

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 699 409**

51 Int. Cl.:

B32B 3/18 (2006.01)

B32B 18/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **20.06.2008** **E 08158706 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.08.2018** **EP 2008807**

54 Título: **Estructura de material compuesto de matriz cerámica que tiene núcleo acanalado y método de preparación de la misma**

30 Prioridad:

28.06.2007 US 770035

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

11.02.2019

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**LEHMAN, LEANNE L. y
MCCANN, JOHN R.**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 699 409 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

Estructura de material compuesto de matriz cerámica que tiene núcleo acanalado y método de preparación de la misma.

5 La presente divulgación se refiere en términos generales a estructuras de material compuesto de matriz cerámica, y trata más particularmente de una construcción de sándwich que tiene un núcleo acanalado que soporta carga, así como un método para preparar la estructura.

10 Las estructuras de material compuesto de matriz cerámica (CMC) se usan a menudo en aplicaciones aeroespaciales y otras aplicaciones debido a su capacidad para soportar temperaturas de operación relativamente altas. Por ejemplo, las estructuras de CMC se pueden usar para fabricar partes sometidas a gases de escape de alta temperatura en aplicaciones aeronáuticas. Se han empleado diversos CMC para fabricar estructuras de monocasco o estructuras que emplean una combinación de construcciones de sándwich de teja y/o espuma, pero ninguno de estos tipos de estructuras se puede adecuar bien para soportar cargas. En el caso de los monocascos, los materiales deben ser relativamente gruesos con el fin de que la estructura soporte una carga, pero el espesor del material adicional añade peso al aeroplano. Los materiales de sándwich de teja/espuma de CMC no se han usado ampliamente en aplicaciones de soporte de carga, en parte debido a sus materiales de núcleo relativamente débiles.

15 Del documento de Patente US 2003/0059577 A1 se conoce una estructura de material compuesto de matriz cerámica de múltiples capas de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1. La estructura conocida es una estructura de material compuesto de matriz cerámica de múltiples capas que tiene una pluralidad de pasos de refrigeración reforzados con fibra formados en la misma. Los pasos de refrigeración se forman mediante la retirada de un material fugitivo que es parte de una estructura de material fugitivo envuelta que contiene una capa de fibras cerámicas de refuerzo que se usa para resguardar la estructura de múltiples capas. Se puede situar una capa intermedia de tejido cerámico alternativamente sobre y debajo de la estructura de material fugitivo envuelta para separar los pasos de refrigeración en pasos de refrigeración superior e inferior alternantes. Además, también se desvela en el mismo un método de preparación de tal estructura de material compuesto de matriz cerámica de múltiples capas.

20 La estructura conocida y el método conocido se ajustan a medida específicamente a una estructura de material compuesto de matriz cerámica de múltiples capas que tiene una pluralidad de pasos de refrigeración formados en la misma. De ese modo, la estructura no se optimiza para una estructura de soporte de carga ligera.

25 Del documento de Patente US 4 822 660 A se conocen una estructura cerámica ligera adicional y un método de preparación de la misma, en los que se usan un par de paramentos de material compuesto de matriz cerámica espaciadas separadas entre las que se encierra un conjunto de elementos de soporte cerámicos acanalados de alta rigidez, huecos, y de pared delgada. Los elementos de soporte se unen a los paramentos y se sitúan para unirse de un modo tal que el eje del canal de cada elemento de soporte sea generalmente paralelo a las láminas que enfrentan. Los elementos de soporte están hechos de material cerámico compuesto reforzado con fibra en el que la orientación de las fibras en el soporte se controla para conseguir una resistencia y una rigidez mayores.

Aunque esta estructura puede tener una buena resistencia mecánica, aún es relativamente pesada.

30 Además, se hace referencia al documento de Patente US 5 632 834 A que desvela una estructura de sándwich adicional hecha de material cerámico reforzado con fibra. En el proceso de preparación de tal estructura se prepara una estructura de sándwich que incluye una sustancia de base de una matriz cerámica que consiste en un polímero orgánico de Si y un polvo cerámico o metálico. Una reticulación del polímero orgánico de Si tiene lugar a una presión aumentada y una temperatura aumentada. Después de la unión de los revestimientos y el núcleo de panel, la estructura de sándwich se piroliza para formar un material cerámico.

35 Esta estructura tampoco está optimizada con respecto a alta resistencia y bajo peso.

40 El documento de Patente US 5.372.868 describe un artículo de material compuesto de matriz de vidrio-cerámica, que comprende paramentos separados entre sí conectados mediante nervaduras que se prolongan entre los paramentos. Las fibras de las nervaduras están entrelazadas con las fibras de los paramentos. Las nervaduras que se prolongan entre los paramentos definen celdas de sección transversal rectangular, que pueden estar rellenas parcial o completamente con un material que tiene una composición que es diferente del material de matriz.

45 En vista de esto, es un objetivo de la invención desvelar una estructura de CMC que es relativamente ligera, pero aún tiene suficiente resistencia estructural para autosoportarse y ser capaz de portar cargas. Además, se desvelará un método de preparación de tal estructura.

Este objetivo se consigue mediante una estructura de material compuesto de matriz cerámica de acuerdo con la reivindicación 1 y mediante un método de preparación de tal estructura de acuerdo con la reivindicación 7.

Se someten realizaciones adicionales a las reivindicaciones dependientes.

