

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 556 114**

51 Int. Cl.:

B64C 1/00 (2006.01)

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 27/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.07.2006 E 06851609 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **23.09.2015 EP 1926659**

54 Título: **Estructura compuesta de fuselaje de matriz termoplástica y procedimiento de fabricación de la misma**

30 Prioridad:

03.08.2005 US 705032 P

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

13.01.2016

73 Titular/es:

**SIKORSKY AIRCRAFT CORPORATION (100.0%)
LEGAL-IP DEPT., MAILSTOP S316A 6900 MAIN
STREET
STRATFORD, CT 06615-9129, US**

72 Inventor/es:

**CARSTENSEN, THOMAS A.;
FORSTER, WILLIAM V. y
ROGG, CHRISTIAN A.**

74 Agente/Representante:

CURELL AGUILÁ, Mireia

ES 2 556 114 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Estructura compuesta de fuselaje de matriz termoplástica y procedimiento de fabricación de la misma.

5 **Antecedentes de la invención**

La presente invención se refiere a un fuselaje, y más particularmente a una sección de fuselaje de matriz termoplástica con un revestimiento y una estructura de rejilla de cubiertas de fibra termoplástica, ligada conjuntamente *in situ* y que se integra con una subestructura sobre la marcha sin un posterior procesamiento en autoclave.

Las estructuras compuestas de fuselaje para aeronave de ala rotativa se fabrican tradicionalmente mediante dos técnicas: construcción con piezas discretas y estructuras totalmente integradas. Cada uno de estos procesos contiene diversos compromisos.

El documento WO 95/18013 A1 describe un elemento estructural que comprende unas estructuras superficiales opuestas primera y segunda, extendidas lateral y longitudinalmente, cada una teniendo un patrón de nervaduras de figura cerrada que sale desde las mismas hacia la estructura superficial opuesta, una estructura nervada formada por separado o íntegramente dispuesta entre las estructuras superficiales primera y segunda, estando las estructuras superficiales opuestas trabadas mutuamente por dicha estructura nervada con relación de emparejamiento alineado.

El proceso de fabricación de componentes únicos y posteriormente de fijación o ligado la pluralidad de componentes entre sí sobrecargado con un alto coste de piezas recurrentes y costes de herramientas no recurrentes. Cada componente compuesto único requiere plantillas o herramientas discretas de ubicación de molde, recorte, fijación y sujeción. Estas herramientas son necesarias para cada componente único dentro del conjunto.

Una vez que la pluralidad de componentes individuales únicos están fabricados, son ensamblados en un sistema de fijación de ensamblaje para estructuras fijadas mecánicamente o en un sistema de fijación de ligado para estructuras ligadas. Cada uno de estos procesos de ensamblaje requiere una significativa mano de obra asociada con el estocaje, tiempo de máquina y ensamblaje a mano.

Los conjuntos compuestos totalmente integrados juntan la pluralidad de componentes compuestos discretos curados y sin curar antes del ciclo de curado. Esto resulta en una sola estructura unificada después del curado. Aunque la cantidad total de herramientas para este proceso puede ser menor que la necesaria para un ensamblaje de piezas discretas, las tolerancias de herramientas y los asuntos de calidad pueden ser más significativos. Adicionalmente, aunque la mano de obra táctil asociada con una estructura utilizada es esencialmente igual antes del curado, un conjunto compuesto totalmente integrado tiene como resultado generalmente menos mano de obra manual después del curado en autoclave ya que se necesita menos ensamblaje. Sin embargo, el utillaje no recurrente relativamente caro necesita una significativa duración para colocación y curado, lo que limita significativamente la cantidad de producción de productos.

En general, la fabricación por acumulación de piezas discretas con utillaje dedicado separado es costosa y lleva mucho tiempo. La fabricación de estructuras unificadas reduce la mano de obra de ensamblaje, sin embargo se aumenta la complejidad de herramienta, lo que reduce la producción de productos.

Por consiguiente, es deseable proporcionar una sección compuesta estructural de fuselaje como un conjunto diseñado esencialmente de producto básico y un procedimiento para fabricar el mismo que se aproveche de las economías de escala en fabricación para lograr secciones de fuselaje de menor coste.

