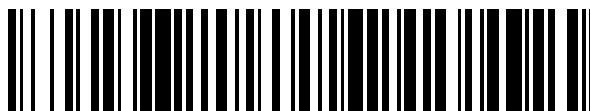


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 638 263**

51 Int. Cl.:

B29K 307/04 (2006.01)
B29K 105/08 (2006.01)
B29C 31/08 (2006.01)
B29C 70/38 (2006.01)
B29C 70/54 (2006.01)
B29C 70/30 (2006.01)
B64F 5/00 (2007.01)
B64C 1/00 (2006.01)
B29L 31/30 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **28.08.2009 E 15167436 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **24.05.2017 EP 2937278**

54 Título: **Método para fabricar estructuras utilizando módulos de material compuesto y estructuras fabricadas mediante el mismo**

30 Prioridad:

28.08.2008 US 200882

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

19.10.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**JONES, DARRELL D.;
BERG, ARVID J.;
BRENNAN, JOSEPH D. y
SHERWOOD, TRAVIS J.**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 638 263 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 fabricar estructuras utilizando módulos de material compuesto y estructuras fabricadas mediante el mismo.

Campo técnico

- 5 Esta descripción se refiere generalmente a técnicas para fabricar estructuras de material compuesto, y trata más particularmente de un método para fabricar estructuras de material compuesto a gran escala uniendo módulos de material compuesto entre sí.

Antecedentes

- 10 Estructuras de material compuesto a gran escala tales como revestimiento del fuselaje para aeronaves, pueden fabricarse usando máquinas avanzadas para colocar fibra (AFP) capaces de disponer materiales compuestos a velocidades relativamente altas. Una manera de conseguir velocidades de producción de las unidades más altas puede obtenerse utilizando una mayor cantidad de máquinas AFP, sin embargo, el uso de máquinas AFP adicionales puede dar lugar a la necesidad de inversiones de capital significativas en términos de costes de máquinas, herramientas y espacio de suelo de la fábrica.

- 15 Por consiguiente, se necesita un método de fabricación que consiga velocidades de producción relativamente altas con una inversión y unos costes operativos relativamente bajos. Existe también una necesidad de un método de fabricación que sea relativamente flexible y se base en equipos que sean menos complicados que las máquinas AFP.

- 20 El documento US 2007/289246 da a conocer un método y unión de lengüeta y ranura. Para fabricar una unión en un panel, se genera una hendidura y se dobla el panel a lo largo de la hendidura. El panel incluye un primer revestimiento, un segundo revestimiento y un núcleo. El núcleo está intercalado entre el primer revestimiento y el segundo revestimiento. La hendidura pasa a través del primer revestimiento y al menos una parte del núcleo. La hendidura incluye un conjunto de lengüetas y un conjunto de ranuras correspondiente. El conjunto de lengüetas se engrana con el conjunto de ranuras en respuesta al doblado del panel a lo largo de la hendidura.

- 25 Sumario

Según un aspecto, se proporciona un método para fabricar una estructura de material compuesto según la reivindicación 1. Según otro aspecto, se proporciona una estructura de material compuesto para aeronaves según la reivindicación 3.

- 30 Según las realizaciones descritas, se proporciona un método para fabricar estructuras de material compuesto, particularmente estructuras de material compuesto a gran escala, que proporciona velocidades de producción más altas usando equipos de menor coste. El tiempo de producción puede reducirse fabricando una estructura a gran escala de módulos que son fabricados individualmente y unidos a continuación entre sí y curados conjuntamente. Los módulos individuales de la estructura pueden fabricarse en paralelo usando equipos del tamaño correcto que, tomados colectivamente, pueden ser capaces de velocidades de colocación de material más altas en comparación con las máquinas AFP convencionales. El método descrito permite también el uso de equipos capaces de manejar múltiples formas de materiales que pueden necesitarse para satisfacer los requisitos de carga en regiones particulares de la estructura.

- 40 Según un ejemplo dado a conocer, se proporciona un método para fabricar una estructura de material compuesto que comprende: formar una pluralidad de módulos de material compuesto teniendo cada uno un borde; y, unir los módulos a lo largo de sus bordes. Los módulos pueden unirse usando una unión en bisel entre los bordes de los módulos que puede incluir una o más rampas superpuestas. Los módulos adyacentes pueden unirse entre sí mediante múltiples uniones en bisel que forman un patrón en dientes de sierra en el que los módulos incluyen fibras de refuerzo unidireccionales que tienen orientaciones distintas de 0 o 90 grados.

- 45 Según otro ejemplo de método dado a conocer, fabricar una estructura de material compuesto comprende: formar una pluralidad de módulos de material compuesto de múltiples capas; ensamblar los módulos de material compuesto entre sí, que incluye formar uniones en bisel entre al menos determinados módulos; y, curar conjuntamente los módulos después de que se hayan formado las uniones en bisel. Las uniones en bisel pueden formarse poniendo a tope capas similares de módulos adyacentes o superponiendo las capas similares.

- 50 Según otro ejemplo adicional dado a conocer, una estructura de material compuesto para aeronave comprende: una pluralidad de módulos laminados de material compuesto teniendo cada uno bordes; y, uniones en bisel para unir los módulos a lo largo de sus bordes. Cada uno de los módulos incluye múltiples capas. Las capas similares de los

módulos adyacentes pueden estar o bien a tope o bien superpuestas en las uniones en bisel. En una variación, la unión en bisel puede ser una unión de cuñas entrelazadas y las uniones entre determinados módulos adyacentes pueden formar un patrón en dientes de sierra.

5 Las realizaciones de la descripción satisfacen la necesidad de un método para fabricar estructuras de material compuesto a gran escala usando equipos de tamaño correcto que representen una inversión con un capital relativamente bajo. Las realizaciones descritas satisfacen también la necesidad de un método de fabricación que es altamente flexible y permite que se formen en paralelo múltiples módulos de la estructura.

1. Método para fabricar una estructura de material compuesto que comprende:

formar una pluralidad de módulos de material compuesto teniendo cada uno un borde; y,

10 unir los módulos entre sí a lo largo de sus bordes.

2. Método según la reivindicación 1, en el que unir los módulos incluye formar una unión en bisel entre los bordes respectivos de los módulos.

3. Método según la reivindicación 1, en el que los módulos incluyen fibras preimpregnadas que forman un ángulo de aproximadamente 45 grados con respecto a un eje de orientación, y en el que:

15 unir los módulos entre sí incluye formar una unión que define un patrón en dientes de sierra a lo largo de los bordes de los módulos.

4. Método según la reivindicación 3, en el que unir los módulos entre sí incluye formar una unión en bisel a lo largo de los bordes de los módulos.

20 5. Método según la reivindicación 1, en el que cada uno de los módulos incluye al menos dos bordes, y unir los módulos entre sí incluye:

formar al menos dos uniones en bisel entre los módulos respectivamente a lo largo de al menos dos bordes.

6. Método según la reivindicación 1, en el que cada uno de los módulos incluye una pluralidad de capas, y unir los módulos entre sí a lo largo de sus bordes incluye:

superponer al menos determinadas capas a lo largo de los bordes.

25 7. Método según la reivindicación 1, en el que cada uno de los módulos incluye una pluralidad de capas, y unir los módulos entre sí a lo largo de sus bordes incluye:

poner las capas sustancialmente a tope a lo largo de los bordes.

8. Método según la reivindicación 1, en el que unir los módulos entre sí incluye formar al menos una unión en bisel a lo largo de los bordes de los módulos.

30 9. Estructura de aeronave a gran escala fabricada por el método de la reivindicación 1.

10. Método para fabricar una estructura de material compuesto, que comprende:

formar una pluralidad de módulos de material compuesto, de capas múltiples;

ensamblar entre sí los módulos de material compuesto, incluyendo formar uniones en bisel entre al menos determinados módulos de material compuesto; y,

35 curar conjuntamente los módulos de material compuesto después de que se hayan formado las uniones en bisel.

11. Método según la reivindicación 10, en el que formar uniones en bisel incluye poner a tope las capas adyacentes de al menos determinados módulos unidos entre sí.

12. Método según la reivindicación 10, en el que formar uniones en bisel incluye superponer sustancialmente las capas de las capas adyacentes de al menos determinados módulos unidos entre sí.

13. Método según la reivindicación 10, en el que:

formar los módulos de material compuesto de capas múltiples incluye disponer capas de material compuesto reforzadas con fibras que tienen orientaciones de fibras que se extienden transversalmente a los bordes de los módulos de manera que los bordes forman un patrón en dientes de sierra, y

5 ensamblar los módulos incluye ajustar entre sí los patrones en dientes de sierra de los módulos adyacentes de los módulos unidos entre sí.

14. Método según la reivindicación 13, en el que ensamblar los módulos incluye escalonar los módulos uno con relación a otro de manera que los patrones en dientes de sierra están desplazados uno con relación a otro.

10 15. Método según la reivindicación 10, en el que ensamblar los módulos entre sí incluye colocar al menos uno de los módulos sobre una de las uniones en bisel.

16. Método según la reivindicación 10, en el que ensamblar los módulos incluye colocar los módulos uno con relación a otro en una herramienta de curado.

17. Estructura de aeronave de material compuesto para aeronaves fabricada mediante el método de la reivindicación 1.

15 18. Estructura de aeronave de material compuesto, que comprende:

una pluralidad de módulos de laminado de material compuesto teniendo cada uno bordes; y

uniones en bisel para unir los módulos a lo largo de sus bordes.

19. Estructura de material compuesto según la reivindicación 18, en la que:

20 cada uno de los módulos incluye múltiples capas, y las capas similares de las capas adyacentes de los módulos están a tope entre sí en la unión en bisel.

20. Estructura de material compuesto según la reivindicación 18, en la que:

cada uno de los módulos incluye múltiples capas, y las capas similares de las capas adyacentes de los módulos se superponen en la unión en bisel.

25 21. Estructura de material compuesto según la reivindicación 18, en la que la unión en bisel es una unión de cuñas entrelazadas.

22. Estructura de material compuesto según la reivindicación 18, en la que:

al menos determinados módulos que tienen bordes unidos entre sí por las uniones en bisel incluyen cada uno al menos una capa que incluye fibras de refuerzo que tienen una orientación común, y

las uniones en bisel que unen estos determinados módulos forman un patrón en dientes de sierra.

30 23. Estructura de material compuesto según la reivindicación 18 que comprende además:

al menos una capa de material compuesto que está superpuesta y unida al menos a una de las uniones en bisel.

24. Estructura de material compuesto a gran escala para aeronaves, que comprende:

35 una pluralidad de módulos de laminado de material compuesto curados conjuntamente en los que cada uno incluye múltiples capas de resina de fibra reforzada con fibra, cada uno de los módulos incluye bordes primero y segundo que se extienden transversalmente entre sí,

los bordes de las capas de las capas adyacentes de los módulos se superponen entre sí para formar una unión en bisel que une entre sí los módulos adyacentes, y

al menos determinados módulos adyacentes que incluyen capas que tienen un refuerzo de fibras orientadas transversalmente a los bordes y en los que los bordes primero y segundo forman un patrón en dientes de sierra.

25. Método para fabricar una estructura de material compuesto a gran escala para aeronaves, que comprende:

formar una pluralidad de módulos de material compuesto en los que cada uno incluye una pluralidad de capas de fibras preimpregnadas en los que al menos la creación de las capas incluye orientaciones de las fibras que se extienden transversalmente a los bordes de los módulos;

5 colocar los bordes de los módulos para formar un perfil en dientes de sierra;

ensamblar los módulos de material compuesto entre sí, que incluye formar uniones en bisel entre los módulos y conjugar los perfiles en dientes de sierra de los módulos adyacentes;

colocar los módulos en una herramienta de curado; y,

curar conjuntamente los módulos después de que los módulos se han colocado en la herramienta de curado.