5 Las realizaciones de la divulgación proporcionan una construcción de sándwich de CMC que permite la fabricación de estructuras que tienen diversas geometrías, incluyendo superficies curvadas y características reforzadas que permiten que las estructuras se monten usando las sujeciones. Las realizaciones que se desvelan emplean un sándwich de CMC que incorpora un núcleo acanalado formado por un CMC que fortalece la estructura y permite que soporte cargas. La estructura de núcleo acanalado de CMC se puede fabricar usando materiales disponibles en el mercado y técnicas de deposición de polímeros bien conocidas para producir una amplia diversidad de partes,
10 componentes y montajes, especialmente los que se usan en la industria aeronáutica.

De acuerdo con una realización desvelada, se proporciona una estructura de material compuesto de matriz cerámica, que comprende un par de paramentos de CMC separados entre sí, y un núcleo portador de carga entre al menos una parte de los paramentos, en la que el núcleo incluye miembros de acanaladura de CMC. Los miembros de acanaladura pueden formar una celda cerrada que puede rellenarse, o no, con cualquiera de una diversidad de materiales de alta temperatura. Los miembros de acanaladura pueden estar formados por material compuesto de matriz cerámica que tiene una sección transversal de pared con forma de trapecoide isósceles, u otra forma geométrica. Los miembros de acanaladura se disponen en una relación anidada lado a lado entre los paramentos de CMC.
15

De acuerdo con otra realización, se proporciona un sándwich de CMC, que comprende un par de paramentos de CMC separados entre sí, y una pluralidad de acanaladuras de CMC entre al menos una parte de los paramentos para transmitir cargas de compresión y cizalladura entre los paramentos. Los paramentos pueden incluir secciones tanto planas como curvadas, y las acanaladuras pueden incluir paredes que se adaptan a la curvatura de los paramentos. Las partes de los paramentos pueden estar directamente laminadas entre sí para proporcionar un área estructural reforzada adecuada para perforarse mediante sujeciones de montaje.
20

De acuerdo con una realización de método de la divulgación, se pueden fabricar estructuras de CMC mediante un método que comprende las etapas de: formar una pluralidad de acanaladuras usando un CMC; situar las acanaladuras entre un par de paramentos de CMC; y, unir las acanaladuras a los paramentos. Las acanaladuras se pueden formar envolviendo tejido preimpregnado de matriz cerámica sobre una herramienta y a continuación curando el preimpregnado. La herramienta puede ser una herramienta permanente que se retira posteriormente, o una espuma rígida fugitiva.
25
30

De acuerdo con otra realización de método, se puede fabricar un sándwich de CMC para su uso en estructuras aeroespaciales mediante un método que comprende las etapas de: formar un núcleo estructural que soporta carga usando un material de CMC; situar el núcleo entre un par de paramentos de CMC, y fusionar los paramentos con el núcleo. El núcleo se puede formar fabricando una pluralidad de acanaladuras, situando las acanaladuras en una relación anidada lado a lado, y a continuación laminando las acanaladuras entre los paramentos.
35

De acuerdo con otra realización, se desvela un sándwich de material compuesto de matriz cerámica, que comprende:

40 un par de paramentos de material compuesto de matriz cerámica separados entre sí; y una pluralidad de acanaladuras de material compuesto de matriz cerámica entre al menos una parte de los paramentos para soportar cargas de compresión y cizalladura entre los paramentos.

De acuerdo con una realización adicional de la invención, cada una de las acanaladuras incluye cuatro paredes que forman básicamente un trapecoide isósceles en sección transversal. De acuerdo con una realización adicional de la invención, los paramentos incluyen una sección plana y una sección curvada, y las acanaladuras incluyen paredes que se adaptan a la curvatura de los paramentos en la sección curvada. Las acanaladuras se rellenan con una espuma cerámica rígida.
45 Los paramentos se pueden laminar entre sí de acuerdo con una realización adicional de la invención.

El sándwich de material compuesto de matriz cerámica comprende además un núcleo cerámico sólido unido entre una parte de los paramentos. De acuerdo con una realización adicional de la invención, cada una de las acanaladuras incluye:

50 un primer par de paredes separadas entre sí que acoplan respectivamente los paramentos, y una segunda parte de paredes separadas entre sí conectadas al primer par de paredes y que se prolongan entre los paramentos.

De acuerdo con una realización adicional de la invención, las acanaladuras están anidadas conjuntamente e incluyen huecos entre las mismas, y el núcleo incluye además aislamiento de espuma que rellena el espacio entre la

primera y la segunda láminas de material compuesto.

5 La invención también desvela un método de fabricación de una estructura de material compuesto de matriz cerámica, que comprende las etapas que se definen en la presente reivindicación 7. El método que comprende adicionalmente puede comprender la etapa de:

(D) diseñar un montaje de aeroplano que incorpore la estructura.

Además, el método puede comprender la etapa de:

(D) adquirir el material que se usa para fabricar la estructura.

10 De acuerdo con una realización adicional el método de fabricación de una estructura de material compuesto de matriz cerámica la fabricación de la estructura puede formar parte de una operación para fabricar un montaje de aeroplano. La invención desvela además un montaje de aeroplano que usa la estructura fabricada de acuerdo con el método de fabricación de una estructura de material compuesto de matriz cerámica.

Además, se desvela un método de fabricación de un sándwich de material compuesto de matriz cerámica para su uso en estructuras aeroespaciales, que comprende las etapas de:

15 (A) formar un núcleo estructural que soporta carga usando un material compuesto de matriz cerámica;
(B) situar el núcleo entre un par de paramentos de material compuesto de matriz cerámica; y,
(C) fusionar los paramentos con el núcleo.

