

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 547 543**

51 Int. Cl.:

B64C 1/00 (2006.01)

B64C 1/12 (2006.01)

B64F 5/00 (2006.01)

B29L 31/30 (2006.01)

B29C 70/54 (2006.01)

B29C 70/38 (2006.01)

B29C 70/30 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **28.08.2009 E 09792061 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **12.08.2015 EP 2328803**

54 Título: **Método para fabricar estructuras utilizando módulos de material compuesto y estructuras fabricadas de este modo**

30 Prioridad:

28.08.2008 US 200882

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

07.10.2015

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016, US**

72 Inventor/es:

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

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 547 543 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 de este modo

Campo Técnico

5 Esta descripción se refiere en general 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.

Antecedentes

10 Estructuras de material compuesto a gran escala tales como chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves, pueden ser fabricadas usando máquinas avanzadas para disponer fibra (AFP) capaces de disponer materiales compuestos a velocidades relativamente elevadas. Una manera de conseguir velocidades de producción de las unidades más elevadas puede ser obtenido 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 costo de máquinas, herramientas y espacio de suelo de la factoría.

15 Por consiguiente, se necesita un método de fabricación que consiga velocidades de producción relativamente altas con una inversión y unos costos 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 La patente de los EE.UU. US 3.967.996 describe un método para fabricar piezas huecas que comprende los pasos de formar una pieza de partida de láminas únicas en las que cada una tiene una película de sustancia para pegar aplicada a ella; colocar la pieza de partida en un mandril apropiado y someterla a una compresión preliminar para impartirle una rigidez a la pieza de partida y conformarla en un perfil no cerrado según se requiera en los pasos siguientes. A continuación, los extremos de la pieza de partida son unidos entre sí para definir una cavidad que comprende una bolsa elástica. La pieza de partida resultante es dispuesta en un molde, y se suministra presión a la bolsa elástica para realizar una compresión final.

25 Compendio

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 costo. El tiempo de producción puede ser reducido fabricando una estructura a gran escala de módulos que son fabricados individualmente y unidos a continuación entre sí y vulcanizados conjuntamente. Los módulos individuales de la estructura pueden ser fabricados en paralelo usando equipos del tamaño adecuado que, tomados colectivamente, pueden ser capaces de una mayor velocidad de disposición de material en comparación con las máquinas AFP convencionales. El método descrito permite también el uso de equipo capaz de manejar múltiples formas de materiales que pueden ser necesarias para satisfacer los requisitos de carga en regiones particulares de la estructura.

35 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 4.

40 Según un ejemplo que se ha descrito, se proporciona un método para fabricar una estructura de material compuesto que comprende: formar una pluralidad de módulos de material compuesto en los que cada uno tiene un borde; y, unir los módulos a lo largo de sus bordes. Los módulos pueden ser unidos mediante una unión en bisel entre los bordes de los módulos que puede incluir una o más rampas o cuñas superpuestas. Los módulos adyacentes pueden ser unidos mediante múltiples uniones en bisel que forman una pauta en dientes de sierra en donde los módulos incluyen fibras de refuerzo unidireccionales que tienen otras orientaciones distintas de 0 o 90 grados.

45 Según otro método ejemplar descrito, fabricar una estructura de material compuesto comprende: formar una pluralidad de módulos de material compuesto de múltiples capas; ensamblar los módulos de material compuesto uno a otro, incluyendo formar uniones en bisel al menos entre ciertos módulos; y, vulcanizar conjuntamente los módulos después de que las uniones en bisel han sido formadas. Las uniones en bisel pueden ser formadas poniendo a tope capas similares de módulos adyacentes o superponiendo las capas similares.

50 Según otro ejemplo que se describe, una estructura de material compuesto para aeronave comprende: una pluralidad de módulos laminados de material compuesto en los que cada uno tiene 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 a tope o superpuestas en las uniones en bisel. En una variación, la unión en bisel puede ser una unión de cuñas entrelazadas y las uniones entre ciertos módulos adyacentes puede formar una pauta en dientes de sierra.

- Las realizaciones de la descripción satisfacen la necesidad de un método para fabricar estructuras de material compuesto a gran escala usando un equipo de tamaño adecuado que represente 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. Según los ejemplos se proporciona:
- 5 1. Un método para fabricar una estructura de material compuesto que comprende:
formar una pluralidad de módulos de material compuesto en los que cada uno tiene un borde; y,
unir los módulos entre sí a lo largo de sus bordes.
 - 10 2. El método de la cláusula 1, en donde unir los módulos incluye formar una unión en bisel entre los bordes respectivos de los módulos.
 3. El método de la cláusula 1, en donde los módulos incluyen fibras preimpregnadas que forman un ángulo de aproximadamente 45 grados con respecto a un eje de orientación, y en donde:
unir los módulos entre sí incluye formar una unión que define una pautas en dientes de sierra a lo largo de los bordes de los módulos.
 - 15 4. El método de la cláusula 3, en donde unir los módulos entre sí incluye formar una unión en bisel a lo largo de los bordes de los módulos.
 5. El método de la cláusula 1, en donde 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.
 - 20 6. El método de la cláusula 1, en donde 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 ciertas capas a lo largo de los bordes.
 7. El método de la cláusula 1, en donde cada uno de los módulos incluye una pluralidad de capas, y unir los módulos entre sí a lo largo de sus bordes incluye:
25 poner las capas sustancialmente a tope a lo largo de los bordes.
 8. El método de la cláusula 1, en donde unir los módulos entre sí incluye formar al menos una unión en bisel a lo largo de los bordes de los módulos.
 9. Una estructura de aeronave a gran escala fabricada por el método de la cláusula 1.
 10. Un método para fabricar una estructura de material compuesto, que comprende:
30 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 ciertos módulos de material compuesto; y,
vulcanizar conjuntamente los módulos de material compuesto después de que las uniones en bisel han sido formadas.
 - 35 11. El método de la cláusula 10, en donde formar uniones en bisel incluye poner a tope las capas adyacentes de al menos ciertos módulos unidos entre sí.
 12. El método de la cláusula 10, en donde formar uniones en bisel incluye superponer sustancialmente las capas de las capas adyacentes de al menos ciertos módulos unidos entre sí.
 13. El método de la cláusula 10, en donde:
40 formar los módulos de material compuesto de capas múltiples incluye disponer capas de material compuesto reforzadas con fibras en las que las orientaciones de las fibras se extienden transversalmente a los bordes de los módulos de manera que los bordes forman una pautas en dientes de sierra, y
ensamblar los módulos incluye ajustar entre sí las pautas en dientes de sierra de los módulos adyacentes de los módulos unidos entre sí.
 - 45 14. El método de la cláusula 13, en donde ensamblar los módulos incluye escalonar los módulos uno con relación

a otro de manera que las pautas en dientes de sierra están desplazadas una con relación a otra.

15. El método de la cláusula 10, en donde ensamblar los módulos entre sí incluye disponer al menos uno de los módulos sobre una de las uniones en bisel.

5 16. El método de la cláusula 10, en donde ensamblar los módulos incluye disponer los módulos uno con relación a otro en una herramienta de vulcanización.

17. Una estructura de aeronave de material compuesto para aeronaves fabricada mediante el método de la cláusula 1.

18. Una estructura de aeronave de material compuesto, que comprende:

10 una pluralidad de módulos de laminado de material compuesto en los que cada uno tiene bordes; y uniones en bisel para unir los módulos a lo largo de sus bordes.

19. La estructura de material compuesto de la cláusula 18, en donde:

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. La estructura de material compuesto de la cláusula 18, en donde:

15 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.

21. La estructura de material compuesto de la cláusula 18, en donde la unión en bisel es una unión de cuñas entrelazadas.

22. La estructura de material compuesto de la cláusula 18, en donde:

20 al menos ciertos 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 ciertos módulos forma una pauta en dientes de sierra.

23. La estructura de material compuesto de la cláusula 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.

25 24. Una estructura de material compuesto a gran escala para aeronaves, que comprende:

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

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

al menos ciertos módulos adyacentes incluyen capas que tienen un refuerzo de fibras orientadas transversalmente a los bordes y en donde el primero y el segundo bordes forman una pauta en dientes de sierra.

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

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

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

ensamblar los módulos de material compuesto entre sí, incluyendo formar uniones en bisel entre los módulos y conjugando los perfiles en dientes de sierra de los módulos adyacentes;

40 disponer los módulos en una herramienta de vulcanización; y,

vulcanizar conjuntamente los módulos después de que los módulos han sido dispuestos en la herramienta de vulcanización.

Descripción breve de las ilustraciones

- La Figura 1 es una vista por arriba esquemática de un sistema de fabricación que es adecuado para la implementación de una realización ilustrativa del método de fabricación de la chapa de revestimiento del fuselaje de material compuesto modular.
- 5 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 de la chapa de 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 disposición y una herramienta de vulcanización.
- 10 La Figura 4 es un diagrama de flujo que compendia una realización ilustrativa del método de fabricación de la chapa de revestimiento del fuselaje de material compuesto modular.
- 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.
- 15 La Figura 9 es una vista en sección transversal de módulos de material compuesto dispuestos de manera adyacente.
- La Figura 10 es una vista en planta que ilustra una subsección de una chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves formada a partir de múltiples módulos según las realizaciones descritas.
- 20 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.
- 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.
- 25 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.
- 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.
- 30 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.
- 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.
- 35 La Figura 25 es un diagrama de flujo que ilustra a grandes rasgos los pasos de una realización del método descrito.