10 Breve descripción de los dibujos

La figura 1 es una vista desde arriba esquemática de un sistema de fabricación que es adecuado para la implementación de una realización ilustrativa del método de fabricación del revestimiento del fuselaje de material compuesto modular.

15 La figura 2 es una vista en perspectiva de un sistema de fabricación que es adecuado para la implementación de una realización ilustrativa del método de fabricación del revestimiento del fuselaje de material compuesto modular.

La figura 3 es una vista desde un extremo de una máquina SADL (localizadora dobladora semiautomática), una máquina de recogida y colocación y una herramienta de curado.

La figura 4 es un diagrama de flujo que compendia una realización ilustrativa del método de fabricación del revestimiento del fuselaje de material compuesto modular.

20 La figura 5 es un diagrama de flujo de una metodología de producción y servicio de una aeronave.

La figura 6 es un diagrama de bloques de una aeronave.

La figura 7 es un diagrama de flujo que ilustra realizaciones para fabricar estructuras de material compuesto.

La figura 8 ilustra realizaciones adicionales para fabricar estructuras de material compuesto.

La figura 9 es una vista en sección transversal de módulos de material compuesto dispuestos de manera adyacente.

25 La figura 10 es una vista en planta que ilustra una subsección de un revestimiento del fuselaje para aeronaves formada a partir de múltiples módulos según las realizaciones descritas.

La figura 11 es una vista en perspectiva de una sección de fuselaje formada por subsecciones del tipo ilustrado en la figura 10.

La figura 12 es una vista en sección transversal tomada a lo largo de la línea 12 – 12 de la figura 10.

30 La figura 13 es una ilustración esquemática que muestra las capas de la unión en bisel mostradas en la figura 12.

La figura 14 es una vista en sección transversal tomada a lo largo de la línea 14 – 14 de la figura 10.

La figura 15 es una ilustración esquemática que muestra las capas de la unión en bisel de la figura 14.

La figura 16 es una ilustración a escala ampliada de la superficie designada con una "A" en la figura 10.

La figura 17 es una vista en sección transversal de otra unión en bisel según una realización alternativa.

35 La figura 18 es una ilustración esquemática que muestra las capas de la unión en bisel de la figura 17.

La figura 19 es una vista en perspectiva de un módulo de material compuesto que tiene bordes en dientes de sierra.

La figura 20 es una vista en sección transversal que muestra una unión en bisel que forma otra realización.

La figura 21 es una ilustración esquemática que ilustra las capas de la unión en bisel de la figura 20.

La figura 22 es una vista en sección transversal que muestra otra realización de la unión en bisel.

La figura 23 es una ilustración esquemática que muestra las capas de la unión en bisel de la figura 22.

- 5 La figura 24 es una vista en planta que ilustra los desplazamientos entre los bordes de la unión en dientes de sierra entre múltiples módulos.

La figura 25 es un diagrama de flujo que ilustra a grandes rasgos los pasos de una realización del método descrito.

Descripción detallada

10 Haciendo referencia inicialmente a las figuras 1 – 3 de los dibujos, un sistema de fabricación se indica generalmente por el número de referencia 1 que es adecuado para la implementación de una realización ilustrativa del método de fabricación de material compuesto modular. Se muestra el sistema 1 de fabricación en la vista desde arriba de la figura 1 y en la vista en perspectiva de la figura 2. El método para la fabricación del material compuesto modular puede utilizar equipo del tamaño correcto, simple, que permite la colocación de materiales compuestos mediante procesos en paralelo en lugar de en serie como parte de la fabricación de fuselajes de aeronave o de otras partes de material compuesto. El uso de una técnica de proceso en paralelo en la laminación automática de módulos de revestimiento para fuselajes de aeronave o de otras partes puede reducir drásticamente el tiempo requerido para fabricar una parte única. Esta medida puede reducir la inversión de capital, el espacio de suelo de la fábrica y el personal de soporte requerido para fabricar revestimiento del fuselaje para aeronaves de material compuesto o de otras partes. Además, el método puede usarse en la fabricación de partes de material compuesto de colocación plana tal como revestimiento del fuselaje para aeronaves, por ejemplo, y sin limitaciones, o de partes de material compuesto de colocación contorneada tales como chapas de revestimiento del ala y estabilizadores de aeronave, por ejemplo, y sin limitaciones. El método puede usarse para fabricar paneles, cuartos de secciones, medias secciones del fuselaje, más de medias secciones del fuselaje o secciones cilíndricas completas.

25 Tal como se muestra en las figuras 1 y 2, el sistema 1 de fabricación puede incluir una o múltiples máquinas 2 de colocación de banda plana (FTLM) para facilitar la fabricación de partes de material compuesto de colocación plana tal como revestimiento del fuselaje para aeronaves, por ejemplo, y sin limitaciones. Adicional o alternativamente, el sistema 1 de fabricación puede incluir una o múltiples máquinas de colocación de banda contorneada (CTLM) (no mostradas) para facilitar la fabricación de partes de material compuesto de colocación contorneada como revestimiento de ala de aeronave, revestimiento del morro y/o revestimiento de la cola, por ejemplo, y sin limitaciones. Las máquinas FTLM y CTLM pueden tener un diseño que se conoce por expertos en la técnica. Aunque una estructura ejemplar y un método de operación de la máquina 2 FTLM se describirá a continuación en el presente documento, resultará evidente reconocer y entender que el mismo método de operación puede utilizarse con respecto a una o más máquinas CTLM además de o en lugar de las máquinas 2 FTLM.

35 Cada máquina 2 FTLM puede incluir un par de carriles 3 de bastidor separados, paralelos, generalmente alargados. Un bastidor 4 de carro puede extenderse y estar adaptado para atravesar bidireccionalmente los carriles 3 de pista del bastidor. El bastidor 4 de carro puede incluir un par de miembros 5 de bastidor de carro separados, paralelos, alargados generalmente. Los miembros 5 de bastidor de carro pueden estar orientados en una relación generalmente perpendicular con respecto a los carriles 3 de pista de bastidor.

40 Un carro 6 de corte puede estar adaptado para atravesar bidireccionalmente los miembros 5 de bastidor de carro del bastidor 4 de carro. Un motor de carro (no mostrado) puede estar aplicado al carro 6 de corte para facilitar el movimiento del carro 6 de corte en el bastidor 4 de carro. Un dispositivo 7 de corte puede estar dispuesto en el carro 6 de corte. En algunas realizaciones, el dispositivo 7 de corte puede ser una cuchilla ultrasónica, aunque pueden usarse implementos de corte alternativos que se conocen por expertos en la técnica y son adecuados para este objeto.

45 Una pista 10 de rotación de la plataforma de transferencia, que puede ser circular o anular, puede estar dispuesta entre los carriles 3 de pista de bastidor y debajo del bastidor 4 de carro. Una plataforma 14 de transferencia puede estar dispuesta de manera retirable en la pista 10 de rotación de la plataforma de transferencia. La plataforma 14 de transferencia puede tener una forma generalmente cuadrada. Las porciones 14a de esquina de la plataforma 14 de transferencia pueden aplicarse deslizable o rotatoriamente a la pista 10 de rotación de la plataforma de transferencia a juicio de los expertos en la técnica por medio de rodillos (no mostrados), por ejemplo, y sin limitaciones. Según se describirá a continuación en el presente documento, una lámina 16 de transporte puede estar dispuesta en la plataforma 14 de transferencia. Tal como se usa en el presente documento, “módulo” y “módulo de material compuesto” hacen referencia a secciones de material compuesto que están unidas entre sí para formar una

estructura mayor, y pueden ser, pero no están necesariamente limitadas a, un conjunto único o múltiple formado de estopas de fibra o tejidos preimpregnados. Un módulo 18 de material compuesto puede estar dispuesto en la lámina 16 de transporte. La plataforma 14 de transferencia puede rotarse en la pista 10 de rotación de la plataforma de transferencia, el bastidor 4 de carro puede moverse a lo largo de los carriles 3 de pista de bastidor y el carro 6 de corte puede moverse a lo largo de los miembros 5 de bastidor de carro del bastidor 4 de carro para facilitar el corte del módulo 18 de material compuesto a lo largo de un eje o de ejes seleccionados mediante la operación del dispositivo 7 de corte.

Tal como se muestra en las figuras 1 – 3, el sistema 1 de fabricación puede incluir además una máquina 22 SADL (localizadora dobladora semiautomática), La máquina 22 SADL puede incluir un pedestal 23 que puede hacerse portátil mediante múltiples ruedas 24 de pedestal. La plataforma 25 de formación del módulo puede estar dispuesta en el pedestal 23. La plataforma 25 de formación del módulo puede estar adaptada a recibir y soportar una lámina 16 portadora en la que está dispuesto un módulo 18 de material compuesto con propósitos que se describirán a continuación en el presente documento.

Como se describirá además en las figuras 1 – 3, el sistema 1 de fabricación puede incluir adicionalmente una máquina 30 de recogida y colocación. Tal como se muestra en las figuras 1 y 2, la máquina 30 de recogida y colocación puede estar situada generalmente adyacente a la máquina 22 SADL. Tal como se muestra adicionalmente en la figura 1, en algunas realizaciones una máquina 22 SADL puede estar dispuesta en o está generalmente adyacente a extremos respectivos de la máquina 30 de recogida y colocación. La máquina 30 de recogida y colocación puede incluir un caballete 31 que tiene un par de carriles 32 separados, paralelos, generalmente alargados. Los carriles 32 del caballete 31 pueden estar soportados cada uno por múltiples soportes 33 de carril separados tal como se muestra en la figura 3. Al menos un carro 36 con cabeza de colocación puede extenderse y aplicarse deslizablemente a los carriles 32 del caballete 31. Cada carro 36 con cabeza de colocación puede extenderse y aplicarse deslizablemente a los carriles 32 del caballete 31. Cada carro 36 con cabeza de colocación puede estar adaptado al desplazamiento bidireccional por los carriles 32, según indica la flecha 8 de doble cabeza de la figura 1. Un motor de carro (no mostrado) puede ser aplicado a cada carro 36 con cabeza de colocación para facilitar el movimiento del carro 36 con cabeza de colocación por los carriles 32.

Tal como se muestra en las figuras 2 y 3, una cabeza 40 de colocación del módulo puede estar suspendida de cada carro 36 con cabeza de colocación. La cabeza 40 de colocación del módulo puede incluir un árbol 41 de cabeza y un miembro 42 de aplicación del módulo generalmente curvado o arqueado. El árbol 41 de cabeza de la cabeza 40 de colocación del módulo puede estar aplicado al carro 36 con cabeza de colocación usando cualquier técnica apropiada conocida para los expertos en la técnica. En algunas realizaciones, al menos una pestaña 37 de montaje de la cabeza se extiende desde el carro 36 con cabeza de colocación. Al menos un soporte 44 de fijación de módulo se extiende desde el árbol 41 de cabeza. El soporte 44 de fijación de módulo puede estar conectado al menos a una pestaña 37 de montaje de la cabeza por medio de un miembro 38 de fijación de la cabeza.