De acuerdo con una realización adicional en la en la etapa (A) de método mencionada anteriormente puede incluir fabricar una pluralidad de acanaladuras, y situar las acanaladuras en una relación lado a lado.

20 Además, se desvela un método de fabricación de un sándwich de material compuesto de matriz cerámica para su uso en estructuras aeroespaciales en el que las acanaladuras se fabrican envolviendo preimpregnado de matriz cerámica sobre una herramienta, y curando el preimpregnado.

De acuerdo con una realización adicional, la etapa (A) incluye situar materiales de carga en los huecos entre los paramentos y el núcleo.

25 De acuerdo con una realización adicional, la etapa (C) se lleva a cabo mediante curado conjunto del núcleo y los paramentos

Otras características, beneficios y ventajas de las realizaciones que se desvelan serán evidentes a partir de la siguiente descripción de realizaciones, cuando se ve de acuerdo con las figuras anexas y las reivindicaciones anexas. En las figuras:

30 Figura 1 es una ilustración en perspectiva de un sándwich de CMC de acuerdo con una realización.

Figura 2 es una ilustración en sección transversal ampliada de una parte del sándwich que se muestra en la Figura 1.

Figura 3 es una ilustración en perspectiva que muestra una sección de otra realización de una estructura de CMC, que incorpora secciones tanto curvadas como planas.

35 Figura 4 es una ilustración en sección transversal de la estructura de CMC que se muestra en la Figura 3.

Figura 5 es una ilustración en sección transversal del área denominada "A" en la Figura 4.

Figura 6 es una ilustración en sección transversal del área denominada "B" en la Figura 4.

Figura 7 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra las etapas de un método para fabricar una estructura de CMC

40 Figura 8 es un diagrama de flujo de una producción de aeroplano y metodología de servicio.

Figura 9 es un diagrama de bloques de un aeroplano.

En primer lugar, por referencia a las Figuras 1 y 2, se forma una estructura 10 de CMC a partir de un sándwich de materiales que comprenden un núcleo 16 interior que porta carga emparedado entre un par de paramentos 12, 14 de CMC exteriores. En el ejemplo ilustrado, los paramentos 12, 14 son planos y se prolongan de forma básicamente paralela entre sí aunque, sin embargo, como se discutirá posteriormente, son posibles otras geometrías, incluyendo sin limitación curvilínea no paralela, y las combinaciones de curvilínea y rectilínea.

Cada uno de los paramentos 12, 14 puede comprender múltiples capas o capas de material de fibra cerámica impregnadas con un material de matriz o "preimpregnado". Como se usa en el presente documento, el término "cerámico" se refiere a los materiales cerámicos conocidos convencionalmente y disponibles en el mercado que se fabrican en forma de fibra. Las fibras cerámicas pueden incluir, pero no se limitan a, carburo de silicio, sílice, TYRANNO®, alúmina, aluminoborosilicato, nitruro de silicio, boruro de silicio, boronitruro de silicio, y materiales similares.

El núcleo 16 que porta carga puede funcionar para transmitir cargas de compresión, tracción y cizalladura entre los paramentos 12, 14, lo que permite que la estructura 10 de CMC pueda tanto autosoportarse como soportar carga. La estructura 10 de CMC es muy adecuada en particular para aplicaciones a alta temperatura dado que los materiales compuestos de la estructura 10 de CMC se basan en materiales cerámicos. El núcleo 16 comprende una pluralidad de miembros 18 de acanaladura alargados que están unidos conjuntamente en una relación anidada lado a lado entre los paramentos 12, 14. Los miembros 18 de acanaladura pueden ser huecos, o pueden estar rellenos con cualquiera de una diversidad de materiales cerámicos que incluyen, sin limitación, teja o espuma cerámica rígida, fieltro cerámico, otro aislamiento cerámico fibroso (blando o rígido), materiales cerámicos monolíticos, etc.

Una espuma rígida adecuada para su uso en el relleno de los miembros 18 de acanaladura se desvela en el documento de Patente de Estados Unidos n.º 6.716.782 que se incorpora en su totalidad por referencia. El aislamiento de espuma rígida que se describe en este documento de patente de la técnica anterior es una combinación de fibras cerámicas que se sinterizan conjuntamente para formar un material altamente poroso y de baja densidad con una baja conductividad térmica. Esta espuma exhibe una alta resistencia a la tracción y una buena estabilidad dimensional. Como se usa en el presente documento, un material de "alta temperatura" pretende referirse en términos generales a temperaturas por encima de las cuales los materiales poliméricos exhiben una capacidad disminuida.

En la realización particular que se ilustra en las Figuras 1 y 2, los miembros 18 de acanaladura incluyen paredes 18a, 18b que forman, en sección transversal, un trapecioide isósceles aunque, sin embargo, son posibles otras formas que incluyen, por ejemplo, sin limitación, rectangular, triangular, cuadrada, y cualquiera de diversas formas trapezoidales. El tamaño y la forma de los miembros 18 de acanaladura pueden variar de un extremo de la estructura 10 de CMC al otro. Los miembros de acanaladura se pueden prolongar en la dirección de longitud y/o de anchura de la estructura 10 de CMC, dependiendo de la aplicación de los requisitos de carga.

Las paredes 18a, 18b forman elementos de puente que proporcionan rutas de carga entre los paramentos 12, 14. Como se observa de la mejor manera en la Figura 2, un par de las paredes 18a del miembro 18 de acanaladura se prolongan paralelas entre sí y se unen a los paramentos 12, 14, respectivamente. El otro par de paredes 18b se inclinan en direcciones opuestas y se extienden transversales a los paramentos 12, 14 de un modo tal que transmitan componentes de fuerzas tanto de cizalladura como de compresión entre los paramentos 12, 14.