Descripción detallada

- Haciendo referencia inicialmente a las Figuras 1 – 3 de los dibujos, se indica en general por el número de referencia 1 un sistema de fabricación que es adecuado para la implementación de una realización ilustrativa del método de fabricación de material compuesto modular. Se muestra el sistema de fabricación 1 en la vista desde arriba de la
- 40 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 adecuado, simple, que permite la disposición 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 chapa de revestimiento para fuselajes de aeronave o de otras partes puede reducir drásticamente el tiempo requerido para
- 45 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 chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves de material compuesto o de otras partes. Además, el método puede ser usado en la fabricación de partes de material compuesto de disposición plana tal como chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves, por ejemplo, y sin limitaciones, o de partes de material compuesto de disposición contorneada tales como chapas de revestimiento del ala y estabilizadores de aeronave, por ejemplo, y sin limitaciones. El método puede ser usado para fabricar paneles, cuartos de secciones, medias secciones del fuselaje, más de medias secciones del fuselaje o secciones cilíndricas completas.

Según se muestra en las Figuras 1 y 2, el sistema de fabricación 1 puede incluir una o múltiples máquinas de disposición de banda plana (FTLMs) 2 para facilitar la fabricación de partes de material compuesto de disposición plana tal como chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves, por ejemplo, y sin limitaciones. Adicional o alternativamente, el sistema de fabricación 1 puede incluir una o múltiples máquinas de disposición de banda contorneada (CTLMs) (no mostradas) para facilitar la fabricación de partes de material compuesto de disposición contorneada como chapa de ala de aeronave, chapa de revestimiento del morro y/o chapa de revestimiento de la cola, por ejemplo, y sin limitaciones. Las máquinas FTLM y CTLM pueden tener un diseño que es conocido por personas expertas en la materia. Aunque una estructura ejemplar y un método de operación de la máquina FTLM 2 se describirá más adelante en esta memoria, resultará evidente reconocer y entender que el mismo método de operación puede ser utilizado con respecto a una o más máquinas CTLMs además de o en lugar de las máquinas FTLMs 2.

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

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

Una pista de rotación de la plataforma de transferencia 10, que puede ser circular o anular, puede estar dispuesta entre los carriles de pista de bastidor 3 y debajo del bastidor de carro 4. Una plataforma de transferencia 14 puede estar dispuesta de manera retirable en la pista de rotación de la plataforma de transferencia 10. La plataforma de transferencia 14 puede tener una forma generalmente cuadrada. Las porciones de esquina 14a de la plataforma de transferencia 14 pueden aplicarse deslizable o rotatoriamente a la pista de rotación de la plataforma de transferencia 10 a juicio de las personas expertas en la materia por medio de rodillos (no mostrados), por ejemplo, y sin limitaciones. Según se describirá a continuación en esta memoria, una lámina de transporte 16 puede estar dispuesta en la plataforma de transferencia 14. Según se usa en esta memoria, "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 de material compuesto 18 puede estar dispuesto en la lámina de transporte 16. La plataforma de transferencia 14 puede ser rotada en la pista de rotación de la plataforma de transferencia 10, el bastidor de carro 4 puede ser movido a lo largo de los carriles de pista de bastidor 3 y el carro de corte 6 puede ser movido a lo largo de los miembros de bastidor de carro 5 del bastidor de carro 4 para facilitar el corte del módulo de material compuesto 18 a lo largo de un eje o de ejes seleccionados mediante la operación del dispositivo de corte 7.

Según se muestra en las Figuras 1 – 3, el sistema de fabricación 1 puede incluir además una máquina SADL (Localizadora Dobladora Semiautomática) 22. La máquina SADL 22 puede incluir un pedestal 23 que puede ser hecho portátil mediante múltiples ruedas de pedestal 24. La plataforma de formación del módulo 25 puede estar dispuesta en el pedestal 23. La plataforma de formación del módulo 25 puede estar adaptada a recibir y soportar una lámina portadora 16 en la que está dispuesto un módulo de material compuesto 18 con propósitos que serán descritos a continuación en esta memoria.

Como se describirá además en las Figuras 1 – 3, el sistema de fabricación 1 puede incluir adicionalmente una máquina de recogida y disposición 30. Según se muestra en las Figuras 1 y 2, la máquina de recogida y disposición 30 puede estar situada en general adyacente a la máquina SADL 22. Según se muestra adicionalmente en la Figura 1, en algunas realizaciones una máquina SADL 22 puede estar dispuesta en o está generalmente adyacente a extremos respectivos de la máquina de recogida y disposición 30. La máquina de recogida y disposición 30 puede incluir un caballete 31 que tiene un par de carriles separados, paralelos, generalmente alargados 32. Los carriles 32 del caballete 31 pueden estar soportados cada uno por múltiples soportes de carril separados 33 según se muestra en la Figura 3. Al menos un carro con cabeza de disposición 36 puede extenderse y aplicarse deslizadamente a los carriles 32 del caballete 31. Cada carro con cabeza de disposición 36 puede extenderse y aplicarse deslizadamente a los carriles 32 del caballete 31. Cada carro con cabeza de disposición 36 puede estar adaptado al desplazamiento

bidireccional por los carriles 32, según indica la flecha de doble cabeza 8 de la Figura 1. Un motor de carro (no mostrado) puede ser aplicado a cada carro con cabeza de disposición 36 para facilitar el movimiento del carro con cabeza de disposición 36 por los carriles 32.

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

10 Según se ha mostrado adicionalmente en las Figuras 2 y 3, el módulo de aplicación del módulo 42 de la cabeza de disposición del módulo 40 puede incluir una superficie de formación del módulo generalmente convexa 43. Un escáner 49 de un sistema de escaneado de inspección 46 puede estar adaptado para atravesar la superficie formadora del módulo 43 del miembro de aplicación del módulo 42. El escáner 49 puede estar fijado al miembro de aplicación del módulo 42 según la experiencia de los expertos en la materia objeto. En algunas realizaciones, una ranura del escáner curvada, generalmente alargada 47 puede estar dispuesta en el miembro de aplicación del módulo 42 generalmente adyacente a y a lo largo de la superficie formadora del módulo 43. Un soporte de escáner 48 puede estar aplicado a la ranura del escáner 47 para atravesar la ranura del escáner 47. El escáner 49 puede estar dispuesto en el soporte de escáner 48. Un motor de escáner (no mostrado) puede estar aplicado al soporte de escáner 48 para facilitar el movimiento selectivo del soporte de escáner 48 en la ranura del escáner 47 y del escáner 49 a lo largo y adyacente a la superficie formadora del módulo 43 del miembro de aplicación del módulo 42. 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.

15 El sistema de fabricación 1 puede incluir además una herramienta de vulcanización, mandril o molde 54. La herramienta de vulcanización 54 puede ser una herramienta de vulcanización OML (Línea de Molde Exterior) o una IML (Línea de Molde Interior), como ejemplo y sin limitaciones. Según se muestra en las Figuras 1, 2 y 3, la herramienta de vulcanización 54 puede estar situada adyacente en general a la máquina SADL 22 y entre los carriles 32 de la máquina de recogida y disposición 30. Según se muestra en la Figura 3, en algunas realizaciones la herramienta de vulcanización 54 puede incluir una base de la herramienta 55 y lados de herramienta separados, generalmente paralelos 56 que se extienden desde la base de la herramienta 55. Una superficie de disposición del módulo generalmente curvada o semicircular 57 puede estar dispuesta en la base de la herramienta 55 y en los lados de la herramienta 56 y puede extenderse a lo largo de la longitud de la herramienta de vulcanización 54. Sin embargo, resultará evidente reconocer y comprender que la herramienta de vulcanización 54 (tal como en el caso de las herramientas de vulcanización IML, por ejemplo) no tiene necesariamente una sección transversal totalmente cilíndrica o semicilíndrica según se muestra con respecto a la superficie de disposición del módulo 57 de la herramienta de vulcanización 54. 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 de vulcanización 54 que tengan a la vez una configuración OML y una configuración IML. Además, la herramienta de vulcanización 54 puede estar configurada como un molde para alas o para el estabilizador, herramienta, herramienta de vulcanización o en cualquier configuración dependiendo de la parte a ser fabricada.

20 En la implementación típica del método de fabricación de material compuesto modular, el método puede ser usado para fabricar una chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves 60 (Figura 1) usando los múltiples módulos de material compuesto 18. 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 portadora 16, sobre la que puede ser depositado un módulo de material compuesto 18, puede estar dispuesta inicialmente en una plataforma de transferencia 14. La plataforma de transferencia 14 puede estar dispuesta en la pista de rotación de la plataforma de transferencia anular 10 de una máquina FTLM 2. El dispositivo de corte 7 del carro de corte 6 puede ser operado para recortar o cortar el módulo de material compuesto 18 a la dimensión y forma deseadas. Durante el recorte, corte u operación de modulación, el módulo de material compuesto 18 puede ser situado en orientaciones seleccionadas con respecto al dispositivo de corte 7 mediante el movimiento del carro de corte 6 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 de pista del bastidor 3; y/o por rotación de la plataforma de transferencia 14 en la pista de rotación de la plataforma de transferencia 10. Cada FTLM 2 puede facilitar la modulación a alta velocidad de los módulos de material compuesto 18 que deben formar la chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves 60 usando tecnología de corte limpio.

25 Después de recortar o cortar el módulo de material compuesto 18 la plataforma de transferencia 14, en la que está dispuesta la lámina de transporte 16 y el módulo de material compuesto 18 recortado o cortado, puede ser retirada de la pista de rotación de la plataforma de transferencia 10. La plataforma de transferencia 14 puede ser transportada desde la máquina FTLM 2 a una de las máquinas SADL 22. La retirada de la plataforma de

transferencia 14 de la pista de rotación de la plataforma de transferencia 10 y/o el transporte de la plataforma de transferencia 14 puede ser automática o manual. En la máquina SADL 22, la lámina de transporte 16 puede ser retirada de la plataforma de transferencia 14 y dispuesta en la plataforma de formación del módulo 25 de la máquina SADL 22. La lámina de transporte 16 puede tener dispuestas múltiples aberturas para herramientas/índices (referencias), (no mostradas) que pueden ser indexadas a la máquina SADL 22 para facilitar la disposición y colocación apropiada de la lámina de transporte 16 en la plataforma de formación del módulo 25.