Tal como se ha mostrado adicionalmente en las figuras 2 y 3, el módulo 42 de aplicación del módulo de la cabeza 40 de colocación del módulo puede incluir una superficie 43 de formación del módulo generalmente convexa. Un escáner 49 de un sistema 46 de escaneado de inspección puede estar adaptado para atravesar la superficie 43 formadora del módulo del miembro 42 de aplicación del módulo. El escáner 49 puede estar fijado al miembro 42 de aplicación del módulo según la experiencia de los expertos en la técnica objeto. En algunas realizaciones, una ranura 47 del escáner curvada, generalmente alargada puede estar dispuesta en el miembro 42 de aplicación del módulo generalmente adyacente a y a lo largo de la superficie 43 formadora del módulo. Un soporte 48 de escáner puede estar aplicado a la ranura 47 del escáner para atravesar la ranura 47 del escáner. El escáner 49 puede estar dispuesto en el soporte 48 de escáner. Un motor de escáner (no mostrado) puede estar aplicado al soporte 48 de escáner para facilitar el movimiento selectivo del soporte 48 de escáner en la ranura 47 del escáner y del escáner 49 a lo largo y adyacente a la superficie 43 formadora del módulo del miembro 42 de aplicación del módulo. Un análisis de inspección y un sistema de control (no mostrados) pueden estar conectados al motor del escáner (no mostrado) y al escáner 49 para facilitar el movimiento de escaneado del escáner 49 y recoger y analizar imágenes recibidas del escáner 49.

El sistema 1 de fabricación puede incluir además una herramienta 54 de curado, mandril o molde. La herramienta 54 de curado puede ser una herramienta de curado OML (línea de molde exterior) o una IML (línea de molde interior), como ejemplo y sin limitaciones. Tal como se muestra en las figuras 1, 2 y 3, la herramienta 54 de curado puede estar situada adyacente generalmente a la máquina 22 SADL y entre los carriles 32 de la máquina 30 de recogida y colocación. Tal como se muestra en la figura 3, en algunas realizaciones la herramienta 54 de curado puede incluir una base 55 de la herramienta y lados 56 de herramienta separados, generalmente paralelos que se extienden desde la base 55 de la herramienta. Una superficie 57 de colocación del módulo generalmente curvada o semicircular puede estar dispuesta en la base 55 de la herramienta y en los lados 56 de la herramienta y puede extenderse a lo largo de la longitud de la herramienta 54 de curado. Sin embargo, resultará evidente reconocer y comprender que la herramienta 54 de curado (tal como en el caso de las herramientas de curado IML, por ejemplo) no tiene necesariamente una sección transversal totalmente cilíndrica o semicilíndrica tal como se muestra con respecto a la superficie 57 de colocación del módulo de la herramienta 54 de curado. En circunstancias en las que

se desea utilizar el método de fabricación de cuartos de paneles, por ejemplo, y sin limitaciones, se pueden usar herramientas 54 de curado que tengan a la vez una configuración OML y una configuración IML. Además, la herramienta 54 de curado puede estar configurada como un molde para alas o para el estabilizador, herramienta, herramienta de curado o en cualquier configuración dependiendo de la parte a ser fabricada.

5 En la implementación típica del método de fabricación de material compuesto modular, el método puede usarse para fabricar un revestimiento 60 del fuselaje para aeronaves (figura 1) usando los múltiples módulos 18 de material compuesto. Dependiendo de la aplicación y de la parte que debe ser fabricada, cada módulo 18 puede incluir cualquier combinación de preimpregnado de fibra de carbono unidireccional; tejido preimpregnado de fibra de carbono; fibra de cristal; KEVLAR® poli(p-fenileno tereftalmida); u otros materiales. Cada módulo 18 puede tener al menos una capa. Una lámina 16 portadora, sobre la que puede ser depositado un módulo 18 de material compuesto, puede estar dispuesta inicialmente en una plataforma 14 de transferencia. La plataforma 14 de transferencia puede estar dispuesta en la pista de rotación de la plataforma 10 de transferencia anular de una máquina 2 FTLM. El dispositivo 7 de corte del carro 6 de corte puede ser operado para recortar o cortar el módulo 18 de material compuesto a la dimensión y forma deseadas. Durante el recorte, corte u operación de modulación, el módulo 18 de material compuesto puede situarse en orientaciones seleccionadas con respecto al dispositivo 7 de corte mediante el movimiento del carro 6 de corte a lo largo de miembros de bastidor del carro 5 del bastidor del carro 4; por el movimiento del bastidor del carro 4 a lo largo de los carriles 3 de pista del bastidor; y/o por rotación de la plataforma 14 de transferencia en la pista 10 de rotación de la plataforma de transferencia. Cada FTLM 2 puede facilitar la modulación a alta velocidad de los módulos 18 de material compuesto que deben formar el revestimiento 60 del fuselaje para aeronaves usando tecnología de corte limpio.

Después de recortar o cortar el módulo 18 de material compuesto la plataforma 14 de transferencia, en la que está dispuesta la lámina 16 de transporte y el módulo 18 de material compuesto recortado o cortado, puede ser retirada de la pista 10 de rotación de la plataforma de transferencia. La plataforma 14 de transferencia puede ser transportada desde la máquina 2 FTLM a una de las máquinas 22 SADL. La retirada de la plataforma 14 de transferencia de la pista 10 de rotación de la plataforma de transferencia y/o el transporte de la plataforma 14 de transferencia puede ser automática o manual. En la máquina 22 SADL, la lámina 16 de transporte puede ser retirada de la plataforma 14 de transferencia y dispuesta en la plataforma 25 de formación del módulo de la máquina 22 SADL. La lámina 16 de transporte puede tener dispuestas múltiples aberturas para herramientas/índices (referencias), (no mostradas) que pueden ser indexadas a la máquina 22 SADL para facilitar la colocación y colocación apropiada de la lámina 16 de transporte en la plataforma 25 de formación del módulo.

El carro 36 con cabeza de colocación puede ser operado a continuación para que deslice a lo largo de los carriles 32 del caballete 31 de la máquina 30 de recogida y colocación para disponer el miembro 42 de aplicación del módulo de la cabeza 40 de colocación del módulo directamente sobre el módulo 18 de material compuesto. La plataforma 25 de formación del módulo de la máquina 22 SADL puede ser alta entonces contra la superficie 43 formadora del módulo del miembro 42 de aplicación del módulo para formar o contorneo el módulo de material compuesto plano 18 siguiendo el contorno generalmente convexo de la superficie 43 formadora del módulo, según se indica por línea de trazos en la figura 3, por medio de un proceso de compactación del módulo. La formación y el contorneo del módulo 18 siguiendo la superficie 43 formadora del módulo del miembro 42 de aplicación del módulo puede ser automática. Módulos 18 de material compuesto adicionales pueden ser transportados desde la máquina 2 FTLM a la plataforma 25 de formación del módulo de la máquina 22 SADL y formados según la superficie 43 formadora del módulo del miembro 42 de aplicación del módulo de una manera laminada o multicapa según se necesite para conseguir un espesor deseado del revestimiento 60 del fuselaje para aeronaves (figura 1). Por consiguiente, se pueden disponer módulos 18 de material compuesto sucesivos uno sobre otro para formar un módulo 18 laminado que tiene múltiples capas. Dependiendo de la aplicación, la cabeza 40 de colocación del módulo puede disponer capas de fibra continuas o capas de tejido continuas junto con capas tejidas de los módulos 18 de material compuesto. En algunas aplicaciones, módulos 18 adyacentes pueden ser aplicados entre sí, como se tratará a continuación con más detalle. Resultará evidente reconocer y comprender que los módulos 18 de material compuesto no siempre necesitan ser formados en la superficie 43 formadora del módulo del miembro 42 de aplicación del módulo en la cabeza 40 de colocación del módulo. En el caso de una herramienta de curado IML 54, los módulos 18 pueden ser formados directamente en la herramienta 54 de curado o en otras capas de revestimiento usando la máquina 22 SADL.

Después de que el número deseado de módulos 18 de material compuesto ha sido dispuesto en la cabeza 40 de colocación del módulo de la máquina 30 de recogida y colocación, el escáner 49 del sistema 46 de escaneado de inspección puede ser operado para que atraviese la superficie 43 formadora del módulo del miembro 43 de aplicación del módulo con el objeto de inspeccionar los módulos 18 de material compuesto. Los módulos 18 de material compuesto defectuosos pueden retirarse de la cabeza 40 de colocación del módulo y reemplazados por módulos 18 de material compuesto no defectuosos. La inspección de los módulos 18 en la cabeza 40 de colocación del módulo puede ser un proceso automático.

El carro 36 con cabeza de colocación de la máquina 30 de recogida y colocación puede ser operado a continuación para que atraviese los carriles 32 del caballete 31 de la máquina 30 de recogida y colocación y facilite la colocación

de precisión de los módulos 18 de material compuesto apilados, laminados, comprimidos e inspeccionados en el lugar deseado de la superficie 57 de colocación del módulo (figura 3) de la herramienta 54 de curado.

Módulos 18 apilados, laminados y comprimidos adicionales pueden ser formados de manera similar y dispuestos en los lugares deseados de la superficie 57 de colocación del módulo para formar el revestimiento 60 del fuselaje para aeronaves. Los bordes 19 de módulo de los módulos 18 adyacentes pueden unirse y superpuestos con un bisel (no mostrado) o unidos mediante un empalme (no mostrado) hasta que el revestimiento 60 del fuselaje para aeronaves queda completamente dispuesto.

Haciendo referencia a continuación al diagrama 300 de flujo de la figura 4, en él se compendia una realización ilustrativa de un método de fabricación de material compuesto. El método puede usarse para fabricar un revestimiento del fuselaje para aeronaves que tenga un espesor deseado, por ejemplo, y sin limitaciones. En el bloque 302 se puede disponer un módulo de material compuesto. El módulo puede ser un módulo de revestimiento del fuselaje para aeronaves que puede usarse para fabricar una estructura tal como un revestimiento del fuselaje para aeronaves, por ejemplo, y sin limitaciones, y puede ser dispuesta usando una FTLM (máquina de colocación de banda plana), por ejemplo, y sin limitaciones. Adicional o alternativamente, el módulo puede usarse para fabricar una estructura tal como un revestimiento para el ala, revestimiento para el morro o revestimiento para la cola de aeronave, por ejemplo y sin limitaciones, en cuyo caso el módulo puede ser dispuesto usando una CTLM (máquina de colocación de banda contorneada). En el bloque 304, el módulo puede ser transferido a una máquina SADL (localizadora dobladora semiautomática). En el bloque 306, el módulo puede ser formado según el contorno de un revestimiento del fuselaje para aeronaves o de otra estructura. En el bloque 308, pueden repetirse los pasos realizados en los bloques 302, 304 y 306 para formar un espesor deseado del revestimiento del fuselaje para aeronaves o para otra estructura. En el bloque 310, los módulos pueden ser inspeccionados. En el bloque 312, los módulos apilados o laminados pueden ser apilados sobre una herramienta de curado. La herramienta de curado puede ser una herramienta de curado OML (línea de molde exterior) o IML (línea de molde interior), por ejemplo, y sin limitaciones. En el bloque 314, pueden repetirse los pasos realizados en los bloques 302, 304, 306, 308, 310 y 312 según sea necesario para disponer completamente el revestimiento del fuselaje para aeronaves o para otra estructura.

Haciendo referencia a continuación a las figuras 5 y 6, se pueden usar realizaciones de la descripción en el contexto de un método 78 de fabricación y servicio de una aeronave tal como se muestra en la figura 5 y de una aeronave 94 tal como se muestra en la figura 6. Durante la preproducción, el ejemplo de método 78 puede incluir la especificación y el diseño 80 de la aeronave 94 y la adquisición de material 82. Durante la producción, se realiza la fabricación de los componentes y subconjuntos 84 y la integración de los sistemas 86 de la aeronave 94. A partir de este momento, la aeronave 94 puede pasar la certificación y entrega 88 para ponerse en servicio 90. Mientras está en servicio con un comprador, se puede programar el mantenimiento de rutina y el servicio 92 (que puede incluir también la modificación, reconfiguración, renovación, y así sucesivamente) de la aeronave 94.