Las paredes 18b de los miembros 18 de acanaladura adyacentes se pueden unir conjuntamente en un contacto cara a cara. La intersección de los miembros 18 de acanaladura adyacente y los paramentos 12, 14 forman huecos que se pueden rellenar con materiales de carga 20 en forma de "fideos" alargados que tienen una forma de sección transversal que concuerda con la del hueco; en el ejemplo que se ilustra, los huecos, y los materiales de carga 20 de fideo son triangulares en sección transversal. Los materiales de carga 20 de fideo pueden estar hechos con preimpregnados, cintas, estopas, o filamentos de CMC, y funcionan para distribuir y transmitir de forma más uniforme las cargas entre los paramentos 12, 14.

A continuación, por referencia a las Figuras 3-6, una estructura 10a de CMC de realización alternativa incluye en primer lugar segundos paramentos 12a, 14a de CMC. Una sección 15 de la estructura 10a de CMC incluye un núcleo acanalado definido por miembros 18a de acanaladura que tienen cavidades 20a que pueden estar rellenas, o no, con una espuma rígida de alta temperatura y baja densidad tal como una espuma cerámica que se ha descrito anteriormente. Al igual que la estructura 10 de CMC que se muestran en las Figuras 1 y 2, la sección 15 de la estructura 10a de CMC está curvada. Por lo tanto, los miembros 18a de acanaladura tienen paredes 18c superiores e inferiores (Figura 5) que pueden estar ligeramente curvadas para emparejar la curvatura de los paramentos 12a, 14a. En un extremo de la estructura 12a, los paramentos 12a, 14a pueden estrecharse hacia el interior, también denominado rampa inferior, en 24 y pueden estar laminados directamente entre sí para formar una sección sólida 22 de la estructura 10a de CMC. Un miembro estructural cerámico, tal como un inserto cerámico sólido 26 puede estar emparedado entre los paramentos 12a, 14a en la sección sólida 22 de la estructura 10a para proporcionar resistencia y rigidez adicionales. La sección sólida 22 proporciona un área reforzada que tiene suficiente resistencia y rigidez para permitir que las sujeciones (no se muestran) perforen la estructura 10a con el fin de unir la estructura

10a.

Se pueden unir conjuntamente o interconectar múltiples estructuras planas o curvadas 10, 10a usando, por ejemplo, una interconexión de tipo bayoneta que se muestra en la Figura 4 en la que los paramentos 12a, 14a se estrechan en 24 para formar un conector hembra 25 que recibe una proyección hembra sólida 27 que forma parte de una estructura 10, 10a adyacente.

En la Figura 7 se ilustra un método para fabricar las estructuras 10, 10a. Comenzando en la etapa 30, los miembros 18 de acanaladura se forman envolviendo una o más capas de preimpregnado o cinta de CMC alrededor y sobre una herramienta de mandril (no se muestra). La herramienta puede comprender, sin limitación, metal sólido, herramienta permanente, o un miembro de espuma rígida que puede ser o no ser fugitivo, pero posee la forma del miembro 18 de acanaladura que se forma. La herramienta de mandril puede estar formada por otros materiales tales como teja cerámica, espuma cerámica o batea cerámica hecha rígida orgánicamente.

A continuación, en la etapa 32, los miembros 18 de acanaladura envueltos se montan conjuntamente mediante anidado en relación lado a lado, después de lo cual los miembros 18 de acanaladura montados se curan en la etapa 34 normalmente a una temperatura y una presión elevadas. En la etapa 36, los materiales de carga 20 de fideo de preimpregnado se instalan en los huecos entre los miembros 18 de acanaladura adyacentes.

En la etapa 38, los paramentos 12, 14 se aplican a cada lado de los miembros 18 de acanaladura montados, y el montaje de sándwich resultante se cura a continuación de una forma normal que puede implicar, por ejemplo, situar el montaje de sándwich en una autoclave (no se muestra). Los paramentos 12, 14 se pueden formar usando una deposición de preimpregnado de tejido tejido, colocación de cinta/estopa o enrollado de filamento.

Después de la etapa de curado en 40, los mandriles se retiran en la etapa 42 si comprenden una herramienta permanente. De otro modo, los mandriles de espuma fugitiva se dejan en su lugar, y el montaje de sándwich completo se cura posteriormente a temperaturas elevadas, como se muestra en la etapa 44. Dependiendo del tipo de espuma rígida que se usa como herramienta del mandril, las temperaturas elevadas durante la etapa 44 de curado posterior pueden ser suficientes para incinerar las herramientas de mandril. Posteriormente, se pueden usar técnicas de inspección no destructivas tales como termografía o barrido de CT en la etapa 46 (véase la Figura 7) para verificar que los paramentos 12, 14 no contienen deslaminaciones, y que se ha obtenido una buena adhesión entre los miembros 18 de acanaladura.

Cuando se va a fabricar una estructura 10a de CMC que tiene secciones curvadas, se puede proporcionar una herramienta de deposición apropiada (no se muestra) para formar los paramentos 12a, 14a en las formas deseadas. Los miembros 18 de acanaladura se pueden rellenar con un mandril de espuma fugitiva orgánica flexible (no se muestra) de un modo tal que los miembros 18 de acanaladura se adapten a la forma curvada de los paramentos 12a, 14a. El mandril de espuma fugitiva se puede retirar por lavado o pirolizar durante la etapa 44 de curado posterior de CMC.