50 **Sumario de la invención**

Una sección de estructura de fuselaje de matriz termoplástica según la presente invención incluye una multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica y una multitud de elementos de viga de matriz termoplástica que forman una subestructura para recibir una estructura de rejilla de cubierta interior de matriz termoplástica, una estructura de rejilla de cubierta exterior de matriz termoplástica, y un revestimiento de matriz termoplástica que son ligados conjuntamente *in situ* con la subestructura.

Los elementos de viga de matriz termoplástica y los elementos de bastidor de matriz termoplástica preferentemente son cortados a medida a partir de un elemento de bastidor de viga de tipo producto básico, respectivamente, para el ensamblaje en la subestructura en lugar de ser fabricados específicamente como componentes personalizados individualmente para una ubicación particular dentro de la subestructura. Aunque los elementos de bastidor y de viga personalizados pueden no ser económicamente tan atractivos como las estructuras de producto básico, dichas estructuras pueden ser sustituidas sin cambios en las prestaciones técnicas. Después de ser cortado a medida a partir del elemento de tipo producto básico, a cada elemento de viga de matriz termoplástica y elemento de bastidor de matriz termoplástica se les pueden hacer aberturas para proporcionar reducción de peso y/o agujeros, según sea

necesario, para componentes tales como conductos, mangueras, mazos de cables, etc. que pasan a través de la sección de fuselaje.

5 Una vez cortados a medida individualmente y realizadas las aberturas, la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica y la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica se pueden ligarse conjuntamente *in situ* a una de la estructura de rejilla de cubierta exterior y/o interior. Posteriormente, la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica y la multitud de elementos de bastidor termoplásticos se pueden juntar y/o ligarse entre sí para formar una subestructura semejante a una rejilla. Después, la estructura de rejilla de cubierta restante se puede ligar conjuntamente *in situ* a la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica y a la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica. Cabe señalar que se conciben disposiciones alternativas, por ejemplo, la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica y la multitud de elementos de bastidor termoplásticos se pueden juntar y/o ligarse entre sí antes de ligar conjuntamente la subestructura a las estructuras de rejilla de cubierta, interior y exterior, respectivamente. Además, la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica y la multitud de elementos de bastidor termoplásticos se pueden ligar conjuntamente *in situ* a ambas estructuras de rejilla interior y exterior antes de ser juntadas entre sí. Como alternativa, el revestimiento exterior se puede formar íntegramente con la estructura de rejilla de cubierta exterior. Como alternativa también se pueden utilizar unos fijadores mecánicos, procesamiento en autoclave o de ligado.

20 El proceso *in situ* junta una capa termoplástica a otra sobre la marcha, eliminando la preparación en autoclave y el posterior posprocesamiento. La estructura de rejilla de cubierta interior y la estructura de rejilla de cubierta exterior amarran juntas las superficies de cubierta exterior de la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica y de la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica, aumentando de ese modo la firmeza y la rigidez de la subestructura, que fortalece y unifica significativamente la subestructura.

25 La presente invención proporciona por lo tanto una sección compuesta estructural de fuselaje como un conjunto ingeniado esencialmente de producto básico y un procedimiento para fabricar el mismo que se aproveche de las economías de escala en fabricación para lograr secciones de fuselaje de menor coste.

Breve descripción de los dibujos

30 Las diversas características y ventajas de esta invención se pondrán de manifiesto para los expertos en la materia a partir de la siguiente descripción detallada de la forma de realización actualmente preferida. Los dibujos adjuntos a la descripción detallada pueden describirse brevemente de la siguiente manera:

35 la figura 1A es una vista en perspectiva general de una forma de realización ejemplificativa de aeronave de alas rotativas para uso con la presente invención;

la figura 1B es una vista en perspectiva general de una sección de cabina de la aeronave de alas rotativas de la figura 1A;

40 la figura 1C es una vista en perspectiva general de una sección de estructura de fuselaje de la sección de cabina de la figura 1B;

45 la figura 2 es un diagrama de flujo de un procedimiento de ensamblaje de una sección de estructura de fuselaje de la presente invención;

la figura 3 es una vista explosionada de una interfaz de sección de estructura de fuselaje;

50 la figura 4 es una vista esquemática de procesamiento *in situ* de estopa o cinta termoplástica para uso en la fabricación de la sección de estructura de fuselaje de la presente invención;

la figura 5 es una vista en sección de una interfaz de sección de estructura de fuselaje; y

55 la figura 6 es una vista en perspectiva de otra interfaz de sección de estructura de fuselaje de la presente invención.