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

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

El carro con cabeza de disposición 36 de la máquina de recogida y disposición 30 puede ser operado a continuación para que atraviese los carriles 32 del caballete 31 de la máquina de recogida y disposición 30 y facilite la disposición de precisión de los módulos de material compuesto 18 apilados, laminados, comprimidos e inspeccionados en el lugar deseado de la superficie de disposición del módulo 57 (Figura 3) de la herramienta de vulcanización 54. Módulos 18 apilados, laminados y comprimidos adicionales pueden ser formados de manera similar y dispuestos en los lugares deseados de la superficie de disposición del módulo 57 para formar la chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves 60. Los bordes del módulo 19 de los módulos 18 adyacentes pueden ser unidos y superpuestos con un bisel (no mostrado) o unidos mediante un empalme (no mostrado) hasta que la chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves 60 queda completamente dispuesta.

Haciendo referencia a continuación al diagrama de flujo 300 de la Figura 4, en él se compendia una realización ilustrativa de un método de fabricación de material compuesto. El método puede ser usado para fabricar una chapa de 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 chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves que puede ser usado para fabricar una estructura tal como una chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves, por ejemplo, y sin limitaciones, y puede ser dispuesta usando una FTLM (Máquina de Disposición de Banda Plana), por ejemplo, y sin limitaciones, Adicional o alternativamente, el módulo puede ser usado para fabricar una estructura tal como una chapa de revestimiento para el ala, chapa de revestimiento para el morro o chapa de revestimiento para la cola de aeronave, por ejemplo y sin limitaciones, en cuyo caso el módulo puede ser dispuesto usando una CTLM (Máquina de Disposición 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 una chapa de 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 de la chapa de 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 vulcanización. La herramienta de vulcanización puede ser una herramienta de vulcanización 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 la chapa de revestimiento del fuselaje para aeronaves o para otra estructura.

- 5 Haciendo referencia a continuación a las Figuras 5 y 6, se pueden usar realizaciones de la descripción en el contexto de un método de fabricación y servicio de una aeronave 78 según se muestra en la Figura 5 y de una aeronave 94 según se muestra en la Figura 6. Durante la preproducción, el método ejemplar 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 ser puesta 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.
- 10 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.
- 15 Según se muestra en la Figura 6, la aeronave 94 producida mediante el método ejemplar 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 de propulsión 102, un sistema eléctrico 104, un sistema hidráulico 106 y un sistema ambiental 108. 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.
- 20 Los aparatos incorporados en esta memoria pueden ser empleados durante una o más etapas cualesquiera del método de producción y servicio 78. Por ejemplo, los componentes o subconjuntos correspondientes al proceso de producción 84 pueden ser fabricados 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 costo, 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.
- 25 Según se ha mencionado anteriormente, el método de fabricación de material compuesto modular puede utilizar equipo del tamaño adecuado para permitir la disposición 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, según se muestra en la Figura 9 y de manera que los módulos adyacentes 18 pueden ser unidos entre sí, tal como en una unión 704, para formar una estructura de material compuesto.
- 30 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 de transferencia 14. 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 posterior a la disposición 706 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 disposición 702 y el paso de proceso posterior a la disposición 706 pueden ser realizados mientras un módulo 18 siguiente está siendo preparado 708 para la disposición (según se indica mediante la notación n de la Figura 8).
- 35 Con respecto a realizar un procedimiento posterior a la disposición 706, 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 disposición 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 de fabricación 700 puede incluir que se realicen, por ejemplo, los pasos de inspección 710 y el paso de proceso posterior a la disposición 706 en módulos 18 diferentemente dispuestos sustancialmente al mismo tiempo.
- 40 En muchas realizaciones, la disposición 702 de un módulo 18 en una herramienta 54 puede incluir cargar 712 un módulo 18 en una plataforma de transferencia 14, 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 disposición siguiente, se puede vulcanizar la estructura.
- 45 Haciendo referencia ahora a las Figuras 10 y 11, los módulos de material compuesto 208 del tipo general descrito previamente pueden ser unidos entre sí a lo largo de sus bordes mutuos 210 para formar la chapa de 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 la chapa de revestimiento del fuselaje 202 mostrada en la Figura 11.

5 Haciendo referencia ahora a las Figuras 12 – 15, Los módulos adyacentes de los módulos 208 pueden ser unidos a lo largo de sus bordes mutuos 210 por uniones en bisel, ejemplos de estas uniones son designados por los números 213a, 213b. Según se usa en esta memoria, “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. Según se muestra
10 en la Figura 13, cada uno de dos módulos adyacentes 208a, 208c unidos por una junta en bisel 213a puede comprender múltiples capas 212 de fibras preimpregnadas unidireccionales o bidireccionales emparedadas entre las láminas superficiales superior y de fondo 216, 218 respectivamente. Cada una de las láminas exteriores 216, 218 puede comprender tejido u otros materiales de lámina. La unión en bisel 213a 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 en bisel 213a representa un bisel simple con una rampa con una pendiente de 40:1 (o sea, una relación longitud/altura) que comprende un total de 12 capas superpuestas 212; son posibles rampas con otras relaciones, dependiendo de la aplicación.

Una subsección de chapa de revestimiento particular 200 (Figura 10) puede comprender módulos 208 unidos entre sí a lo largo de sus bordes mutuos 210 mediante más de un tipo de uniones en bisel 213, y de hecho un módulo particular 208 puede ser unido a lo largo de sus bordes 210 a módulos adyacentes 208 mediante diferentes tipos de uniones en bisel. Por ejemplo, un borde 210a del módulo 208a mostrado en la Figura 10 puede ser unido al módulo 208c mediante la unión en bisel 213a mostrada en las Figuras 12 y 13, mientras que otro borde 210b del módulo 208a puede ser unido al módulo 208b mediante otra forma de unión en bisel 213b mostrada en las Figuras 14 y 15. Según se muestra en las Figuras 14 y 15, la unión en bisel 213b 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 exteriores 214 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 en bisel 213c entre los módulos adyacentes 208d y 208e, los bordes 210 están formados con una pauta en zigzag o en dientes de sierra 220 que es simétrica alrededor de un eje de la unión 221 (Figura 16). La pauta en dientes de sierra 220 es producida 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 en bisel 213c 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 típico 208 que tiene bordes en dientes de sierra 220 en los que las pautas en dientes de sierra están desplazadas entre una capa y otra.

Las Figuras 20 y 21 ilustran un conjunto de módulos 219 en el que se usa una unión en bisel 213d 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 en bisel 213d. La realización de las Figuras 20 y 21 ilustra que la unión en bisel 213d 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 de cuñas entrelazadas 213e formada por múltiples biseles 221. La unión en bisel 213e se extiende a través de todo el espesor del conjunto de módulos 229 y une múltiples módulos adyacentes 230 – 236. En este ejemplo, el conjunto de módulos 229 comprende doce capas 212 incluyendo las láminas superficiales superior y de fondo 216, 218, en donde 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 adyacentes 230 – 236, en lugar de estar superpuestas entre sí.

Se hace referencia ahora a la Figura 24 que ilustra una estructura laminada 238 formada por múltiples módulos 208 que están unidos entre sí a lo largo de juntas en bisel (no mostradas) que forman pautas en dientes de sierra 240. Según una realización, las pautas en dientes de sierra 240 están dispuestas en dos grupos 240a, 240b. Las pautas en dientes de sierra 240 están escalonadas una con relación a otra de manera que las fases de los dos grupos 240a, 240b están desplazadas una distancia “x” para que las pautas adyacentes de las pautas en dientes de sierra 240 no estén alineadas entre sí. Este escalonamiento de pautas en dientes de sierra adyacentes 240 puede mejorar las propiedades estructurales de la estructura laminada 238.