Las realizaciones de la divulgación que se ha descrito anteriormente se pueden describir en el contexto de un método 50 de fabricación y servicio de aeroplano como se muestra en la Figura 8 y un aeroplano 80 como se muestra en la Figura 9. Durante la producción previa, el método 50 a modo de ejemplo puede incluir la especificación y el diseño 52 del aeroplano 80 y la adquisición 54 del material. Durante la producción, tiene lugar la fabricación 56 de componentes y submontajes y la integración 58 de sistemas del aeroplano 76. Después de eso, el aeroplano 80 puede pasar por certificación y suministro 60 con el fin de situarse en servicio 62. Mientras está en servicio en un cliente, el aeroplano 80 se programa para mantenimiento de rutina y servicios 64 (que puede incluir modificación, reconfiguración, reforma, y similar).

Cada uno de los procesos del método 50 se puede realizar o llevar a cabo mediante un integrador de sistemas, una tercera parte, y/o un operador (por ejemplo, un cliente). Para los fines de la presente descripción, un integrador de sistemas puede incluir sin limitación cualquier número de fabricantes de aeroplanos y subcontratistas de sistemas principales; una tercera persona puede incluir sin limitación cualquier número de vendedores, subcontratistas, y proveedores; y un operador puede ser una línea aérea, compañía de arrendamiento, entidad militar, organización de servicio, y similar.

Como se muestra en la Figura 9, el aeroplano 80 producido mediante el método a modo de ejemplo puede incluir un fuselaje 92 con una pluralidad de sistemas 68 y un interior 70. Algunos ejemplos de sistemas 68 de alto nivel incluyen uno o más de un sistema 72 de propulsión, un sistema eléctrico 74, un sistema hidráulico 76, y un sistema ambiental 78. Se puede incluir cualquier número de otros sistemas. Aunque se muestra un ejemplo aeroespacial, los principios de la invención se pueden aplicar a otras industrias, tales como la industria de la automoción.

Los aparatos y los métodos que se realizan en el presente documento se pueden emplear durante una cualquiera o más de las etapas del método 50 de producción y servicio. Por ejemplo, los componentes o submontajes que

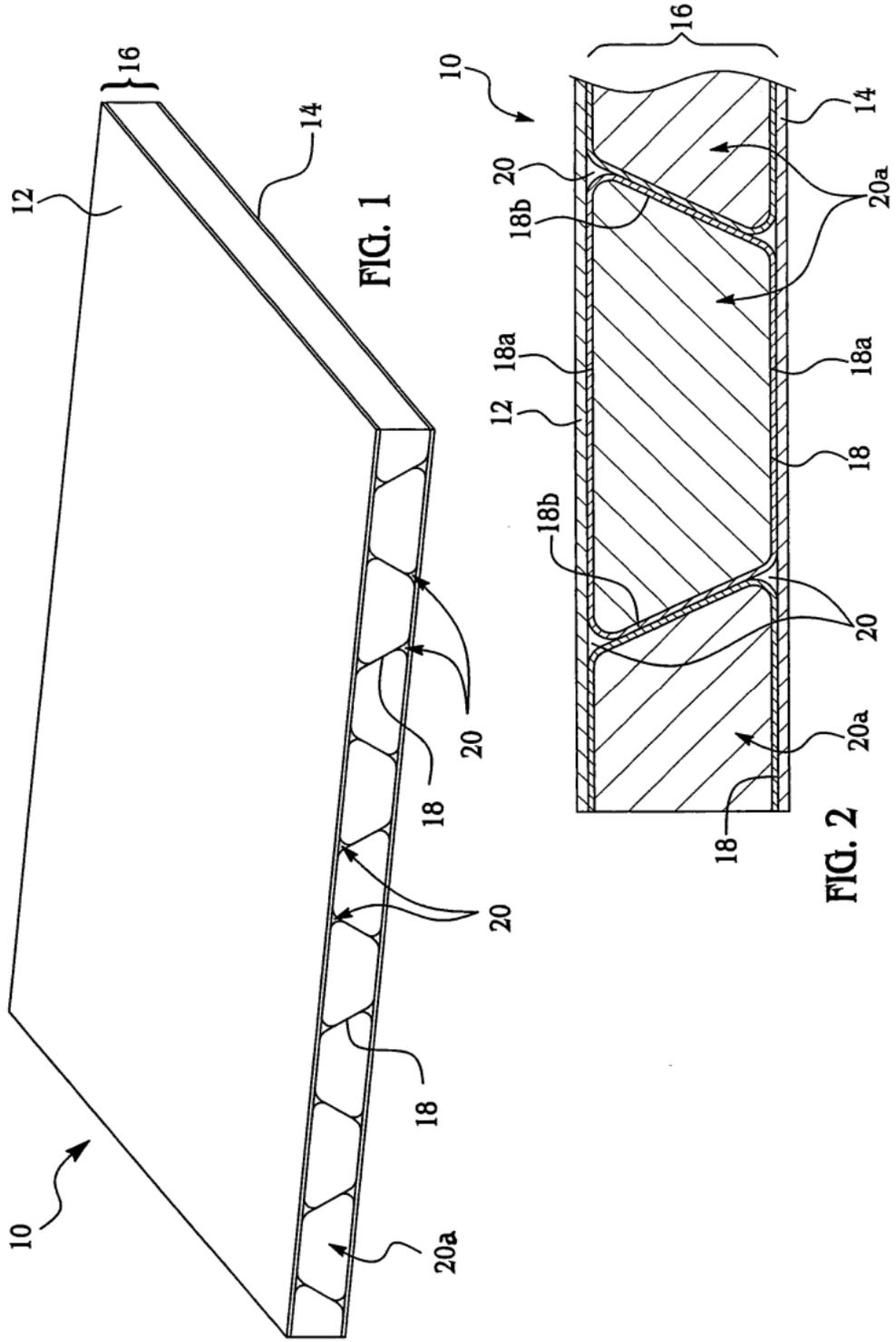
5 corresponden a los procesos 56 de producción se pueden fabricar o manufacturar de una forma similar a los componentes o submontajes producidos mientras el aeroplano 80 está el servicio. Además, se pueden utilizar una o más realizaciones de aparato, realizaciones de método, o una combinación de las mismas durante las etapas 56 y 58 de producción, por ejemplo, básicamente acelerando el montaje o reduciendo el coste de un aeroplano 80. De forma similar, se pueden utilizar una o más de las realizaciones de aparato, las realizaciones de método, o una combinación de las mismas mientras el aeroplano 80 está en servicio, por ejemplo y sin limitación, para el mantenimiento y servicios 64.

