuesto curado (12'), el material compuesto curado (12') se retiene contra la herramienta de moldeo (10)
 mediante medios de retención seleccionados del grupo de medios de retención que consiste en: una o más
 abrazaderas; adhesivo; un vacío establecido entre la herramienta de moldeo (10) y el material compuesto curado

(12').

8. Un método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, en donde la herramienta de moldeo (10) tiene sustancialmente las mismas propiedades de expansión térmica que el material compuesto.

9. Un sistema para producir un panel de aeronave (2) para formarse en un revestimiento externo de al menos parte de una aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, comprendiendo el sistema:

una herramienta de moldeo (10) que tiene una superficie de molde (14);
un aparato de curado;
uno o más procesadores (22); y
un enrutador (20); en donde

el aparato de curado está configurado para curar un conjunto (8), comprendiendo el conjunto (8) la herramienta de moldeo (10) y el material compuesto no curado (12) aplicado a la superficie de molde (14) de la herramienta de moldeo (10), de modo que el material compuesto no curado (12) se cura y se moldea contra la superficie de molde (14), produciendo así el material compuesto curado (12') que tiene una superficie (16') que es sustancialmente de la misma forma y contigua a la superficie de molde (14);

el uno o más procesadores (22) están configurados para proporcionar un modelo digital (24) de al menos parte del panel de aeronave (2) que se va a producir, especificando el modelo digital (24) una primera superficie (4) del panel de aeronave (2) que se va a producir, una segunda superficie (6) del panel de aeronave (2) que se va a producir y una posición de la segunda superficie (6) con respecto a la primera superficie (4) y siendo la primera superficie (4) sustancialmente de la misma forma que la superficie de molde (14); y

el enrutador (20) está configurado para, mientras que el material compuesto curado (12') se retiene contra la superficie de molde (14) de la herramienta de moldeo (10), de tal manera que la superficie (16') del material compuesto curado (12'), que es sustancialmente de la misma forma que la superficie de molde (14), es contigua a la superficie de molde (14), de conformidad con el modelo digital (24), mecanizar una superficie adicional (18') del material compuesto curado (12'), de tal manera que:

la superficie adicional (18') del material compuesto curado (12') es sustancialmente de la misma forma que la segunda superficie (6) y la posición de la superficie adicional (18') del material compuesto curado (12') con respecto a la superficie de molde (14) es sustancialmente la misma que la posición de la segunda superficie (6) con respecto a la primera superficie (4); y

en donde la primera superficie (4) es una línea de moldeo externa de la al menos parte de la aeronave y la segunda superficie (6) es una línea de moldeo interna de la al menos parte de la aeronave.