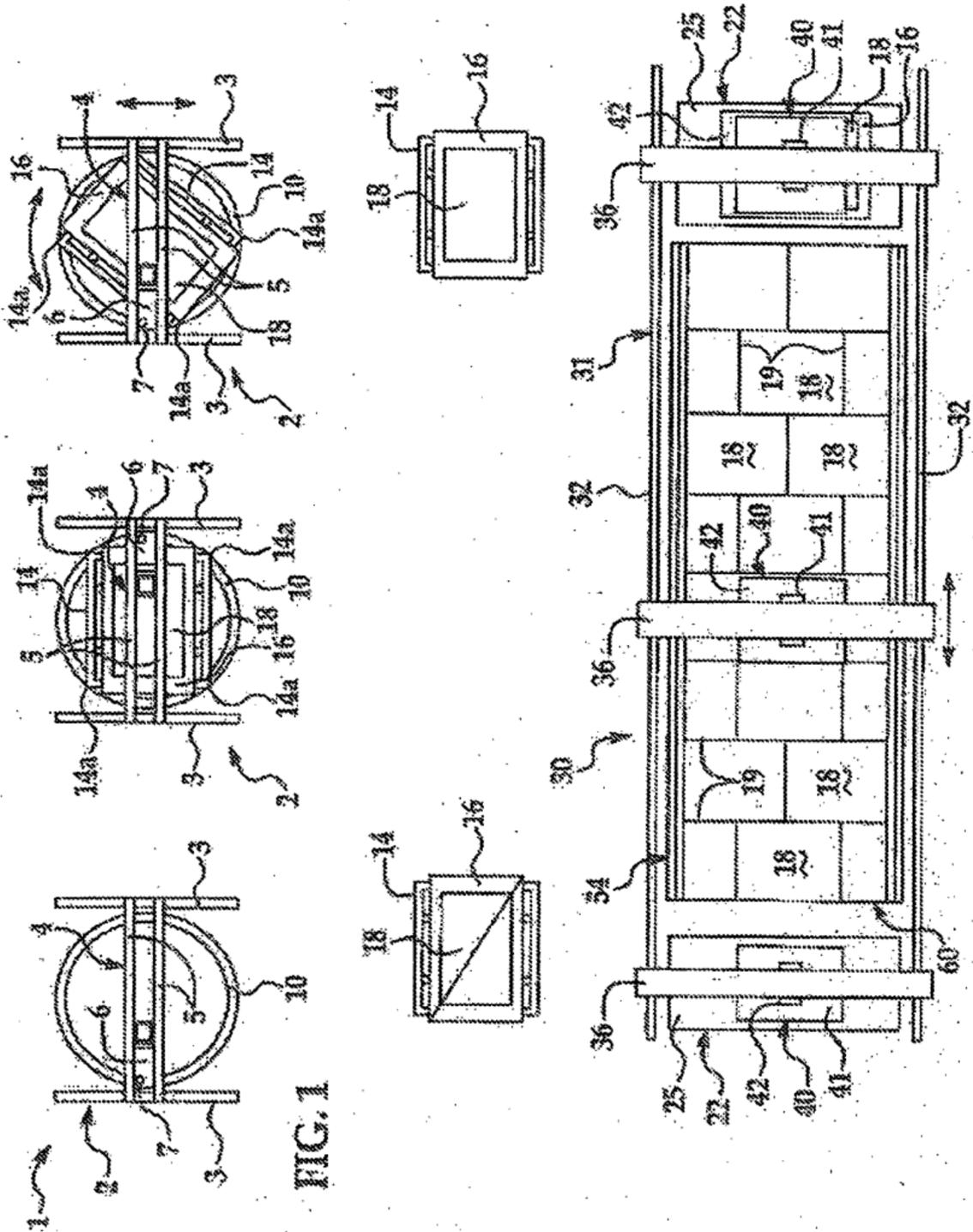
Se hace referencia ahora a la Figura 25 que compendia los pasos en sentido amplio de un método para fabricar estructuras usando los módulos 208 descritos previamente. Empezando en el paso 246, se forman módulos 208 que pueden comprender una o múltiples capas de material compuesto. A continuación en 248, los módulos 208 son ensamblados usando una entre varios tipos de uniones en bisel 213 tratadas anteriormente. A continuación del

5 ensamblaje, los módulos 208 pueden ser dispuestos sobre o en una herramienta de vulcanización en el paso 250 que puede comprender una herramienta de vulcanización con línea de molde interior o con línea de molde exterior. Según se ha descrito previamente en conexión con las Figuras 1 – 3, los módulos 208 pueden ser ensamblados disponiéndolos secuencialmente en la herramienta de vulcanización o ensamblando grupos de los módulos 208 y disponiendo a continuación los grupos en la herramienta de vulcanización. Finalmente, en el paso 252, los módulos ensamblados 208 son vulcanizados conjuntamente en las herramientas de vulcanización, dando lugar al flujo de resina a través de las uniones en bisel 213 para formar una estructura consolidada sustancialmente homogénea

10 Aunque las realizaciones de esta descripción han sido descritas con respecto a ciertas realizaciones ejemplares, 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 personas expertas en la materia.

REIVINDICACIONES

1. Un método para fabricar una estructura de material compuesto, comprendiendo:
formar una pluralidad de módulos de material compuesto (208) teniendo cada uno un borde (210); y,
5 unir los módulos entre sí a lo largo de bordes respectivos de tres módulos dispuestos adyacentes mediante formación de una unión en bisel entre los bordes respectivos; en donde
cada uno de los módulos incluye una pluralidad de capas (212), y unir los módulos entre sí a lo largo de sus bordes incluye:
formar una pauta en dientes de sierra (240) a lo largo de los bordes de cada módulo a ser unido;
10 en donde las pautas en dientes de sierra están dispuestas en dos grupos (240a, 240b); y en donde la fase de los grupos (240a, 240b) está desplazada.
2. El método de la reivindicación 1, en donde los módulos incluyen fibras preimpregnadas formando un ángulo de aproximadamente 45 grados con respecto al borde.
3. El método de la reivindicación 1, en donde cada uno de los módulos (208) incluye al menos dos bordes (210), y unir los módulos entre sí incluye:
15 formar al menos dos uniones en bisel entre los módulos respectivamente a lo largo de al menos dos bordes.
4. Una estructura de material compuesto para aeronave, comprendiendo:
una pluralidad de módulos laminados de material compuesto (208) teniendo cada uno un borde (210); y
una unión en bisel uniendo dos módulos dispuestos adyacentes a lo largo de los bordes respectivos; en donde:
cada uno de los módulos incluye múltiples capas (212);
20 unir los módulos entre sí incluye formar una unión que define una pauta en dientes de sierra (240) a lo largo de los bordes de los módulos; en donde las pautas en dientes de sierra están dispuestas en dos grupos (240a, 240b); y en donde
la fase de los grupos (240a, 240b) está desplazada.
5. La estructura de material compuesto de la reivindicación 4, en donde:
25 al menos ciertos módulos (208) tienen bordes (210) unidos entre sí por una unión en bisel incluyendo cada uno al menos una capa incluyendo fibras de refuerzo que tienen una orientación común.
6. La estructura de material compuesto de la reivindicación 4, comprendiendo además:
al menos una capa de material compuesto superpuesta y unida a la unión en bisel