10 Aunque las realizaciones de la presente divulgación se han descrito con respecto a ciertas realizaciones a modo de ejemplo, se ha de entender que las realizaciones específicas son con fines de ilustración y no limitación, así como otras variaciones que se les ocurran a los expertos en la materia.

REIVINDICACIONES

1. Estructura de material compuesto de matriz cerámica (10a), que comprende:
 - un par de paramentos (12, 12a, 14, 14a) de material compuesto de matriz cerámica separados entre sí; y
 - un núcleo (16) que soporta carga entre al menos una parte de los paramentos (12, 12a, 14, 14a), incluyendo el núcleo (16) que soporta carga acanaladuras (18, 18a) de material compuesto de matriz cerámica, en la que al menos cierta cantidad de las acanaladuras (18, 18a) incluye una celda cerrada rellena con espuma cerámica, **caracterizada por** comprender además un núcleo estructural sólido entre otra parte de los paramentos (12a, 14a).
2. La estructura de material compuesto cerámico de la reivindicación 1, **caracterizada por que** la celda incluye una pared continua (18, 18a, b, c) definida por capas múltiples compactadas de resina reforzada con fibra cerámica.
3. La estructura de material compuesto cerámico de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 2, **caracterizada por que** cada uno de los paramentos (12, 12a, 14, 14a) incluye capas múltiples compactadas de resina reforzada con fibra cerámica.
4. La estructura de material compuesto cerámico de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, **caracterizada por que:**
 - las acanaladuras (18, 18a) están dispuestas en una relación lado a lado y definen huecos entre las mismas, y el núcleo (16) que soporta carga incluye además bandas (20) de material de carga que rellenan los huecos.
5. La estructura de material compuesto cerámico de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizada por que:**
 - al menos una sección de cada uno de los paramentos (12a, 14a) está curvada, y las acanaladuras (18a) se adaptan a la curvatura de la sección de paramentos.
6. La estructura de material compuesto cerámico de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizada por que** cada una de las acanaladuras (18, 18a) tiene una forma de sección transversal que forma básicamente un trapecoide isósceles.
7. Método de fabricación de una estructura (10a) de material compuesto de matriz cerámica, que comprende las etapas de:
 - (A) formar una pluralidad de acanaladuras (18, 18a) usando un material compuesto de matriz cerámica;
 - (B) colocar las acanaladuras (18, 18a) de material compuesto de matriz cerámica formadas en la etapa (A) como un núcleo (16) que soporta carga entre al menos una parte de un par de paramentos (12, 12a, 14, 14a) de material compuesto de matriz cerámica separados entre sí, en el que al menos cierta cantidad de las acanaladuras (18, 18a) incluyen una celda cerrada rellena de espuma cerámica;
 - (C) unir las acanaladuras (18, 18a) a los paramentos (12, 12a, 14, 14a); **caracterizado por**
 - (D) situar un núcleo cerámico sólido adicional entre otra parte de los paramentos (12a, 14a); y
 - (E) unir la otra parte de los paramentos (12a, 14a) al núcleo cerámico sólido.
8. El método de la reivindicación 7, en el que la etapa (A) incluye al menos una de las siguientes etapas:
 - envolver tejido preimpregnado de matriz cerámica sobre la herramienta, y curar el preimpregnado;
 - formar una herramienta dando forma a una espuma rígida en un mandril;
 - incinerar la espuma después de que se haya curado el preimpregnado.
9. El método de la reivindicación 7 u 8, en el que la etapa (A) incluye:
 - disponer las acanaladuras (18, 18a) en una relación anidada lado a lado, y curar las acanaladuras (18, 18a) dispuestas.
10. El método de cualquiera de las reivindicaciones 7 a 9, que comprende además la etapa de instalar material (20) de carga en los huecos entre las acanaladuras (18, 18a) adyacentes y los paramentos (12, 12a, 14, 14a).
11. El método de cualquiera de las reivindicaciones 7 a 10, que comprende además la etapa de:
 - (D) laminar conjuntamente partes de los paramentos (12, 12a, 14, 14a).

12. El método de cualquiera de las reivindicaciones 7 a 11, en el que la etapa (C) se lleva a cabo mediante curado conjunto de los paramentos (12, 12a, 14, 14a) y las acanaladuras (18, 18a).