Descripción detallada de la forma de realización preferida

60 La figura 1A ilustra esquemáticamente una aeronave 10 de alas rotativas que tiene un conjunto de rotor principal 12. La aeronave 10 incluye un fuselaje 14 que tiene una cola extendida 16 que monta un rotor antipar 18. El fuselaje 14 incluye una sección 14a de fuselaje. El conjunto de rotor principal 12 es impulsado a través de una transmisión (ilustrada esquemáticamente como 20) por uno o más motores 22. Aunque en la forma de realización descrita se ilustra una configuración de helicóptero particular, otras máquinas tales como turbohélices, aeronave de rotores inclinados o de alas inclinadas también se benefician de la presente invención.

65 Haciendo referencia a la figura 1B, la sección de fuselaje 14a, ilustrada aquí como una sección de cabina, puede

5 incluir, entre otras cosas, una multitud de elementos de bastidor 24 y una multitud de elementos de viga 26 que soportan un revestimiento exterior 28 de aeronave revestimiento. La sección de fuselaje 14a también puede incluir una o más áreas abiertas 30 ubicadas a través del revestimiento exterior 28 de aeronave. La multitud de elementos de bastidor 24 y de elementos de viga 26 se disponen preferentemente en un patrón generalmente rectilíneo, sin embargo, con la presente invención se puede utilizar cualquier disposición.

10 La propia sección de fuselaje 14a se ensambla preferentemente a partir de una multitud de secciones generalmente planas 34 de estructura de fuselaje. Como se muestra ilustrativamente en la figura 1C, una sección 34 de estructura de fuselaje puede ser la sección más baja 34 de estructura de fuselaje. Se debe entender, sin embargo, que otras diversas secciones de estructura de fuselaje también se pueden fabricar según la presente invención.

15 La sección 34 de estructura de fuselaje se fabrica preferentemente a partir de un material no metálico, que se puede ensamblar junto con otras secciones de fuselaje de materiales metálicos o no metálicos. Lo más preferentemente, la sección 34 de estructura de fuselaje se fabrica principalmente de un material compuesto de matriz termoplástica que incluye, pero no se limita a, PEEK, PEKK, Ultem, PPS, uretano, nilón, PEI, PES, PEK, así como en combinación con otras mejoras de material tales como inclusiones de nanopartículas. Además, estos materiales también pueden contener fibras que incluyen, pero no se limitan a, fibras carbono de PAN, fibras de carbono de alquitrán, fibra de vidrio clase s, fibra de vidrio clase e, cuarzo, LCP, M5 y cerámica.

20 Haciendo referencia a la figura 1C, la sección 34 de estructura de fuselaje incluye una multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36 y una multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 que forman una subestructura 39 para recibir un revestimiento exterior de matriz termoplástica 40. El revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 es preferentemente coplanario con, y forma una sección de, el revestimiento exterior 28 de aeronave. Esto es, el revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 puede topar o unirse directamente a otras secciones de revestimiento exterior adjuntas de manera que no sea necesario formar el revestimiento exterior 28 de un solo material. Así, el revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 puede topar en otras secciones estructurales de fuselaje que utilizan, por ejemplo, un revestimiento de aluminio o compuesto para formar en combinación el revestimiento exterior 28 de aeronave.

30 Como se muestra, la subestructura 39 se dispone preferentemente en un patrón de rejilla generalmente rectilínea. Tal como se emplea en esta memoria, "rejilla" se define como una pluralidad de elementos de viga de matriz termoplástica 36 y elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 generalmente transversales que están unidos entre sí pero pueden tener espaciamiento desigual y con ángulo no recto. Sin embargo, como aprecia fácilmente un experto en la materia, la subestructura puede ser de otras formas y configuraciones.

35 El revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 forma una superficie exterior de la sección 34 de estructura de fuselaje. Como alternativa, el revestimiento puede ser un material metálico o compuesto que se fija o se liga a la subestructura 39 de una manera convencional.