Cada uno de los procesos del método 78 pueden ser realizados o efectuados por un integrador de sistemas, una tercera parte y/o un operador (por ejemplo, un comprador). Según los objetivos de esta descripción, un integrador de sistemas puede incluir sin limitaciones cualquier número de fabricantes de aeronaves y subcontratistas de sistemas mayores; una tercera parte puede incluir sin limitaciones cualquier número de vendedores, subcontratistas y suministradores; y un operador puede ser una línea aérea, una compañía de alquiler (leasing), una entidad militar, una organización de servicios y otras.

Tal como se muestra en la figura 6, la aeronave 94 producida mediante el ejemplo de método 78 puede incluir una célula de aeronave 98 con una pluralidad de sistemas 96 y un interior 100. Ejemplos de sistemas de alto nivel 96 incluyen uno o más sistemas 102 de propulsión, un sistema 104 eléctrico, un sistema 106 hidráulico y un sistema 108 ambiental. Se puede incluir cualquier número de otros sistemas. Aunque se muestra un ejemplo de la industria aeroespacial, los principios de la invención pueden ser aplicados a otras industrias, tales como la industria de la automoción.

Los aparatos incorporados en el presente documento pueden ser empleados durante una o más etapas cualesquiera del método 78 de producción y servicio. Por ejemplo, los componentes o subconjuntos correspondientes al proceso de producción 84 pueden fabricarse o manufacturados de una manera similar a los componentes o subconjuntos producidos mientras la aeronave 94 está en servicio. Una o más incorporaciones de los aparatos puede ser realizada también durante las etapas de producción 84 y 86, por ejemplo, expeditando sustancialmente el montaje, o reduciendo el coste, de una aeronave 94. De manera similar, se puede realizar una o más incorporaciones de aparatos mientras la aeronave 94 está en servicio, por ejemplo, y sin limitaciones del mantenimiento y servicio 92.

Tal como se ha mencionado anteriormente, el método de fabricación de material compuesto modular puede utilizar equipo del tamaño correcto para permitir la colocación de materiales compuestos en procesos en paralelo en lugar de en serie como parte de la fabricación de fuselajes de aeronave u otras partes de material compuesto. En este sentido, se hace referencia a las figuras 7 y 8. Según un número de realizaciones, un método 700 para fabricar una

estructura de material compuesto puede incluir disponer 702 una pluralidad de los módulos 18 en la herramienta 54 de manera que cada uno de los módulos 18 es adyacente al menos a otro de los módulos 18, tal como se muestra en la figura 9 y de manera que los módulos adyacentes 18 pueden unirse entre sí, tal como en una unión 704, para formar una estructura de material compuesto.

5 En algunas de las realizaciones, más de un módulo 18 puede ser dispuesto en la herramienta 54 sustancialmente al mismo tiempo; en dichas realizaciones, pueden disponerse una pluralidad de plataformas 14 de transferencia. Además, en la formación de la estructura de material compuesto, los módulos 18 pueden ser dispuestos en la herramienta 54 de una manera sustancialmente secuencial, realizándose un procedimiento 706 posterior a la colocación en uno de los módulos 18 que ya ha sido dispuesto en la herramienta 54 (según se indica mediante la notación $n - 2$ de la figura 8) mientras que el módulo 18 siguiente está siendo dispuesto en la herramienta 54 (según se indica mediante la notación $n - 1$ de la figura 8). En muchas realizaciones, el paso de colocación 702 y el paso de procedimiento 706 posterior a la colocación pueden ser realizados mientras un módulo 18 siguiente está siendo preparado 708 para la colocación (según se indica mediante la notación n de la figura 8).

15 Con respecto a realizar un procedimiento 706 posterior a la disposición, este procedimiento puede incluir inspeccionar 710 uno de los módulos 18 que ya ha sido dispuesto en la herramienta 54 (según se indica mediante la notación $n - 2$ de la figura 8). La realización 706 de un procedimiento posterior a la colocación puede incluir también trabajar en la unión 704 formada entre módulos 18 adyacentes. En algunas de las realizaciones, tales como las mostradas en las figuras 7 y 8, el método 700 de fabricación puede incluir que se realicen, por ejemplo, los pasos de inspección 710 y el paso de procedimiento 706 posterior a la colocación en módulos 18 diferentemente dispuestos sustancialmente al mismo tiempo.

25 En muchas realizaciones, la colocación 702 de un módulo 18 en una herramienta 54 puede incluir cargar 712 un módulo 18 en una plataforma 14 de transferencia, indexar 714 el módulo cargado en una posición apropiada, y/o disponer a continuación 716 el módulo en una herramienta 54. Después de que todos los módulos 18 han sido dispuestos en la herramienta 54 y ha sido realizado cualquier proceso posterior a la colocación siguiente, se puede curar la estructura.

30 Haciendo referencia ahora a las figuras 10 y 11, los módulos 208 de material compuesto del tipo general descrito previamente pueden unirse entre sí a lo largo de sus bordes 210 mutuos para formar el revestimiento 202 de una estructura a gran escala tal como una sección del fuselaje de una aeronave con forma cilíndrica 204. Como se describe a continuación con más detalle, cada uno de los módulos 208 puede comprender una o más capas laminadas de material compuesto reforzadas con fibras unidireccionales o bidireccionales y puede incluir recortes (no mostrados) y/o refuerzos (no mostrados) y/o perfiles (no mostrados) usados en las características de formación, tal como una puerta 206 en el revestimiento del fuselaje 202 mostrada en la figura 11.

35 Haciendo referencia ahora a las figuras 12 – 15, Los módulos adyacentes de los módulos 208 pueden unirse a lo largo de sus bordes 210 mutuos por uniones en bisel, ejemplos de estas uniones son designados por los números 213a, 213b. Tal como se usa en el presente documento, “unión en bisel” hace referencia a una unión entre dos piezas de material hechas biselando o achaflanando sus extremos, bordes o lados para que cuando las partes sean dispuestas juntas tengan bordes superpuestos que formen un miembro sustancialmente continuo. Tal como se muestra en la figura 13, cada uno de dos módulos 208a, 208c adyacentes unidos por una unión 213a en bisel puede comprender múltiples capas 212 de fibras preimpregnadas unidireccionales o bidireccionales emparedadas entre las láminas 216, 218 superficiales superior y de fondo respectivamente. Cada una de las láminas 216, 218 exteriores puede comprender tejido u otros materiales de lámina. La unión 213a en bisel se forma disponiendo las capas 212 de los dos módulos 208a, 208c de manera que los extremos exteriores 214 de las capas similares de los módulos 208a, 208c se superponen una a otra. La unión 213a en bisel representa un bisel simple con una rampa con una pendiente de 40:1 (es decir, una relación longitud/altura) que comprende un total de 12 capas 212 superpuestas; son posibles rampas con otras relaciones, dependiendo de la aplicación.

45 Una subsección 200 de revestimiento particular (figura 10) puede comprender módulos 208 unidos entre sí a lo largo de sus bordes 210 mutuos mediante más de un tipo de uniones 213 en bisel, y de hecho un módulo 208 particular puede unirse a lo largo de sus bordes 210 a módulos 208 adyacentes mediante diferentes tipos de uniones en bisel. Por ejemplo, un borde 210a del módulo 208a mostrado en la figura 10 puede unirse al módulo 208c mediante la unión 213a en bisel mostrada en las figuras 12 y 13, mientras que otro borde 210b del módulo 208a puede unirse al módulo 208b mediante otra forma de unión 213b en bisel mostrada en las figuras 14 y 15. Tal como se muestra en las figuras 14 y 15, la unión 213b en bisel es una simple configuración en bisel que comprende 12 capas 212 dispuestas con una rampa con una pendiente de 80:1 en la que los bordes 214 exteriores de las capas similares 212 están sustancialmente dispuestos en el mismo plano, y a tope entre sí; son posibles otras relaciones de rampa, dependiendo de la aplicación.

Haciendo referencia ahora a la figura 10 y a las figuras 16 – 18, algunos de los módulos 208 tales como los módulos 208d y 208e pueden comprender capas 212 en las que el ángulo de orientación de las fibras de refuerzo se extiende transversalmente a los bordes 210. En el ejemplo ilustrado, la dirección de la orientación de las fibras está

- designada por el número 215 en la figura 16 y comprende 45 grados. Para formar una unión 213c en bisel entre los módulos 208d y 208e adyacentes, los bordes 210 están formados con un patrón en zigzag o en dientes de sierra 220 que es simétrico alrededor de un eje 221 de la unión (figura 16). El patrón en dientes de sierra 220 se produce biselando los bordes 210 de los módulos 208d, 208e en dos direcciones ortogonales. En el ejemplo ilustrado, según se aprecia mejor en la figura 18, la unión 213c en bisel comprende 12 capas 212 dispuestas en una rampa con una pendiente de 80:1 en la que las capas similares están a tope, en lugar de superponerse una a otra. Son posibles relaciones diferentes de la de 80:1, dependiendo de la aplicación. La figura 19 ilustra un módulo 208 típico que tiene bordes 220 en dientes de sierra en los que los patrones en dientes de sierra están desplazados entre una capa y otra.
- Las figuras 20 y 21 ilustran un conjunto de módulos 219 en el que se usa una unión 213d en bisel para unir dos módulos 228a, 228b, cada uno formado por múltiples capas 212 en los que las capas similares se superponen por sus bordes 217. Un tercer módulo 226 comprende múltiples capas 227 que están dispuestas sobre la unión 213d en bisel. La realización de las figuras 20 y 21 ilustra que la unión 213d en bisel puede estar escalonada a través de la subsección 200 (figura 10) y puede no ser continua a través de todo el espesor de la subsección 200. Se hace referencia ahora a las figuras 22 y 23 que ilustran otra realización de un conjunto de módulos 229 que emplea una unión en bisel del tipo de unión 213e de cuñas entrelazadas formada por múltiples biseles 221. La unión 213e en bisel se extiende a través de todo el espesor del conjunto de módulos 229 y une múltiples módulos 230 – 236 adyacentes. En este ejemplo, el conjunto de módulos 229 comprende doce capas 212 incluyendo las láminas 216, 218 superficiales superior y de fondo, en el que cada uno de los biseles 221 posee una rampa con una pendiente de 80:1; son posibles rampas con otras relaciones, dependiendo de la aplicación. En este ejemplo también, están a tope las capas similares 212 de los módulos 230 – 236 adyacentes, en lugar de estar superpuestas entre sí.
- Se hace referencia ahora a la figura 24 que ilustra una estructura 238 laminada formada por múltiples módulos 208 que están unidos entre sí a lo largo de juntas en bisel (no mostradas) que forman patrones en dientes de sierra 240. En este ejemplo, los patrones 240 en dientes de sierra están dispuestos en dos grupos 240a, 240b. Los patrones 240 en dientes de sierra están escalonados uno con relación a otro de manera que las fases de los dos grupos 240a, 240b están desplazadas una distancia "x" para que los patrones 240 adyacentes de los patrones en dientes de sierra no estén alineados entre sí. Este escalonamiento de patrones 240 en dientes de sierra adyacentes puede mejorar las propiedades estructurales de la estructura 238 laminada.
- Se hace referencia ahora a la figura 25 que compendia los pasos en sentido amplio de un método para fabricar estructuras usando los módulos 208 descritos previamente. Empezando en el paso 246, se forman módulos 208 que pueden comprender una o múltiples capas de material compuesto. A continuación en 248, los módulos 208 son ensamblados usando una entre varios tipos de uniones en bisel 213 tratadas anteriormente. A continuación del 11 ensamblaje, los módulos 208 pueden ser dispuestos sobre o en una herramienta de curado en el paso 250 que puede comprender una herramienta de curado con línea de molde interior o con línea de molde exterior. Tal como se ha descrito previamente en conexión con las figuras 1 – 3, los módulos 208 pueden ser ensamblados disponiéndolos secuencialmente en la herramienta de curado o ensamblando grupos de los módulos 208 y disponiendo a continuación los grupos en la herramienta de curado. Finalmente, en el paso 252, los módulos ensamblados 208 son curados conjuntamente en las herramientas de curado, dando lugar al flujo de resina a través de las uniones en bisel 213 para formar una estructura consolidada sustancialmente homogénea.
- Aunque las realizaciones de esta descripción han sido descritas con respecto a determinadas realizaciones a modo de ejemplo, resultará evidente que las realizaciones específicas tienen como objeto la ilustración y no la limitación, al igual que otras variaciones que se le puedan ocurrir a los expertos en la técnica.
- También se da a conocer un método para fabricar una estructura de material compuesto de ejemplo, que comprende formar una pluralidad de módulos de material compuesto teniendo cada uno un borde, y unir los módulos entre sí a lo largo de sus bordes.
- Opcionalmente, unir los módulos incluye formar una unión en bisel entre los bordes respectivos de los módulos.
- Opcionalmente, los módulos incluyen fibras preimpregnadas que forman un ángulo de aproximadamente 45 grados con respecto a un eje de orientación, y unir los módulos entre sí incluye formar una unión que define un patrón en dientes de sierra a lo largo de los bordes de los módulos.
- Opcionalmente, unir los módulos entre sí incluye formar una unión en bisel a lo largo de los bordes de los módulos.
- Opcionalmente, cada uno de los módulos incluye al menos dos bordes, y unir los módulos entre sí incluye formar al menos dos uniones en bisel entre los módulos respectivamente a lo largo de los al menos dos bordes.
- Opcionalmente, cada uno de los módulos incluye una pluralidad de capas, y unir los módulos entre sí a lo largo de sus bordes incluye superponer al menos determinadas de las capas a lo largo de los bordes.