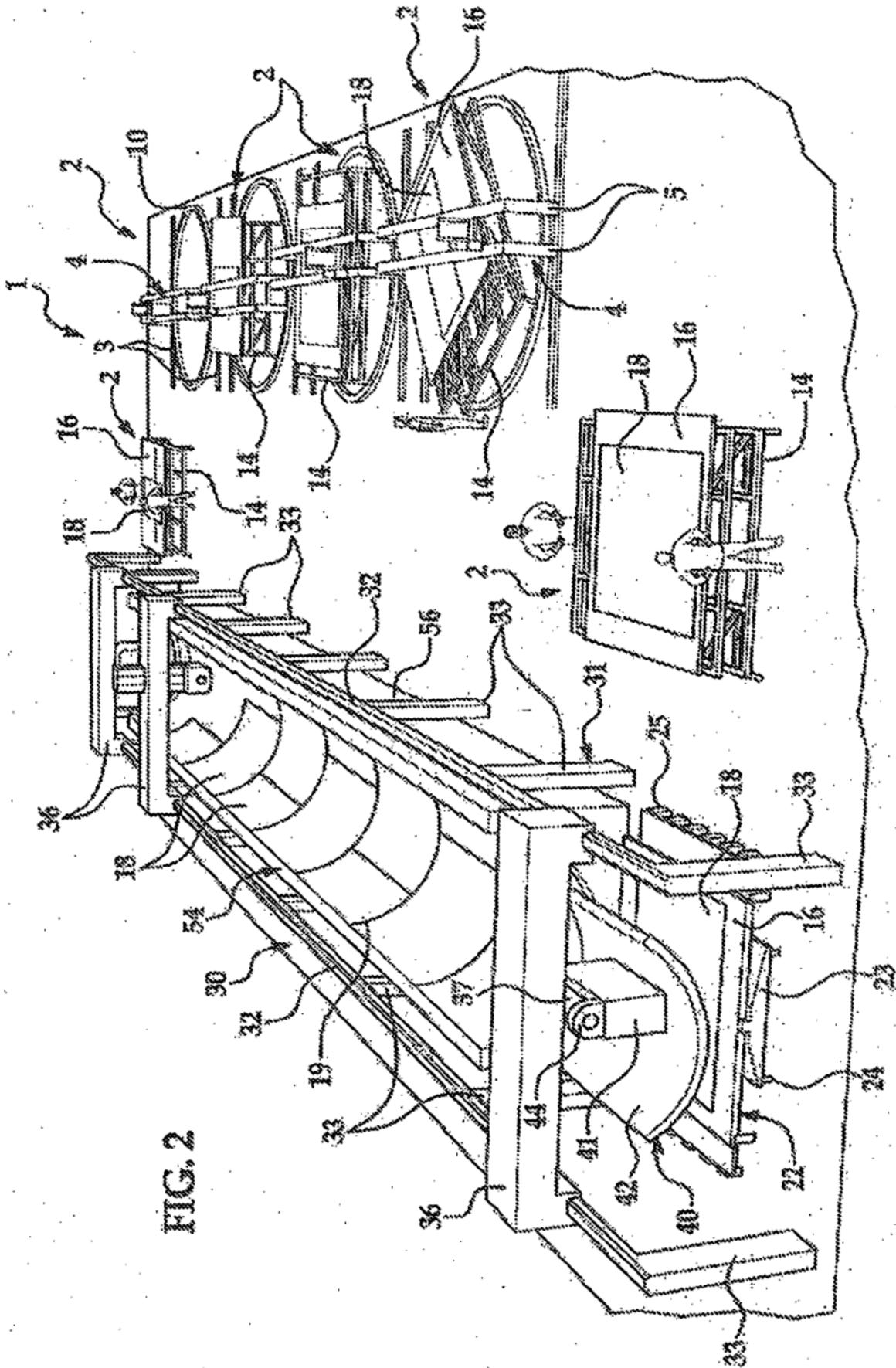


FIG. 2

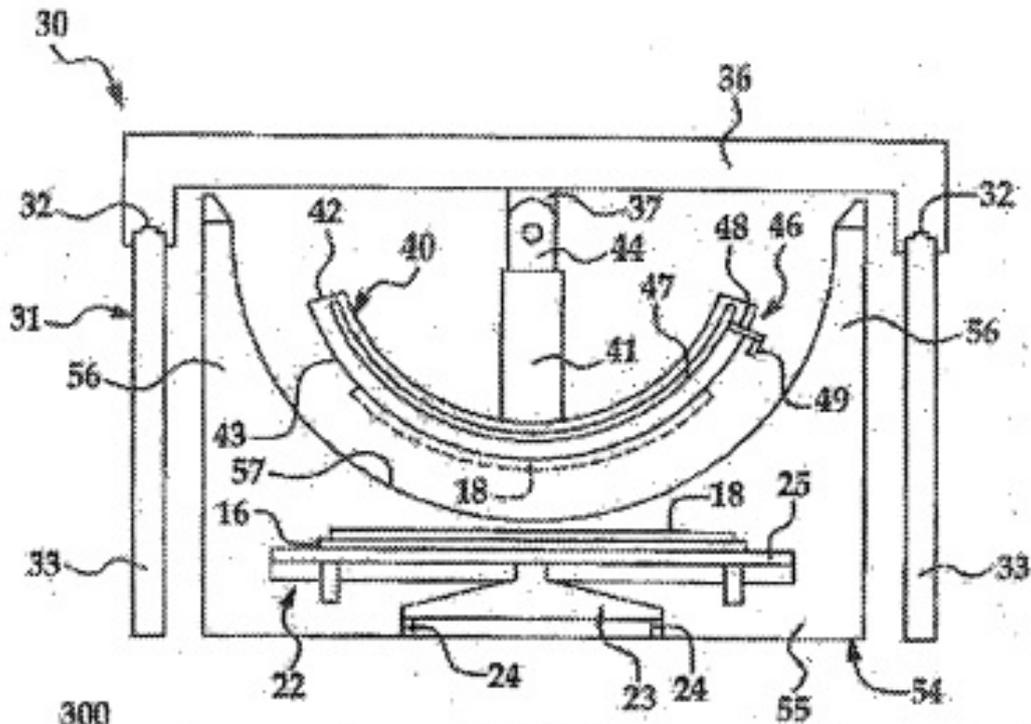


FIG. 3

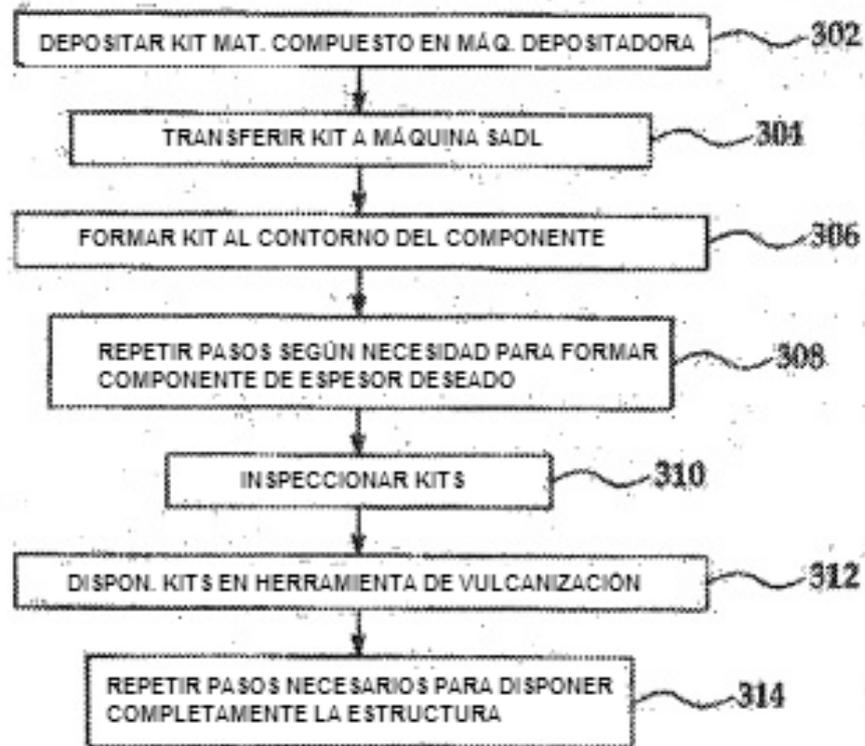


FIG. 4

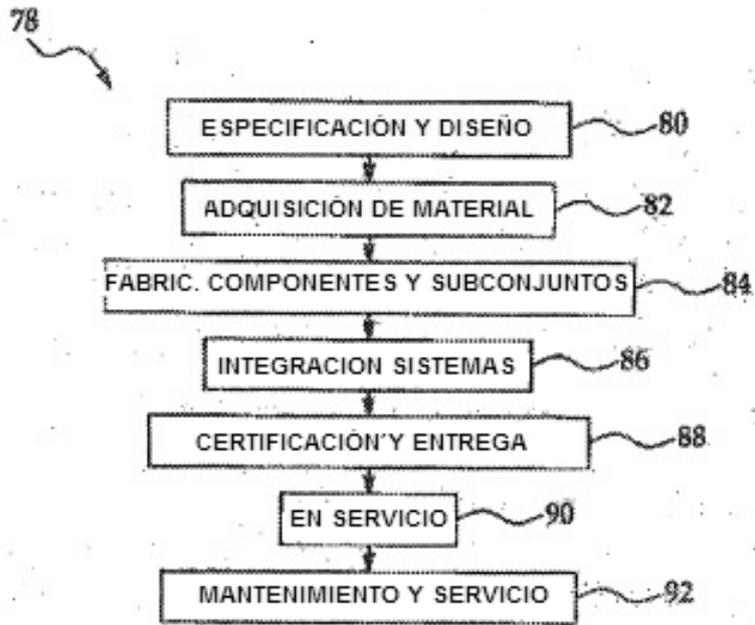


FIG. 5

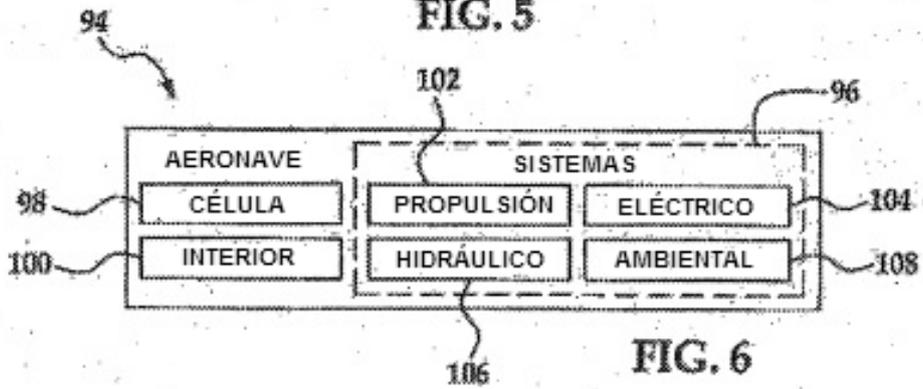