Fig. 1

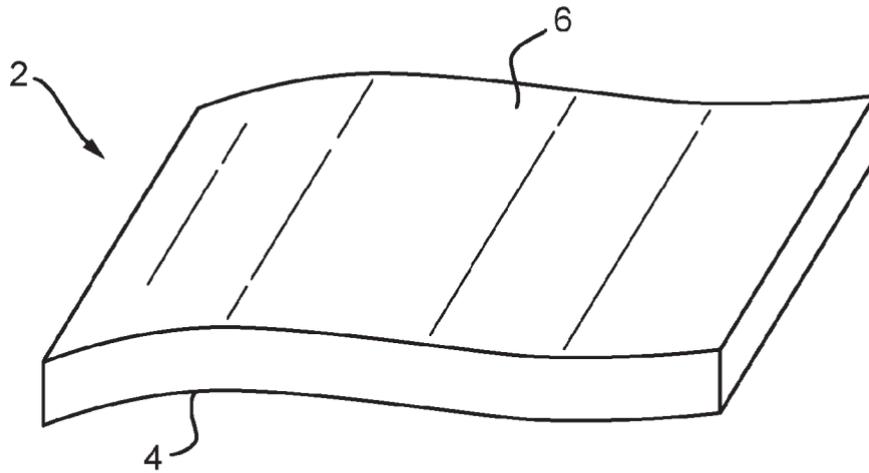


Fig. 2

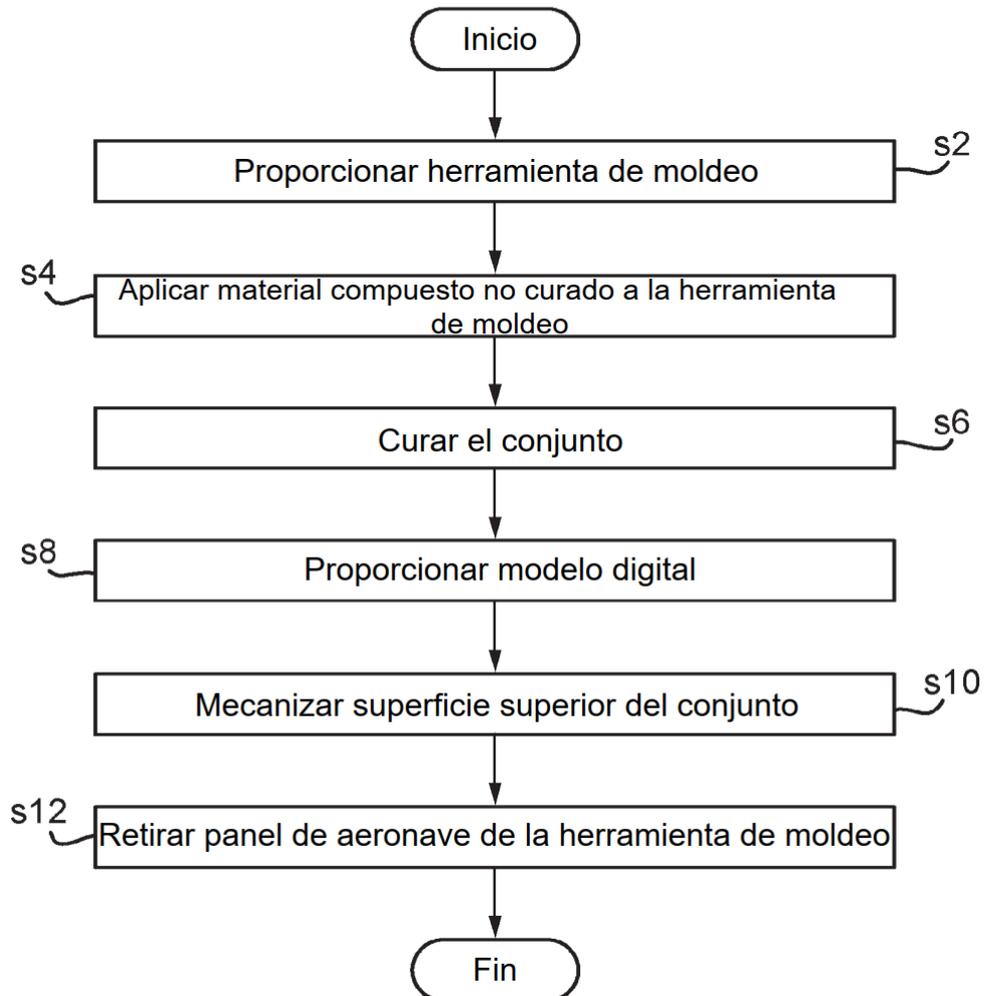


Fig. 3

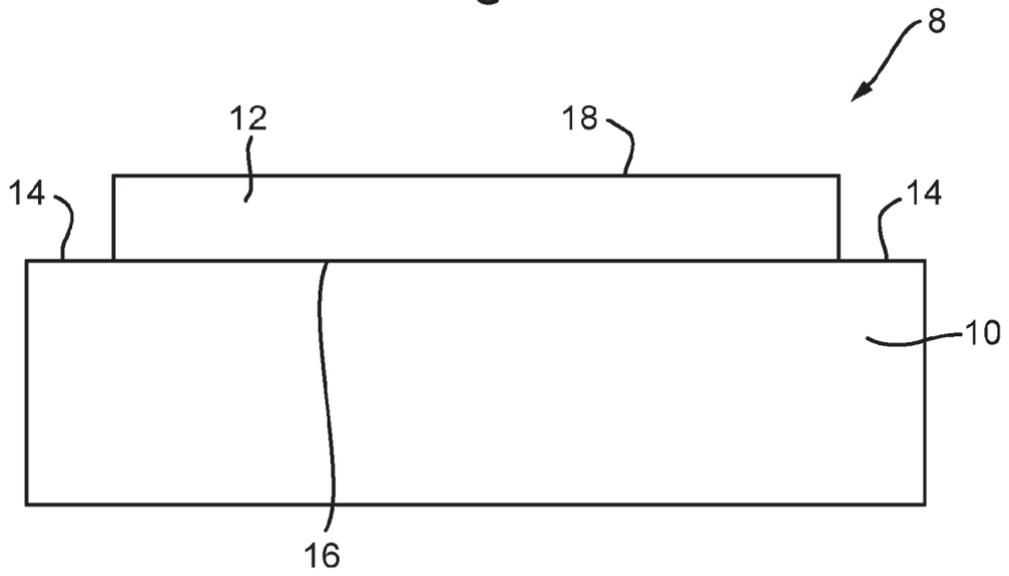


Fig. 4