Opcionalmente, cada uno de los módulos incluye una pluralidad de capas, y unir los módulos entre sí a lo largo de sus bordes incluye poner sustancialmente a tope las capas a lo largo de los bordes.

Opcionalmente, unir los módulos entre sí incluye formar al menos una unión en bisel a lo largo de los bordes de los módulos.

5 También se da a conocer una estructura de aeronave a gran escala fabricada por el método de ejemplo.

También se da a conocer una estructura de material compuesto para aeronave, que comprende una pluralidad de módulos laminados de material compuesto teniendo cada uno bordes, y uniones en bisel para unir los módulos a lo largo de sus bordes.

10 Opcionalmente, cada uno de los módulos incluye múltiples capas, y capas similares en las capas adyacentes de los módulos se ponen a tope entre sí en la unión en bisel.

Opcionalmente, cada uno de los módulos incluye múltiples capas, y capas similares en las capas adyacentes de módulos se superponen en la unión en bisel.

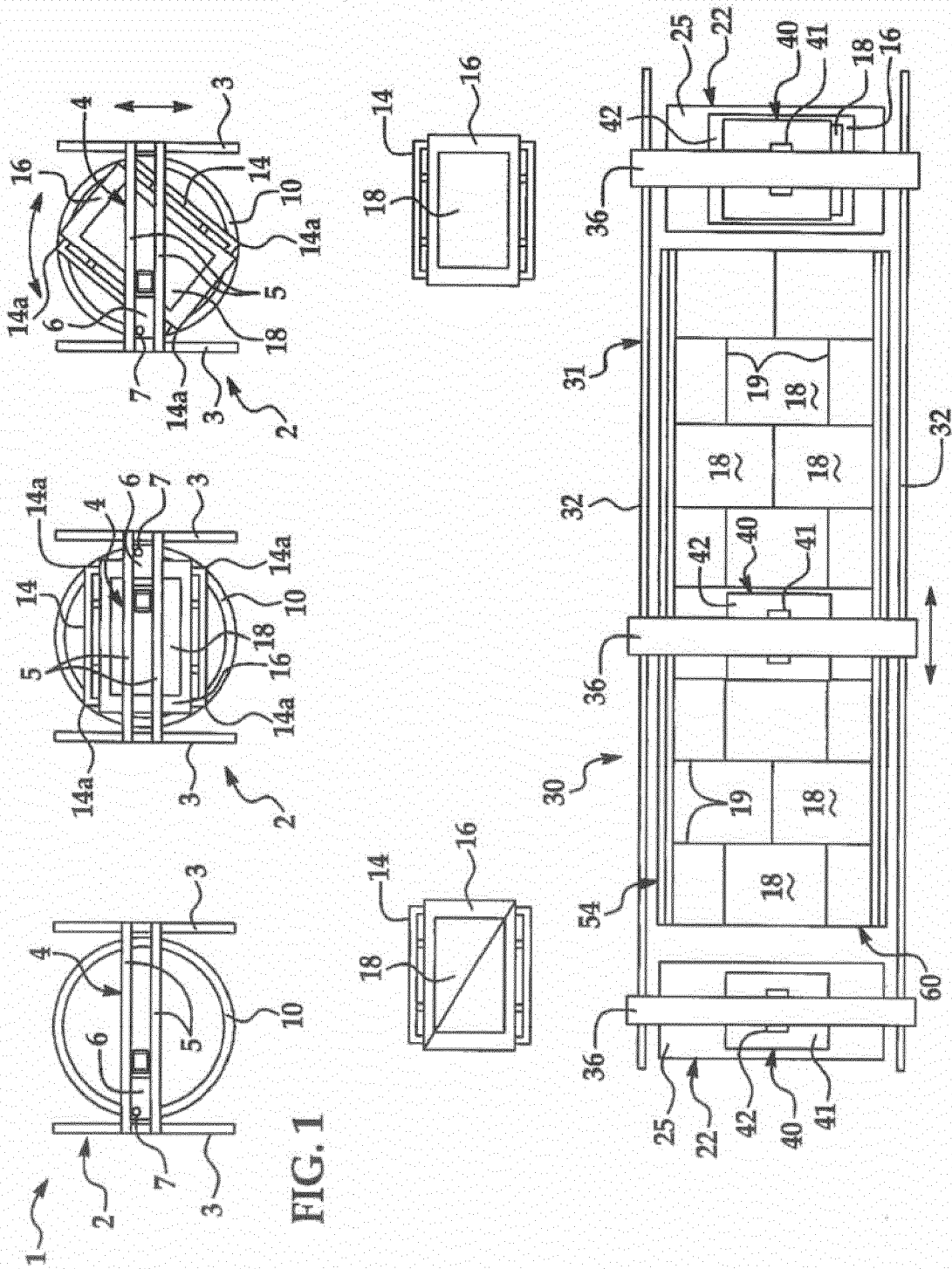
Opcionalmente, la unión en bisel es una unión de cuñas entrelazadas.

15 Opcionalmente, al menos determinados de los módulos que tienen bordes unidos entre sí mediante las uniones en bisel incluyen cada uno al menos una capa que incluye fibras de refuerzo que tienen una orientación común, y las uniones en bisel que unen los determinados módulos forman un patrón en dientes de sierra.

Opcionalmente, existe al menos una capa de material compuesto que se superpone y se une a al menos una de las uniones en bisel.

REIVINDICACIONES

1. Método para fabricar una estructura de material compuesto, que comprende:
- 5 formar una pluralidad de módulos (208) de material compuesto teniendo cada uno un borde (210); y,
- unir los módulos entre sí a lo largo de bordes respectivos de dos módulos colocados de manera adyacente formando una unión en bisel entre los bordes respectivos; en los que
- la unión en bisel es una unión de cuñas entrelazadas, en la que los módulos incluyen fibras preimpregnadas que forman un ángulo de aproximadamente 45 grados con respecto al borde, y en la que:
- unir los módulos entre sí a lo largo de sus bordes incluye formar una unión que define un patrón en dientes de sierra a lo largo de los bordes de los módulos.
- 10 2. Método según la reivindicación 1, en el que cada uno de los módulos (208) incluye al menos dos bordes (210), y unir los módulos entre sí incluye:
- formar al menos dos uniones en bisel entre los módulos respectivamente a lo largo de al menos dos bordes.
3. Estructura de material compuesto para aeronave, que comprende:
- una pluralidad de módulos (208) laminados de material compuesto teniendo cada uno un borde (210); y
- 15 una unión en bisel que une dos módulos colocados de manera adyacente a lo largo de los bordes respectivos; en la que:
- la unión en bisel es una unión de cuñas entrelazadas, en la que los módulos incluyen fibras preimpregnadas que forman un ángulo de aproximadamente 45 grados con respecto al borde, y en la que:
- unir los módulos entre sí incluye formar una unión que define un patrón en dientes de sierra a lo largo de los bordes de los módulos.
- 20 4. Estructura de material compuesto según la reivindicación 3, en la que:
- al menos determinados de los módulos (208) que tienen bordes (210) unidos entre sí por una unión en bisel incluyendo cada uno al menos una capa que incluye fibras de refuerzo que tienen una orientación común.
5. Estructura de material compuesto según la reivindicación 4, que comprende además:
- 25 al menos una capa de material compuesto superpuesta y unida a la unión en bisel.