40 Haciendo referencia a las figuras 2 y 3, ahora se describirá un procedimiento innovador para fabricar la sección 34 de estructura de fuselaje. Cada uno de los elementos de viga de matriz termoplástica 36 puede ser un solo elemento continuo al que se juntan y/o se ligan los elementos de bastidor de matriz termoplástica 38. Se debe entender que la disposición opuesta también se puede utilizar según la presente invención; sin embargo, como se describe en la presente memoria, los elementos de viga de matriz termoplástica 36 se describirán como los elementos continuos a los que están unidos los elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 como se entiende generalmente en la fabricación de fuselajes.

50 El elemento de bastidor de matriz termoplástica 38 y el elemento de viga de matriz termoplástica 36 preferentemente son cortados a medida a partir de un elemento de bastidor y viga de tipo producto básico, respectivamente, para el ensamblaje en la subestructura (etapa 100). Esto es, la longitud específica de los elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y los elementos de viga de matriz termoplástica 36 preferentemente se corta a medida para una posición de instalación deseada a partir de un elemento de matriz termoplástica tipo producto básico prefabricado, en lugar de ser fabricados específicamente como una multitud de componentes personalizados individualmente que están destinados para solo una o unas pocas ubicaciones específicas dentro de la sección de fuselaje. Así, cada elemento de viga 36 y cada elemento de bastidor 38 puede ser con la misma forma y tamaño en lugar de tener una dimensión particular para cada ubicación específica dentro de la estructura de fuselaje, que a su vez requeriría plantillas o herramientas discretas de ubicación de molde, recorte, fijación y sujeción. Un conjunto fabricado a partir de componentes de tipo producto básico puede pesar ligeramente más que un conjunto con componentes fabricados específicamente para ubicaciones y disposiciones de interfaz específicas, pero proporciona un significativo beneficio en costes. Además, tales penalizaciones por peso, incluso si aparecen pueden ser compensadas por los componentes de tipo producto básico producidos más eficientemente.

60 Aunque las formas en sección transversal se ilustran como "I" o "T", pueden adoptar otras configuraciones en sección transversal. Tales otras formas puede incluir pero no se limitan a "L", "Z", "C", "J", etc.

65 Después de ser cortado a medida, a cada elemento de bastidor de matriz termoplástica 38 y a cada elemento de

viga de matriz termoplástica 36 se les pueden hacer aberturas 44 taladradas o cortadas (etapa 110), según se desee, para proporcionar reducción de peso y/o agujeros para componentes tales como varillas de control, conductos, mangueras, mazos de cables, etc. que pasan a través de la sección de estructura de fuselaje 34.

5 Una vez cortadas individualmente a medida y hechas aberturas, las estructuras de rejilla de cubierta exterior y/o interior 50, 52 se pueden ligar conjuntamente *in situ* a la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y a la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36. Posteriormente, la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y la multitud de elementos de viga termoplásticos 36 se pueden juntar y/o ligarse entre sí para formar una subestructura semejante a una rejilla. Después, la estructura de rejilla de cubierta restante
10 50, 52 se puede ligar conjuntamente *in situ* a la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y a la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36. Cabe señalar que se conciben disposiciones alternativas, por ejemplo, la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y la multitud de elementos de viga termoplásticos 36 se pueden juntar y/o ligarse entre sí antes de ligar conjuntamente las estructuras de rejilla de cubierta interior y exterior 50, 52 a la estructura semejante a una rejilla. Además, las estructuras de rejilla de cubierta interior y exterior 50, 52 se pueden ligar conjuntamente *in situ* a la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y a la multitud de elementos de viga de termoplásticos 36 antes de juntar los bastidores y las vigas entre sí. Se debe entender que se utilizarán semejantemente otras disposiciones y procedimientos de conexión tales como fijadores mecánicos, adhesión y procesamiento en autoclave. Esto es, se pueden utilizar diversas disposiciones y procedimientos de conexión junto con otras disposiciones y procedimientos de conexión dependiendo de diversos
20 factores tales como ubicación, fortaleza y coste.