FIG. 6

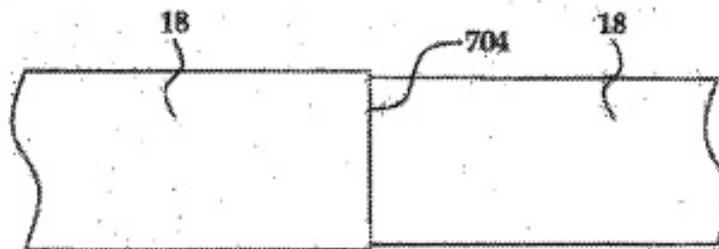


FIG. 9

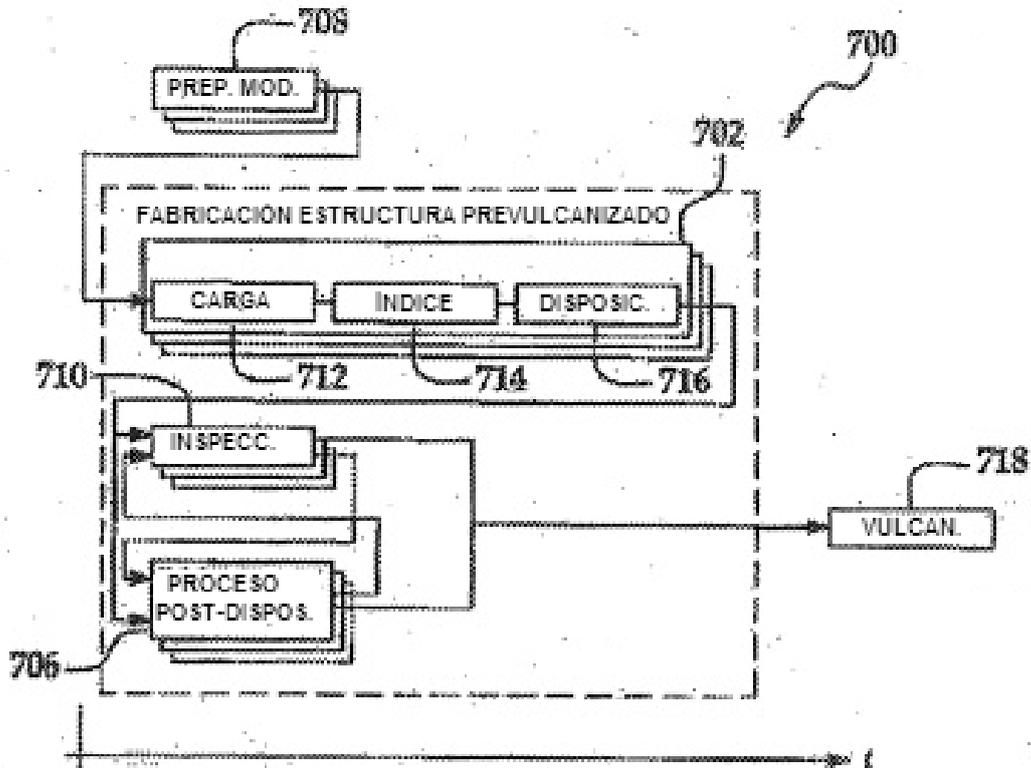


FIG. 7

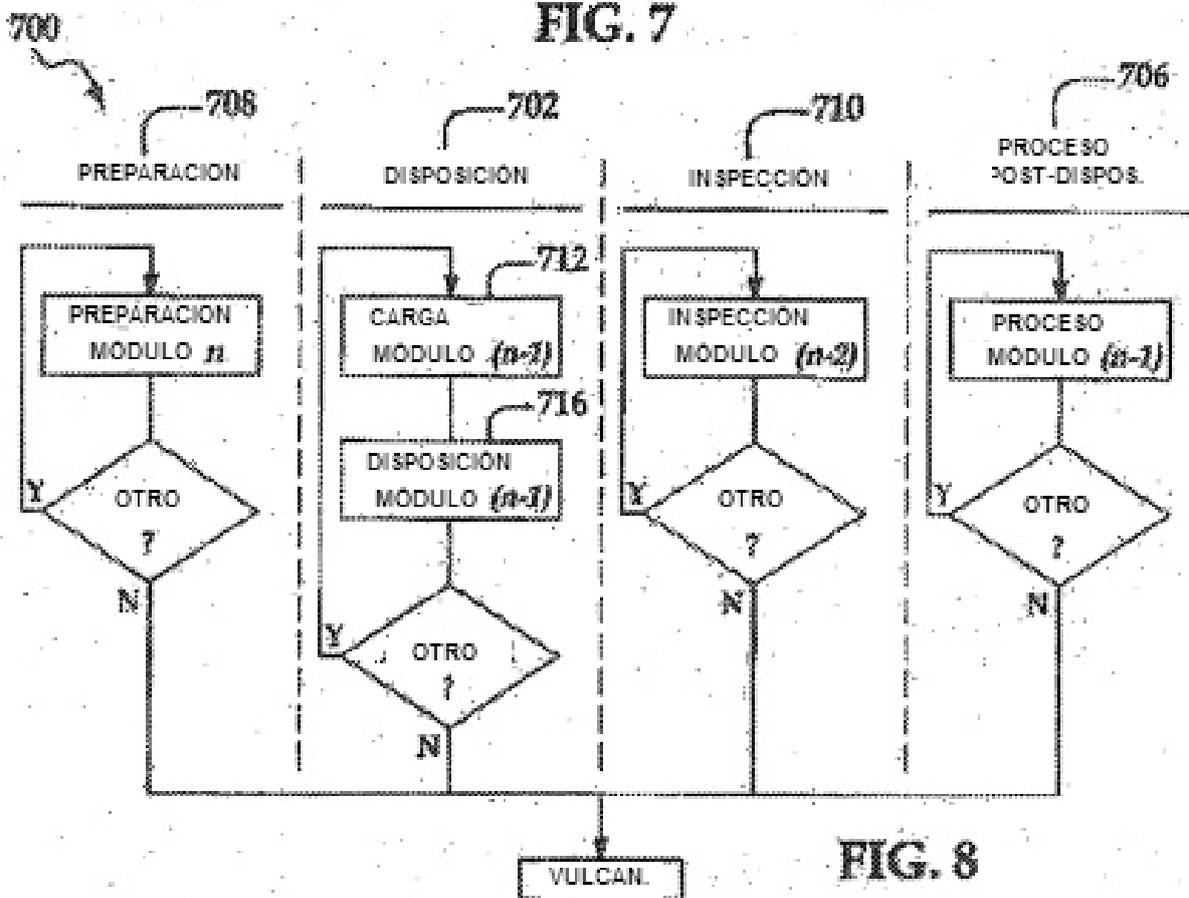
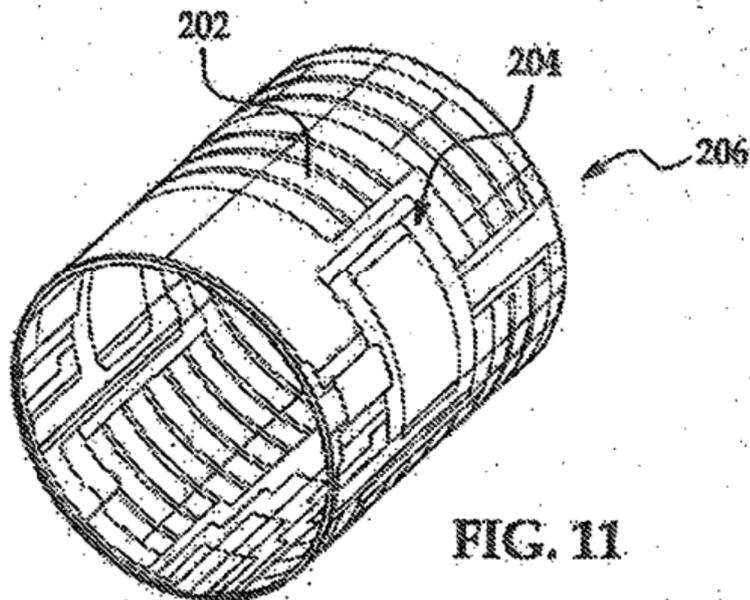
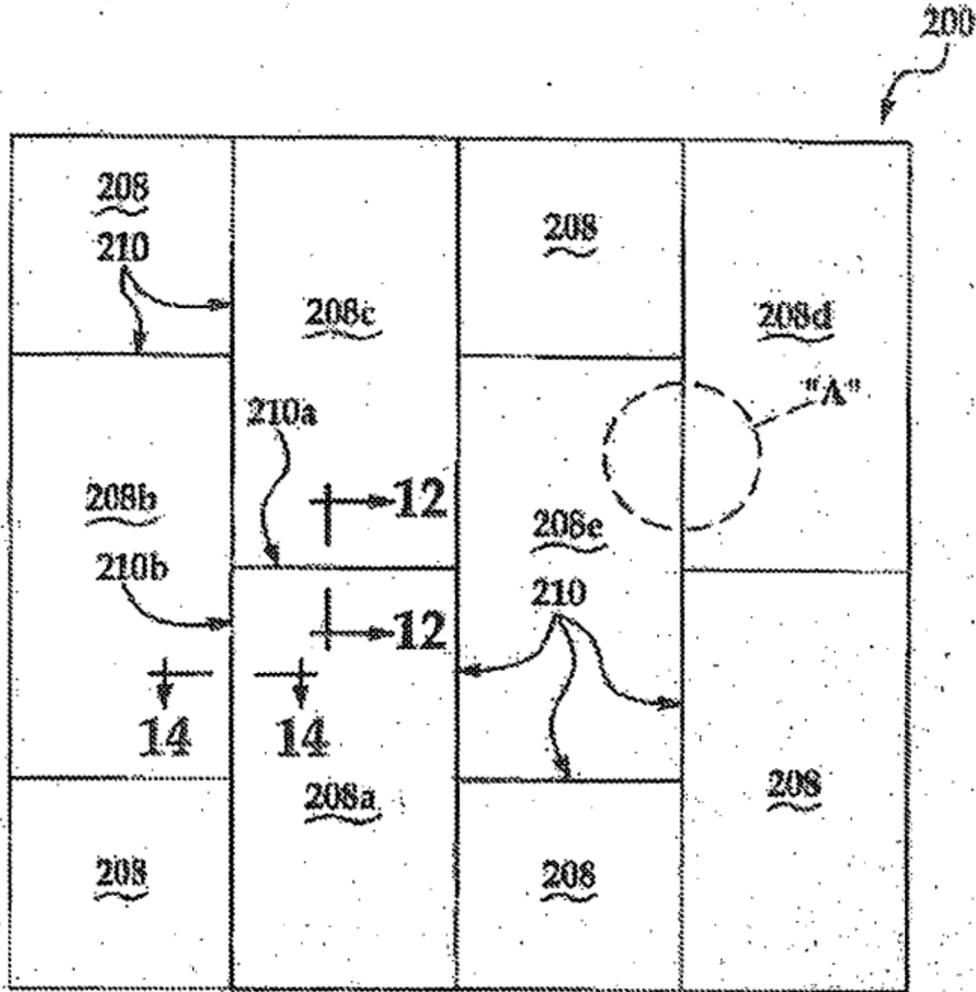