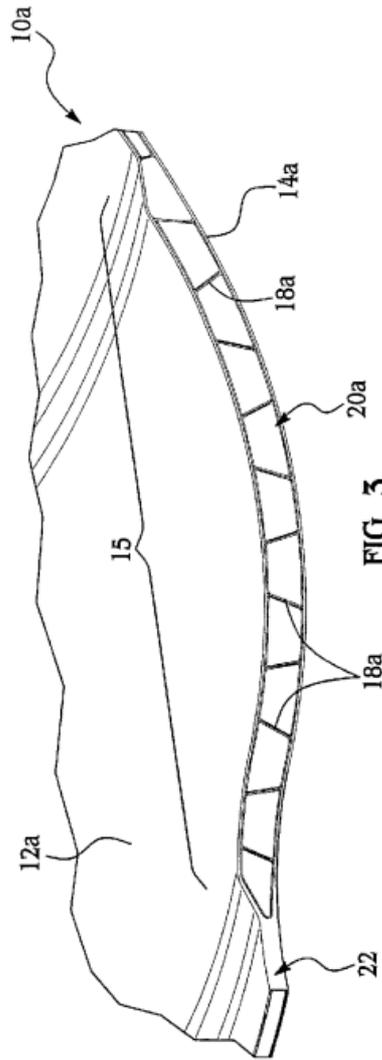


FIG. 3

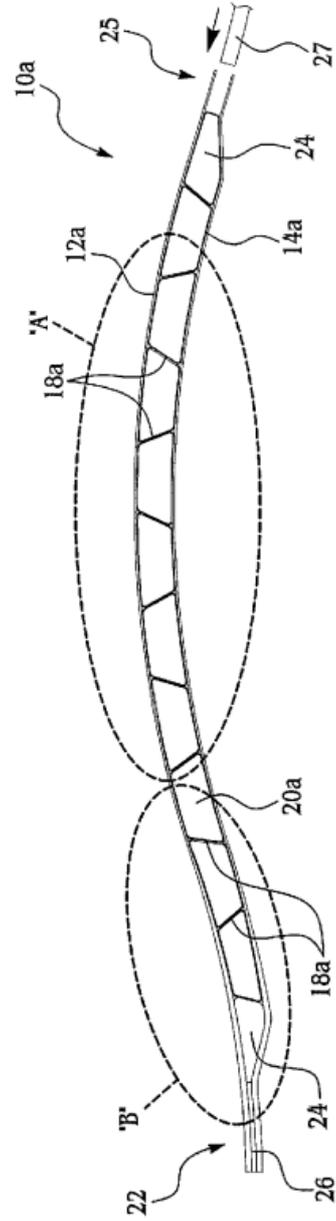


FIG. 4

1284P322EP

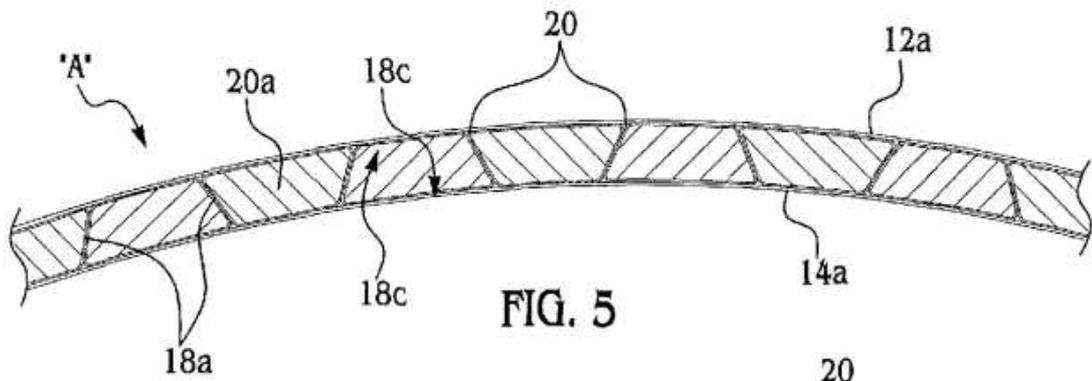


FIG. 5