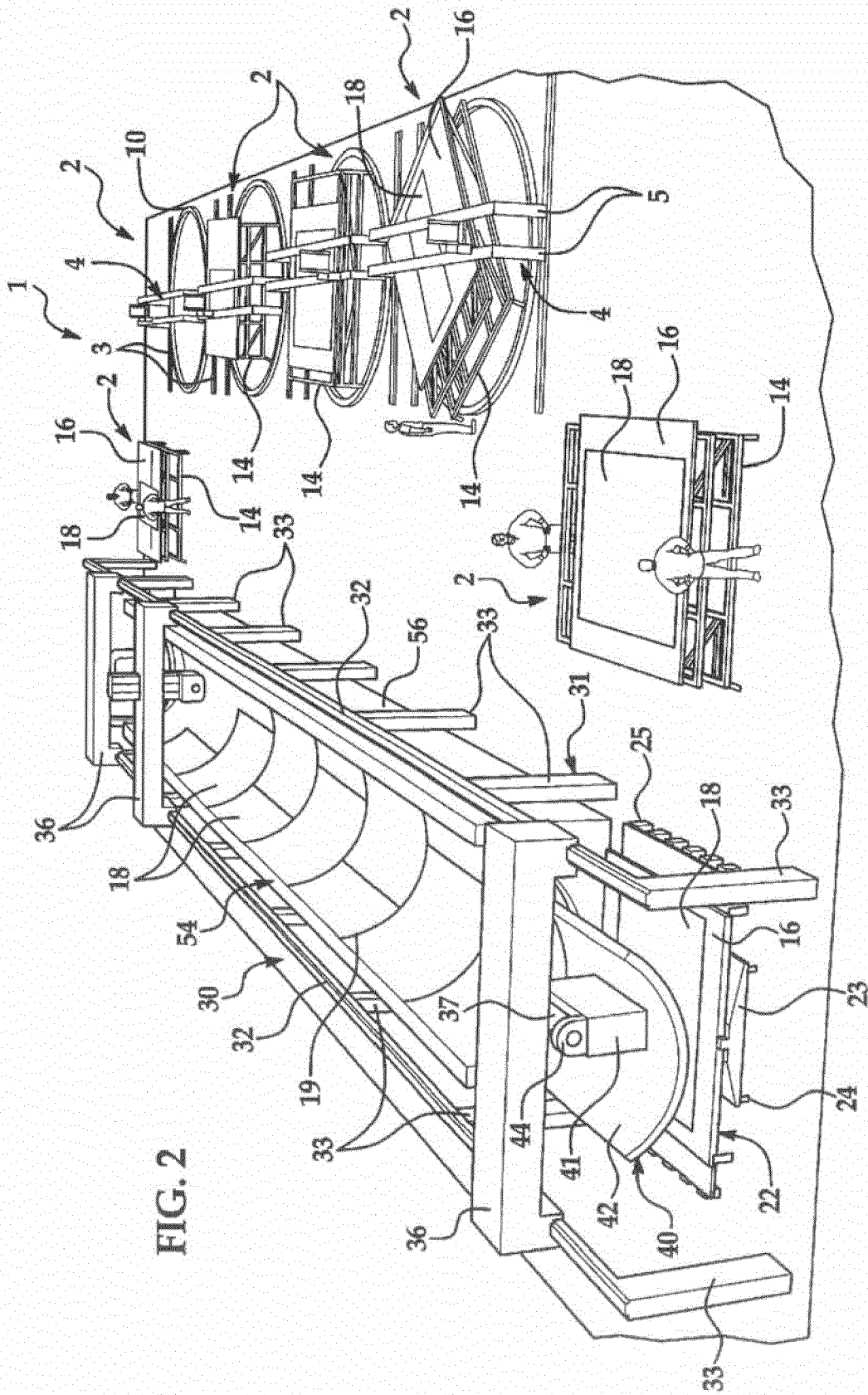
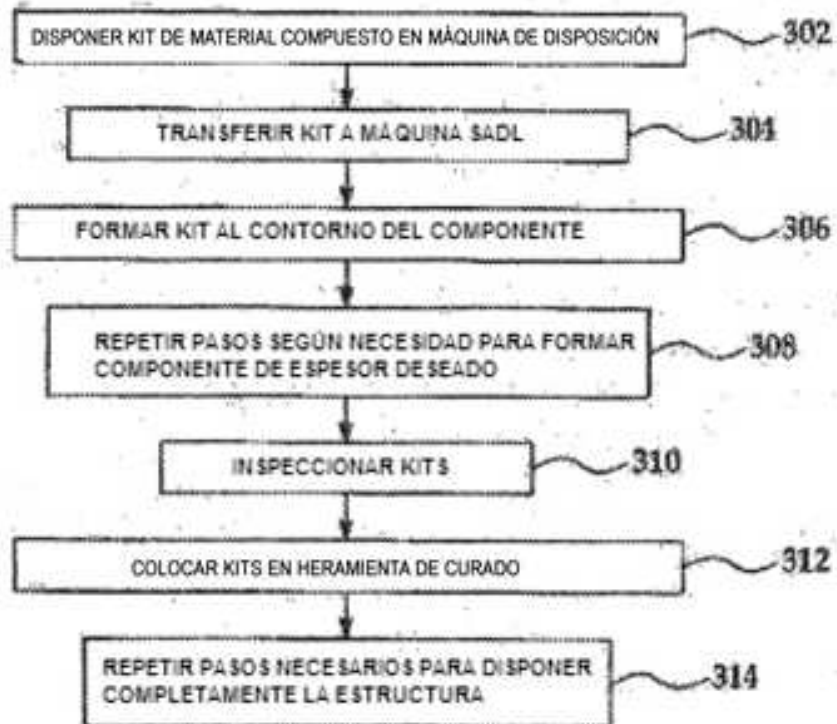
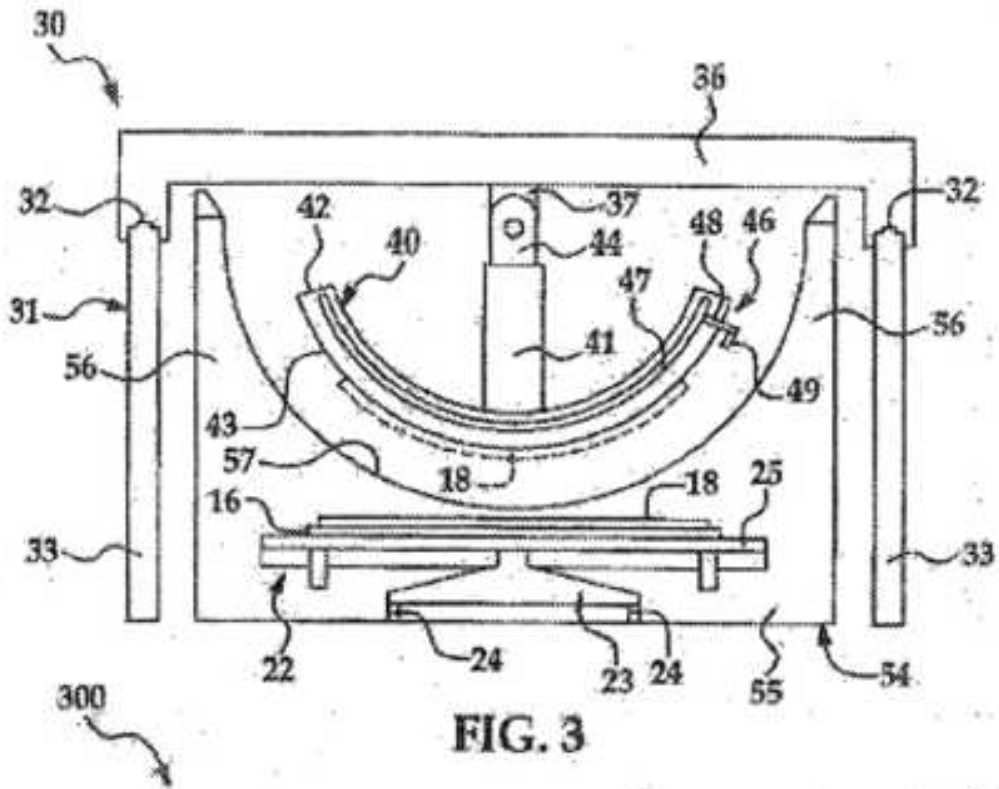