FIG. 8



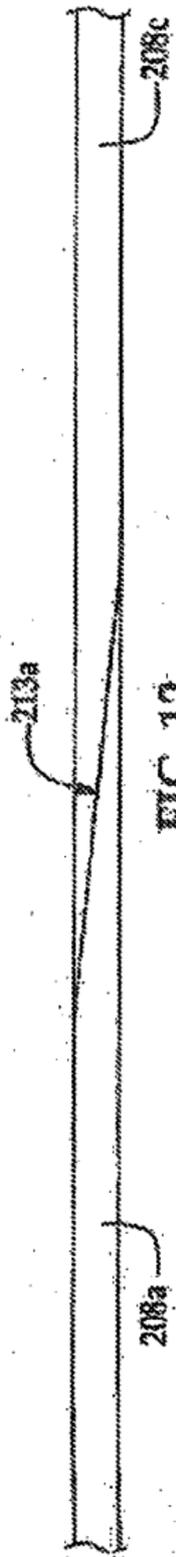


FIG. 12

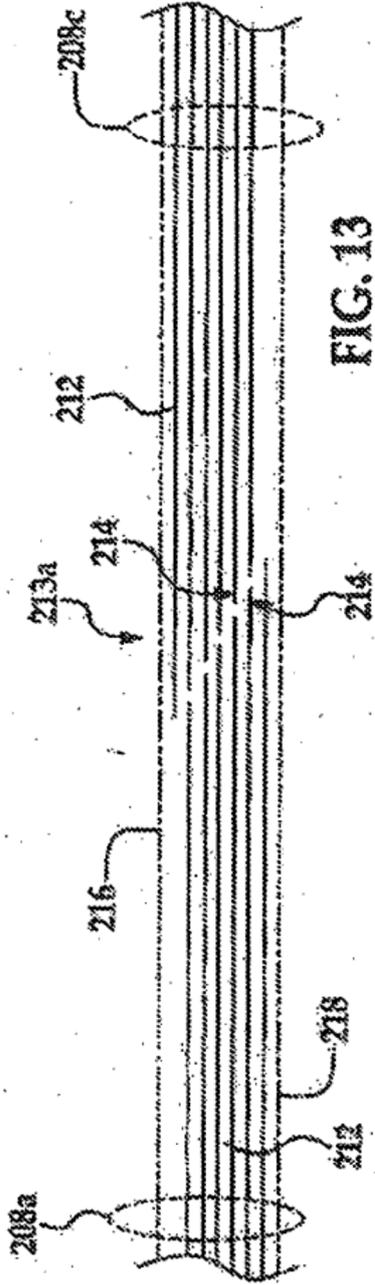


FIG. 13

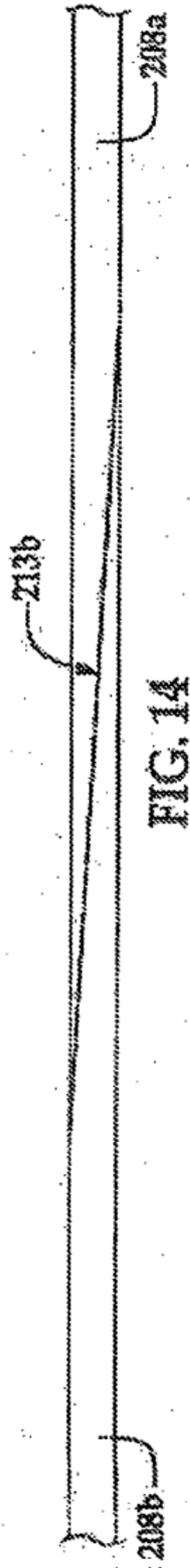


FIG. 14

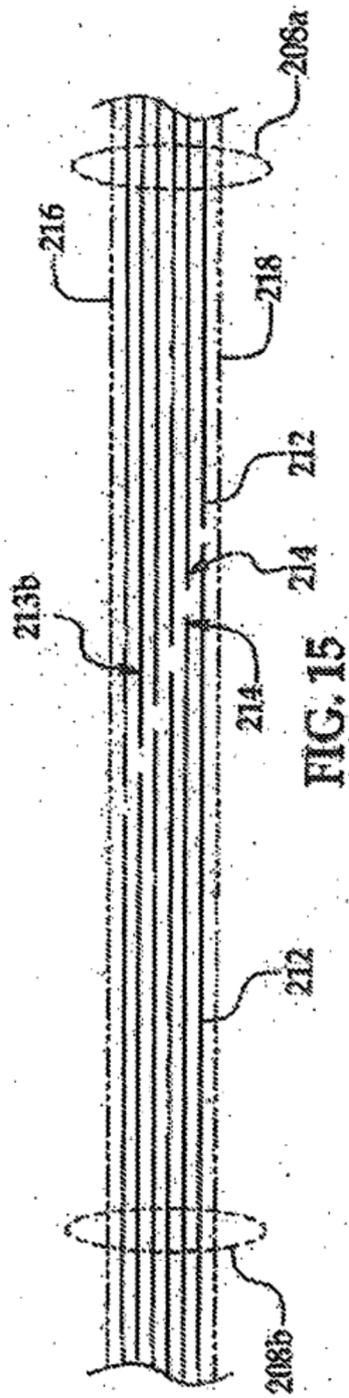


FIG. 15

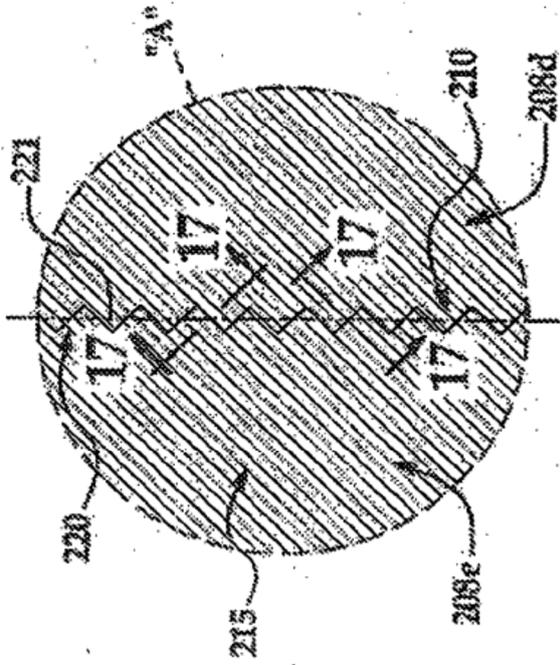


FIG. 16

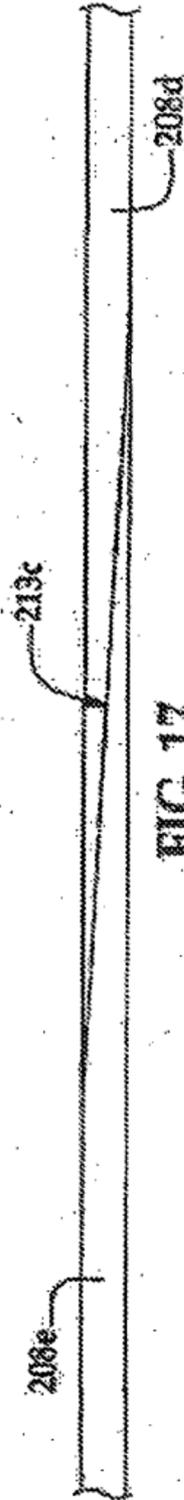


FIG. 17