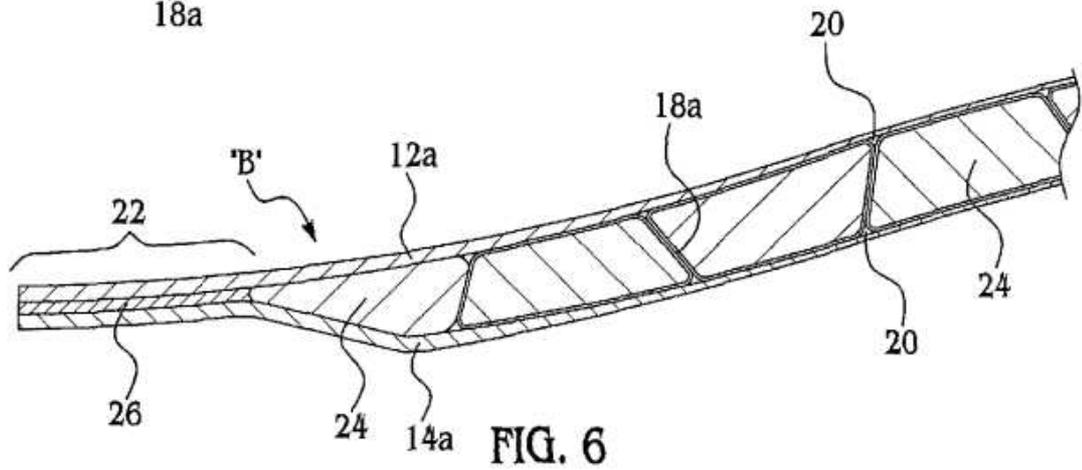


FIG. 6

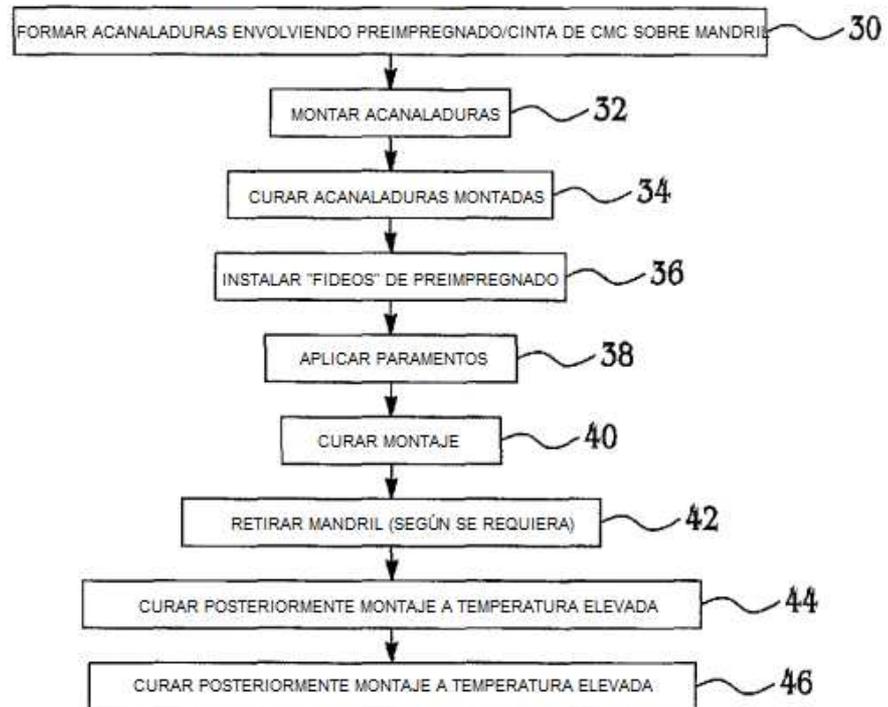


FIG. 7

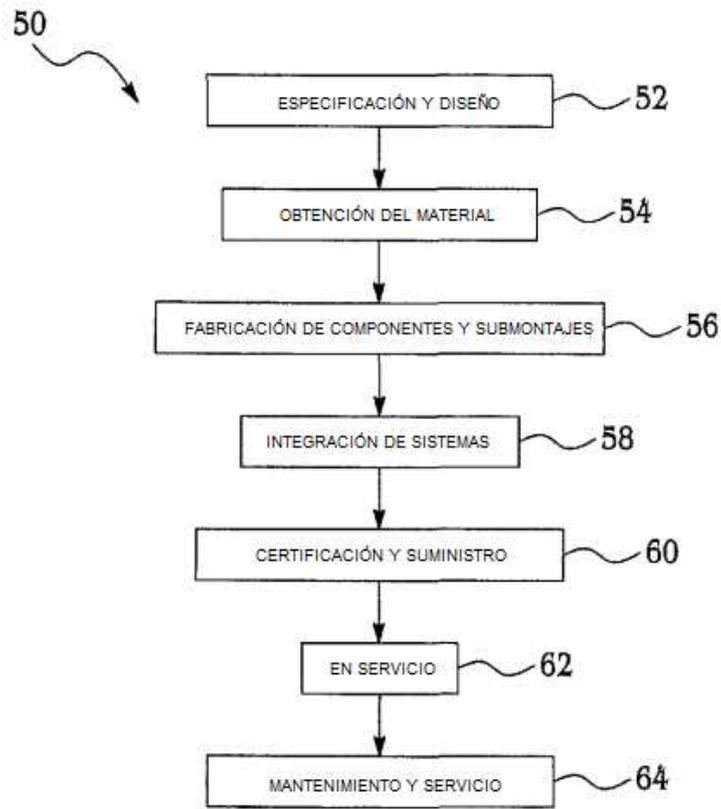


FIG. 8

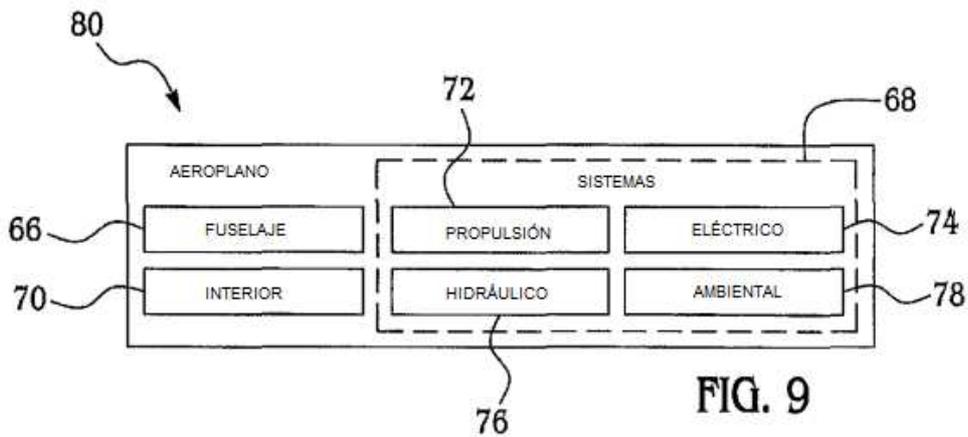


FIG. 9