FIG. 2



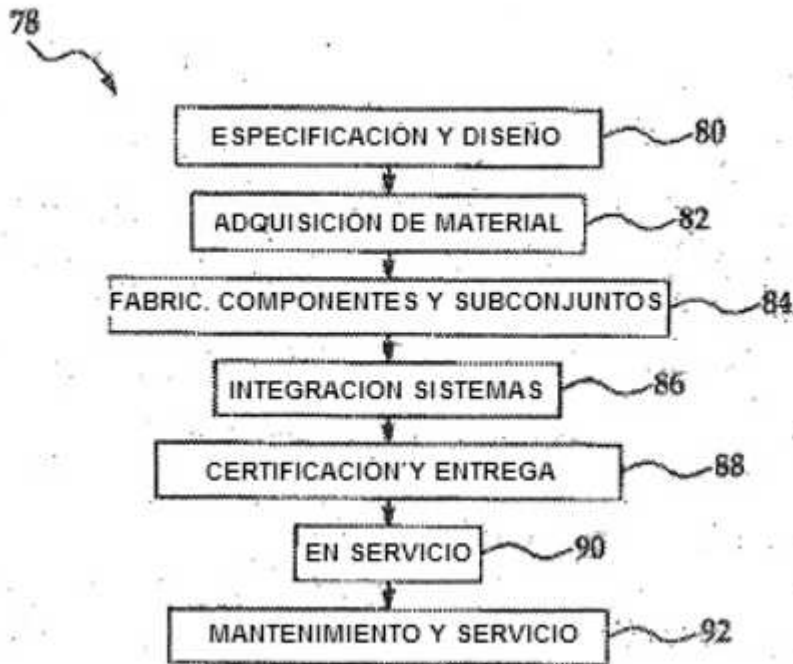


FIG. 5

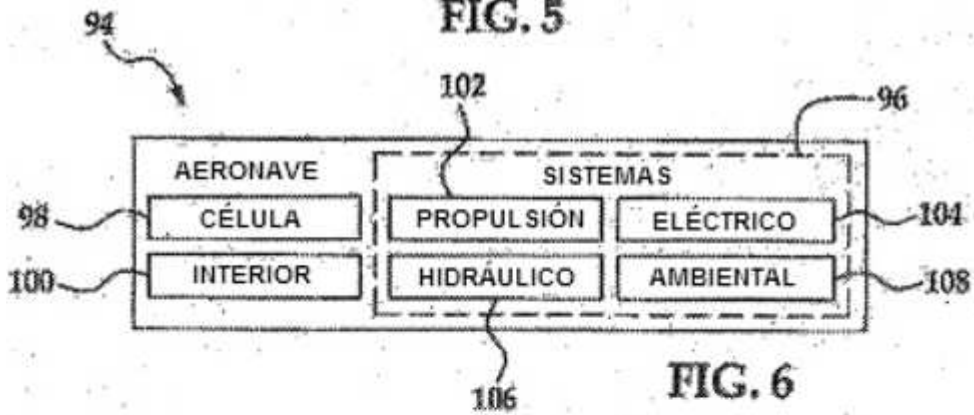


FIG. 6

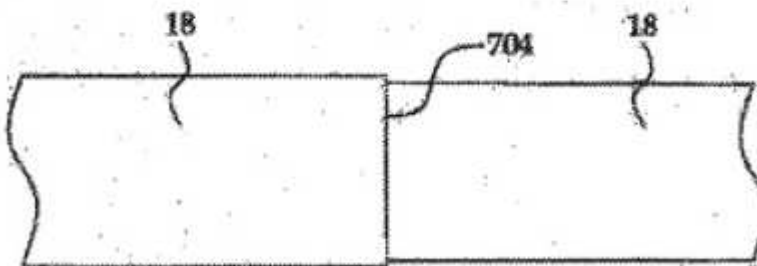


FIG. 9

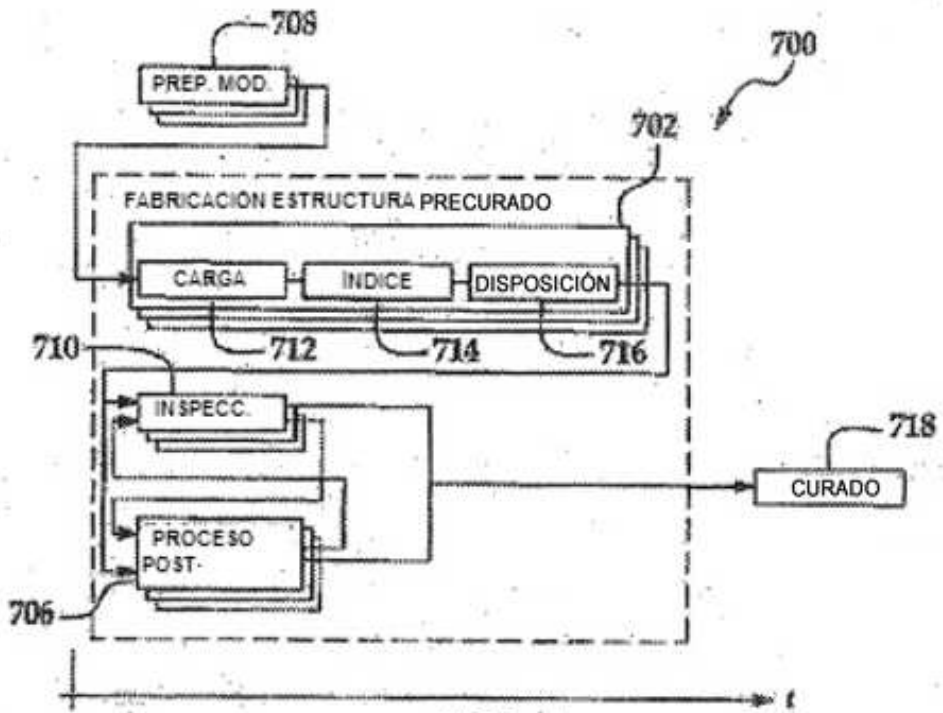


FIG. 7

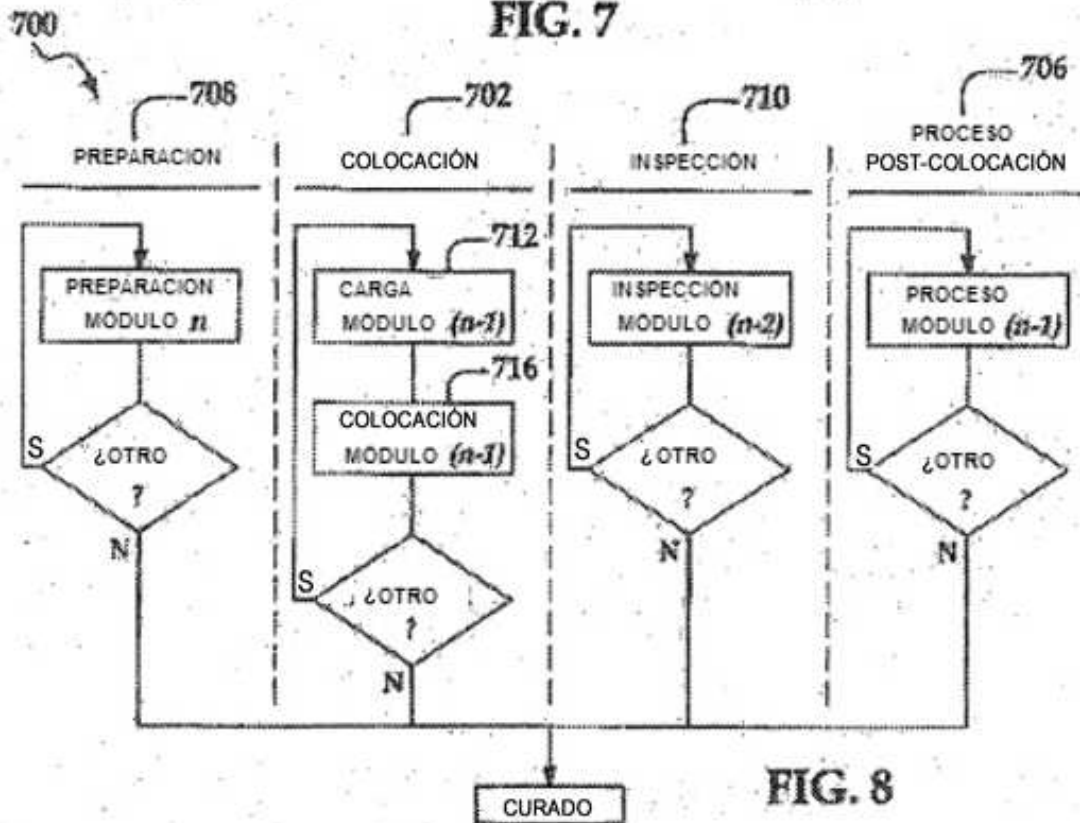


FIG. 8

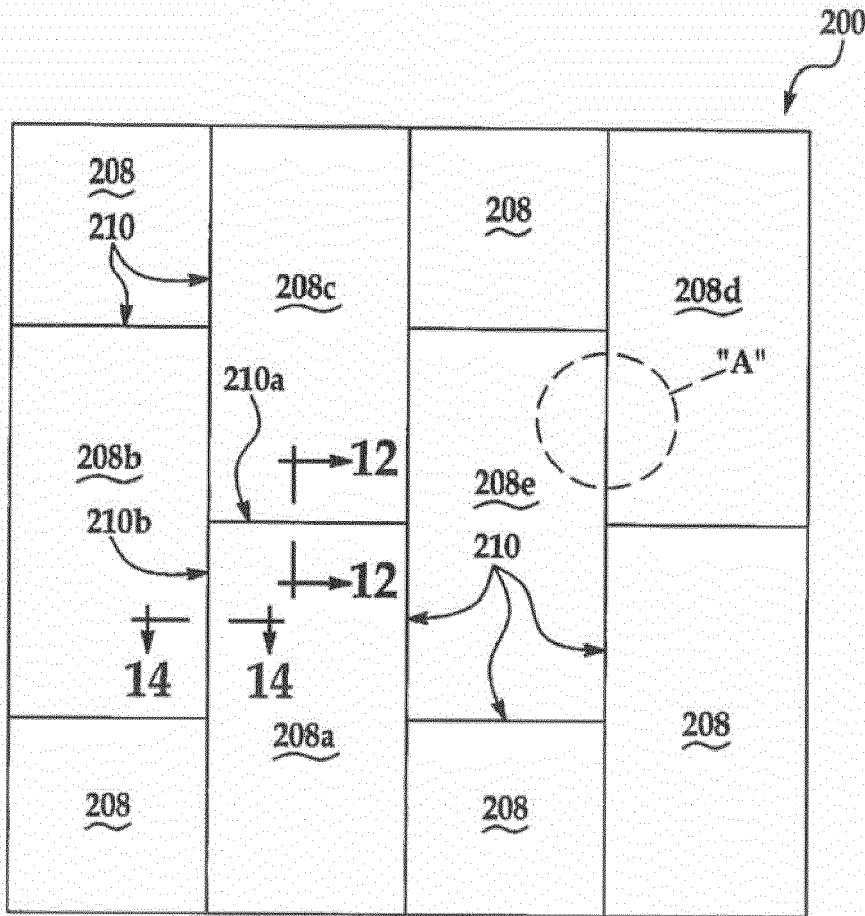


FIG. 10

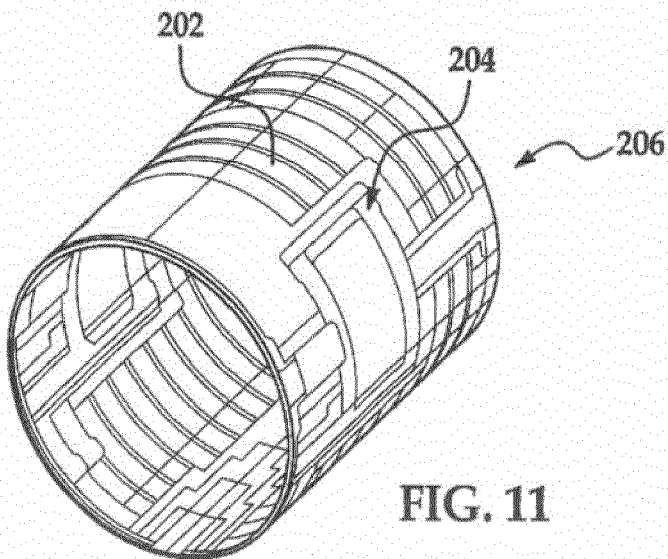
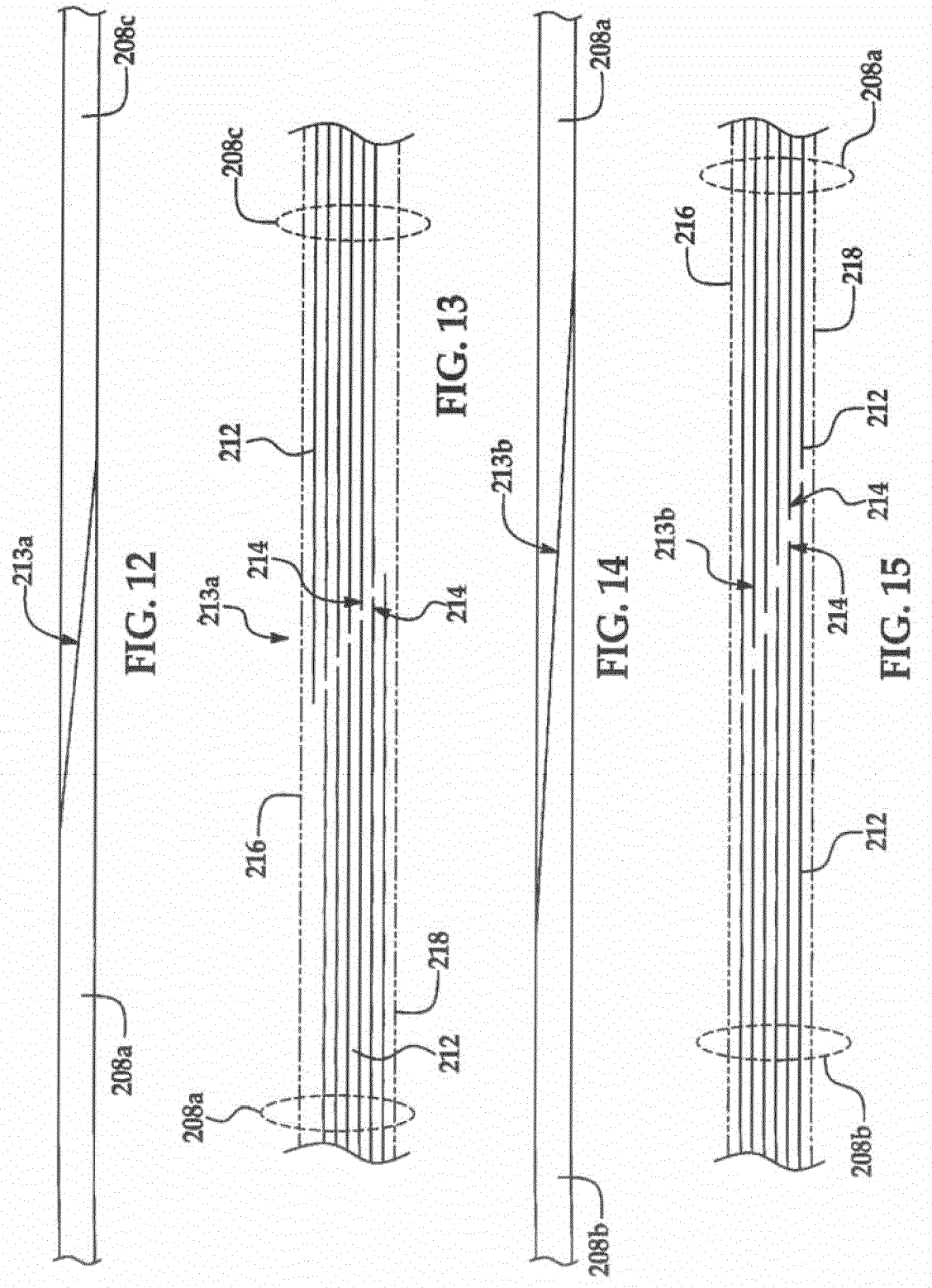