Como alternativa, el revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 se puede formar íntegramente con la estructura de rejilla de cubierta exterior 52. Esto es, por ejemplo, la estructura de rejilla de cubierta exterior de matriz termoplástica 52 puede estar contenida dentro del revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 (figura 5). Más
25 específicamente, el revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 puede incluir áreas reforzadas representadas por la estructura de rejilla de cubierta exterior de matriz termoplástica 52.

Preferentemente, se concibe que la estructura de rejilla de cubierta exterior 52 y el revestimiento exterior termoplástico 40 sean interacoplados y sean conjuntamente ligados *in situ* con la multitud de elementos de bastidor, cortados a medida y con aberturas, 38 y a la multitud de elementos de viga, cortados a medida y con aberturas, 36. Como alternativa, la estructura de rejilla de cubierta exterior 52 y el revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 simultáneamente se pueden ligar conjuntamente *in situ* a la multitud de elementos de bastidor 38 y a la multitud de elementos de viga 36. Además, la estructura de rejilla de cubierta exterior 52 se puede formar íntegramente con el revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 (como se ha descrito anteriormente). La estructura de rejilla de cubierta exterior de matriz termoplástica 52 se aplica preferentemente a través de procesamiento *in situ* de estopa o cinta termoplástica (proceso ilustrado esquemáticamente en la figura 4 y descrito a continuación).
35

Después, la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 se juntan y/o adhieren preferentemente a la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36. Los elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y los elementos de viga de matriz termoplástica 36 ligados son ensamblados para formar una subestructura semejante a una rejilla 39. Se debe entender, sin embargo, que diversas formas subestructurales se pueden fabricar según la presente invención.
40

La multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36 se pueden juntar entre sí por cualquier medio conocido en la materia, incluidos pero no limitados a adhesión, fusión, etc. Preferentemente, sin embargo, la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36 se juntan mediante unos fijadores mecánicos o de adhesión en una intersección bastidor-viga.
45

Preferentemente, una superficie de cubierta exterior 46 de viga de la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y una superficie de cubierta exterior 48 de bastidor de la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36 son generalmente coplanarias (figura 3). Esto es, las superficies de cubierta exterior 46, 48 proporcionan una superficie sustancialmente plana para recibir estructura de rejilla de cubierta interior de matriz termoplástica 50, la estructura de rejilla de cubierta exterior de matriz termoplástica 52 y el revestimiento exterior de matriz termoplástica 40.
50 55

Una vez que la subestructura 39 ha sido ensamblada a partir de la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36 y la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38, y una vez que la subestructura 39 se ha ligado con la estructura de rejilla de cubierta exterior de matriz termoplástica 52, como se ha descrito anteriormente, la estructura de rejilla de cubierta interior de matriz termoplástica 50 se puede ligar conjuntamente *in situ* a la misma (etapa 130). Como alternativa, la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36 y la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 se pueden ligar conjuntamente *in situ* a la estructura de rejilla de cubierta exterior 52 y a la estructura de rejilla de cubierta interior 50 antes de juntar los elementos de viga y de bastidor 36, 38 entre sí. Como con la estructura de rejilla de cubierta exterior de matriz termoplástica 52 descrita antes, la estructura de rejilla de cubierta interior de matriz termoplástica 50 se puede aplicar a través de procesamiento *in situ* de estopa o cinta termoplástica (proceso ilustrado esquemáticamente en la figura 4). El
60 65

proceso *in situ* junta una capa termoplástica a otra sobre la marcha, eliminando la necesidad de preparación en autoclave y el posterior posprocesamiento. Un proceso *in situ* de este tipo es el proporcionado por ADC Acquisition Company, trabajando como Automated Dynamics, de Schenectady, NY, USA. Se debe entender que se pueden aplicar múltiples pliegos o capas de estopa o cinta termoplástica para proporcionar una rigidez deseada como se entiendo generalmente.