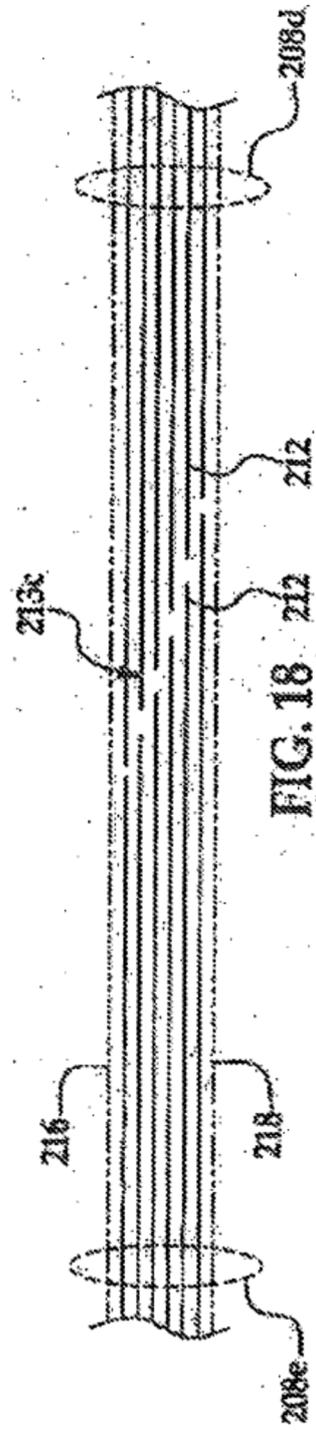
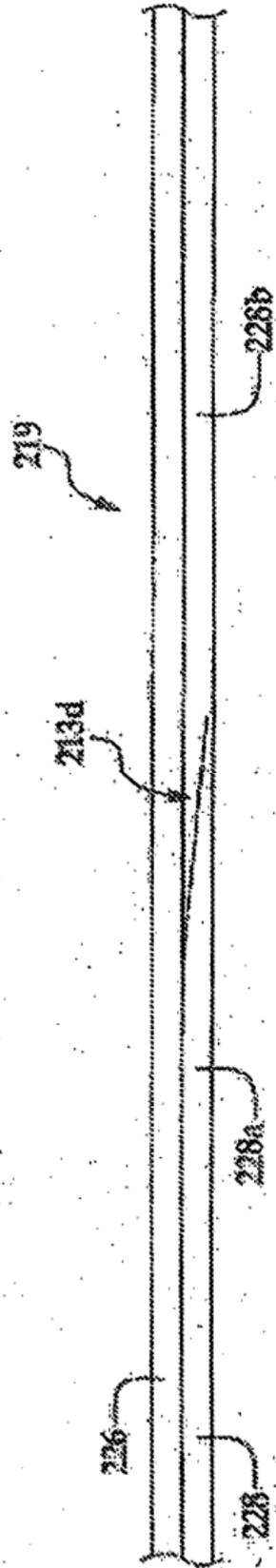
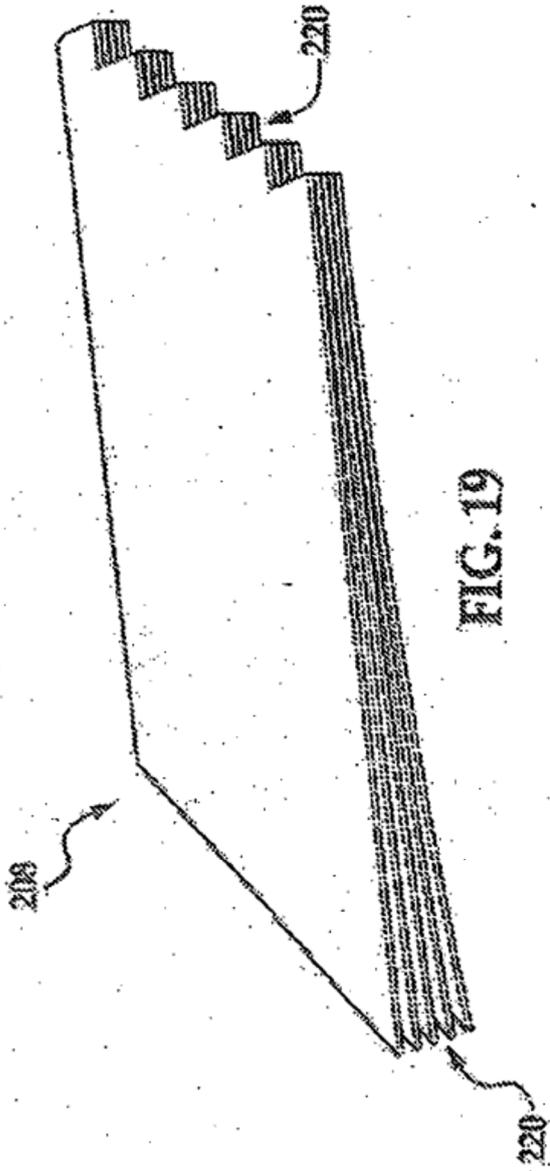
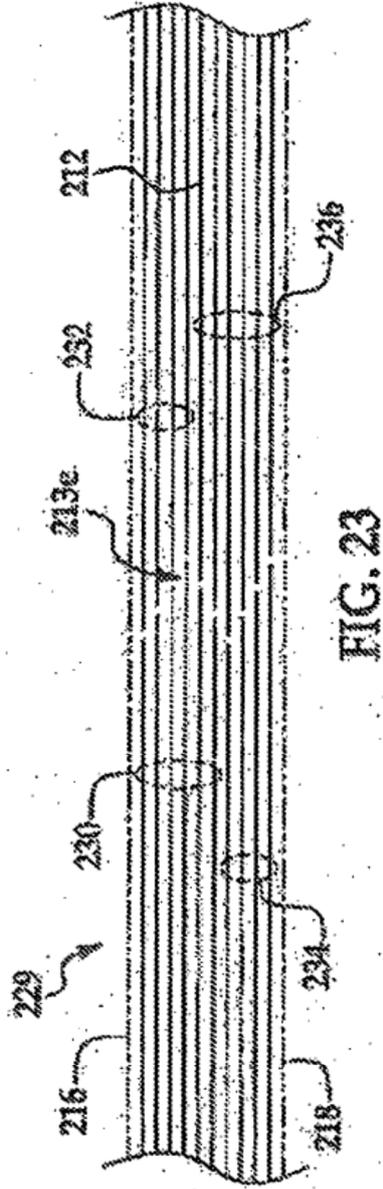
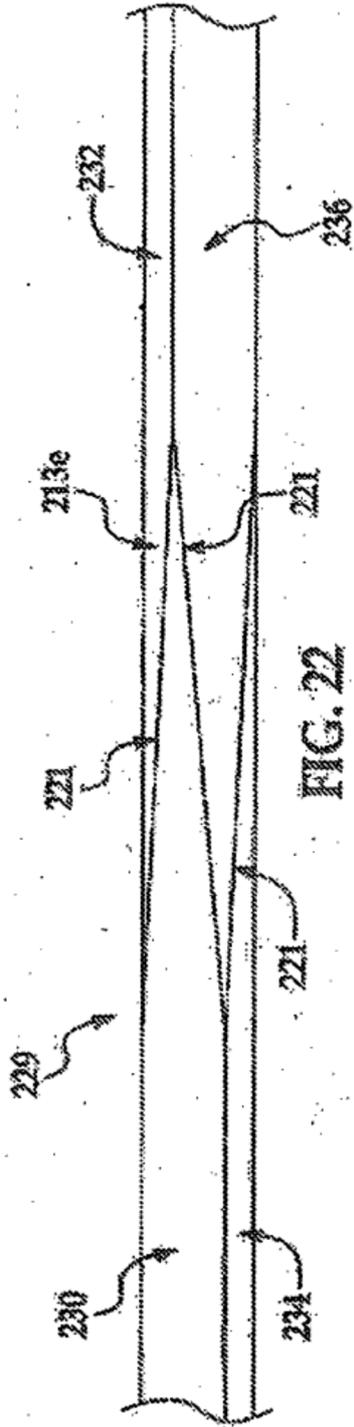
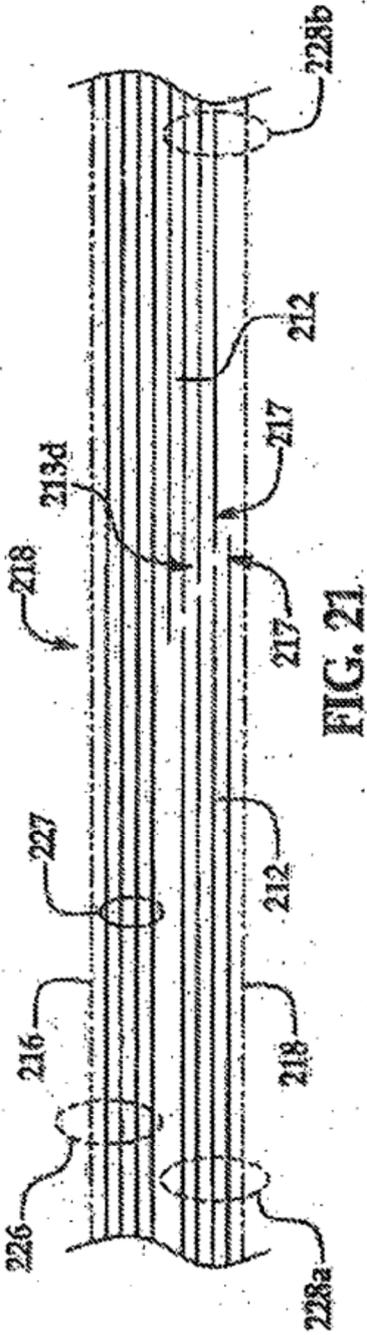


FIG. 18





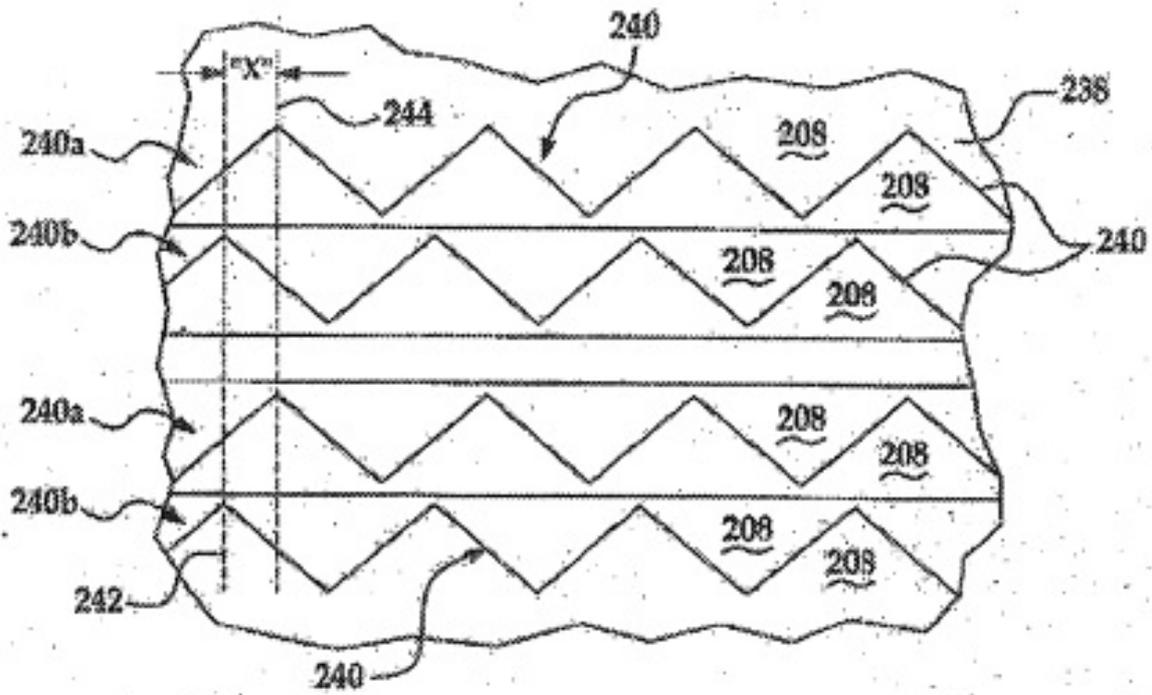


FIG. 24

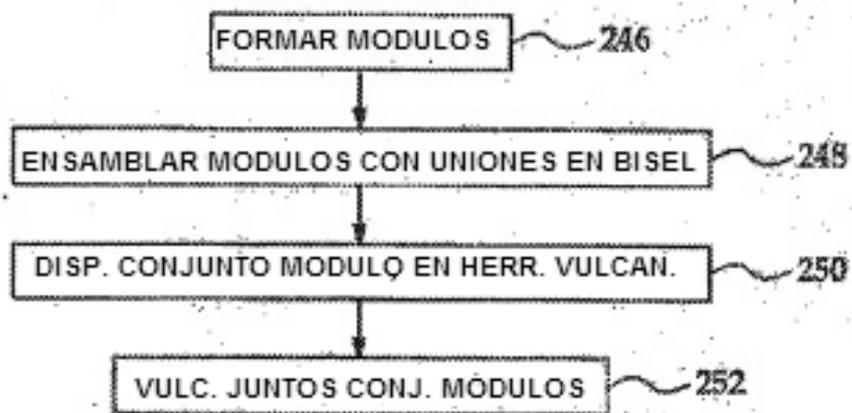


FIG. 25