FIG. 11



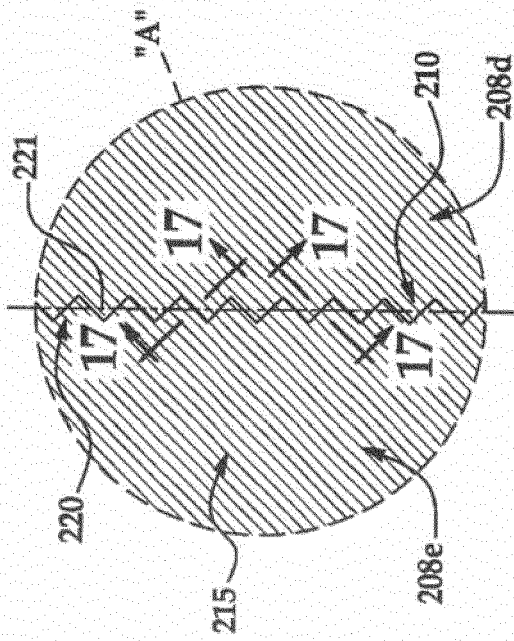


FIG. 16



FIG. 17

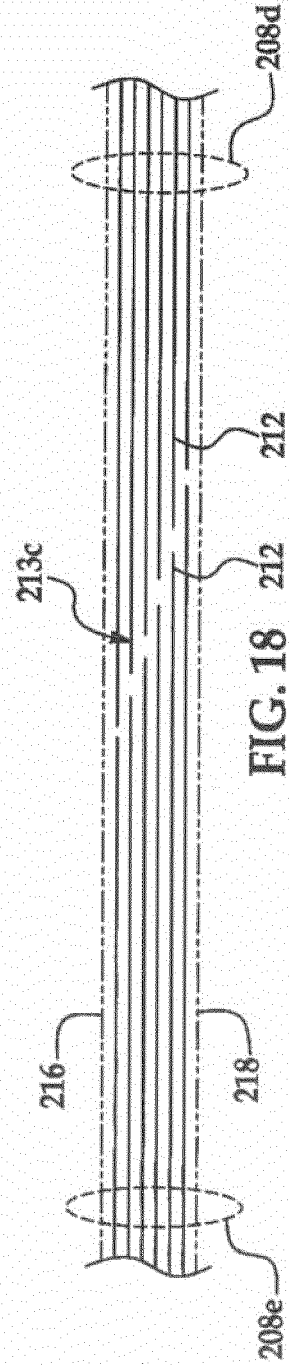


FIG. 18

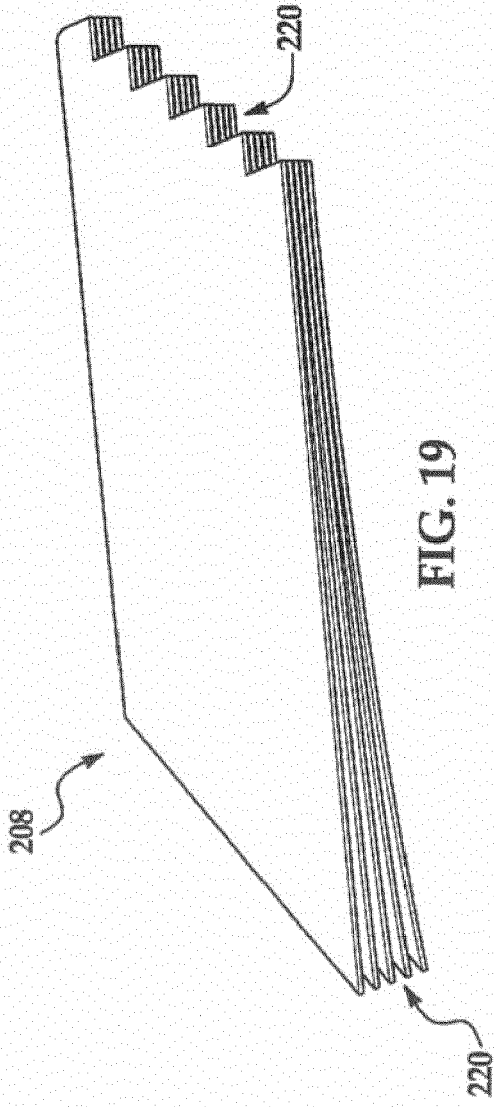


FIG. 19

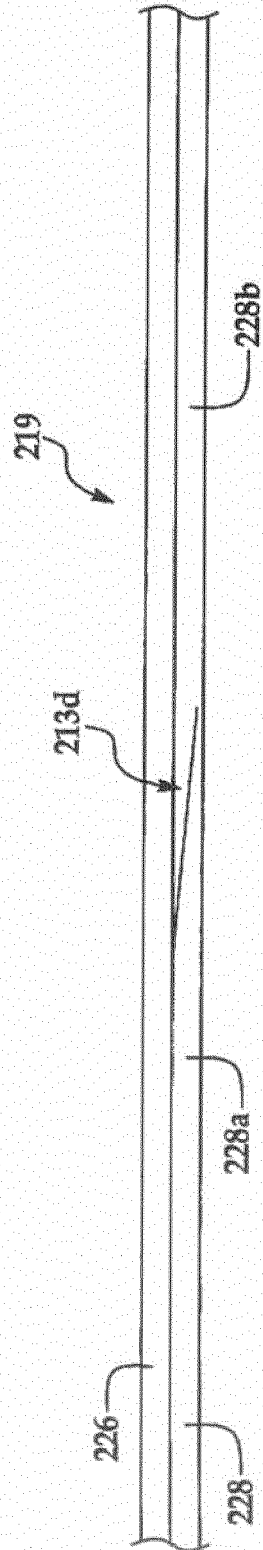


FIG. 20

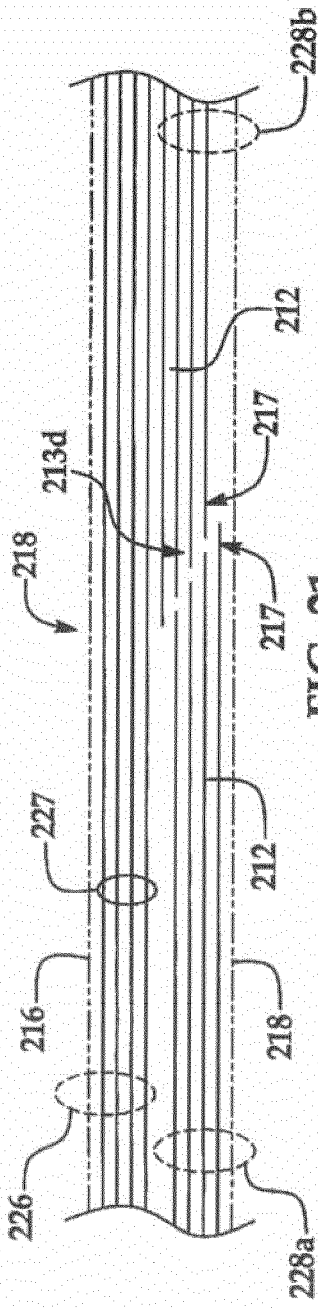


FIG. 21

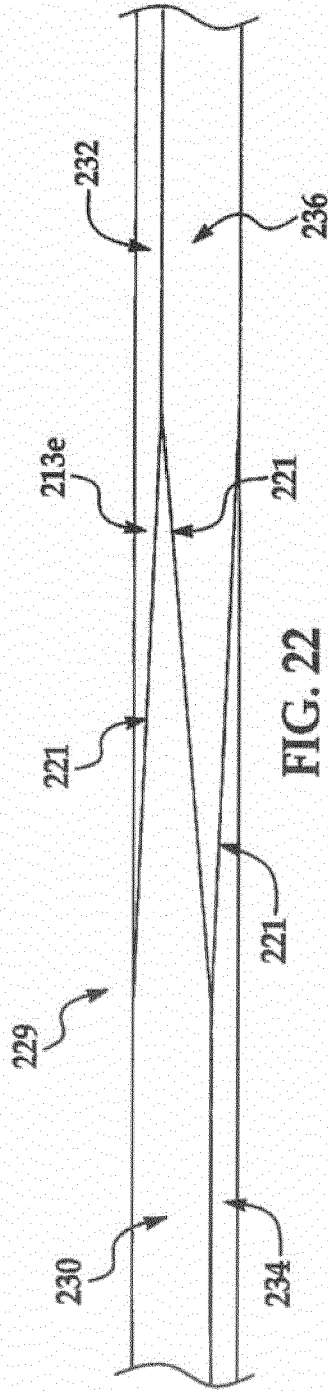


FIG. 22

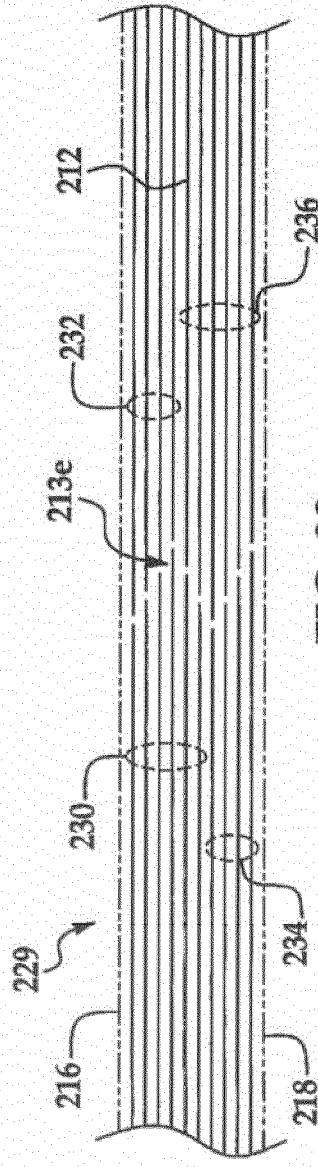


FIG. 23

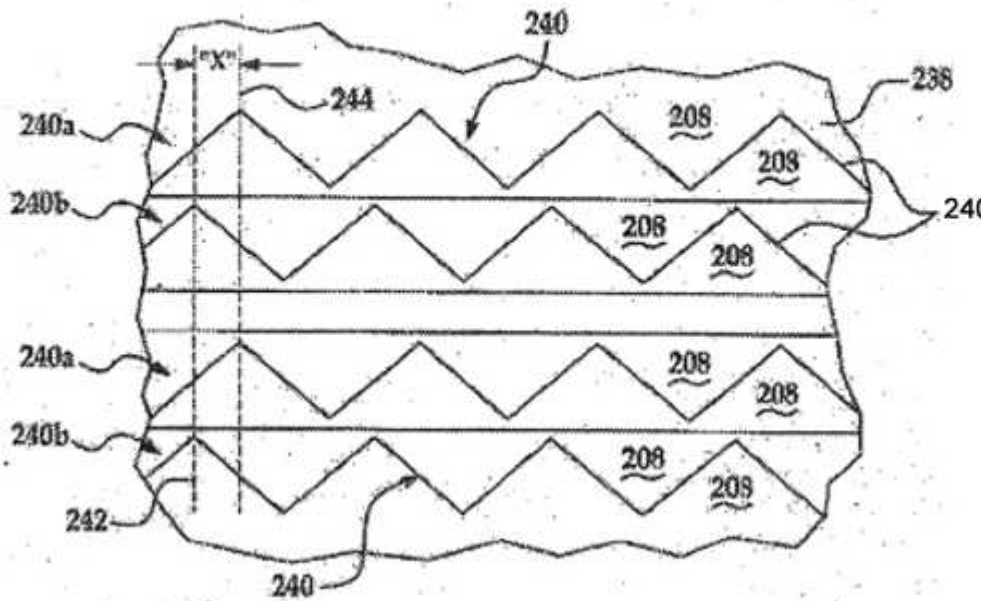


FIG. 24

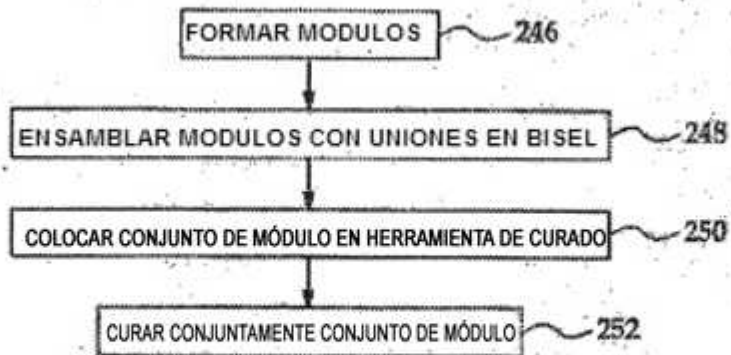


FIG. 25