Preferentemente, la estructura de rejilla de cubierta interior de matriz termoplástica 50 y la estructura de rejilla de cubierta exterior de matriz termoplástica 52 incluyen, cada una, una multitud de pliegues transversales que forman una rejilla plana que sigue la superficie de cubierta exterior 46 de viga de la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y la superficie de cubierta exterior 48 de bastidor de la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36. Esto es, la estructura de rejilla de cubierta interior de matriz termoplástica 50 y la estructura de rejilla de cubierta exterior de matriz termoplástica 52 amarran juntas las superficies de cubierta exterior 46, 48 de la multitud de elementos de bastidor de matriz termoplástica 38 y la multitud de elementos de viga de matriz termoplástica 36 para aumentar la firmeza y la rigidez de la misma, lo que fortalece y unifica significativamente la subestructura 39. La estructura de rejilla de cubierta interior de matriz termoplástica 50 y la estructura de rejilla de cubierta exterior de matriz termoplástica 52 siguen los elementos de viga de matriz termoplástica 36 y los elementos de bastidor de matriz termoplástica 38, mientras el revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 cubre la subestructura 39. El revestimiento exterior de matriz termoplástica 40 es colocado preferentemente *in situ* con un 100% de cobertura de la subestructura 39 mientras la cobertura de estructura de rejilla de cubierta interior de matriz termoplástica 50 preferentemente se coloca únicamente en las áreas de las superficies de cubierta 46, 48 que únicamente pueden representar aproximadamente el 10 % de cobertura.

Se debe entender que aunque se ha descrito un orden preferido, con la presente invención también son utilizables otros órdenes de adhesión mutua *in situ*.

Como alternativa o adicionalmente, una multitud de tirantes 54 de matriz termoplástica preferentemente son ligados conjuntamente con el revestimiento exterior 40 de matriz termoplástica (figuras 5 y 6). La multitud de tirantes termoplásticos 54 se pueden ligar como se ha descrito anteriormente. La multitud de tirantes de matriz termoplástica 54 se adhieren después o a la vez con la aplicación de la estructura de rejilla de cubierta de matriz termoplástica 52 y el revestimiento exterior de matriz termoplástica 40. Aunque la geometría del tirante 54 en esta memoria se representa en forma de "T", se puede sustituir por otras configuraciones de geometría. Se debe entender que otros detalles también se pueden moldear o ensamblar en la subestructura 39 y/o integrar con el revestimiento exterior de matriz termoplástica 40.

Las tecnologías de fabricación compuesta automatizada han evolucionado a un nivel de madurez que produce componentes estructurales de fuselaje rentables. Mediante el uso de automatización, los detalles compuestos de fuselaje se aprovechan de las economías de escala en fabricación para lograr estructuras de costes más bajos. Por tanto, las estructuras se convierten en productos básicos diseñados. A nivel de ensamblaje, la colocación de fibras termoplásticas *in situ* permite la integración de revestimiento en la subestructura sobre la marcha sin posprocesamiento posterior en autoclave. Esencialmente se elimina la mano de obra manual de ensamblaje de la estructura para juntar revestimiento.

Se debe entender que los términos de posición relativa tales como "hacia delante", "hacia atrás", "superior", "inferior", "arriba", "abajo" y similares son con referencia a la actitud de funcionamiento normal del vehículo y no se deben considerar de otro modo como limitantes.

Se debe entender que a pesar de que se describe una disposición particular de componentes en la forma de realización ilustrada, otras disposiciones se beneficiarán de la presente invención.

Aunque se muestran, describen y reivindican unas secuencias particulares de etapas, se debe entender que las etapas se pueden realizar en otro orden, por separado o combinadas salvo que se indique lo contrario y aun así se beneficiarán de la presente invención.

La descripción anterior es ejemplificativa en lugar de estar definida por las limitaciones de la misma. A la luz de las enseñanzas anteriores son posibles muchas modificaciones y variaciones de la presente invención. Se han descrito las formas de realización preferidas de la presente invención, sin embargo, un experto en la materia reconocerá que determinadas modificaciones entran dentro del alcance de esta invención. Por lo tanto, debe entenderse que, dentro del alcance de las reivindicaciones adjuntas, la invención se puede poner en práctica de otra manera que la específicamente descrita. Por esa razón, deben estudiarse las siguientes reivindicaciones para determinar el verdadero alcance y contenido de la presente invención.

REIVINDICACIONES

1. Sección compuesta (34) de estructura de fuselaje, que comprende:
 - 5 una subestructura de matriz termoplástica (39);

una primera estructura de rejilla de cubierta de matriz termoplástica (50) que comprende una estopa o cinta termoplástica ligada conjuntamente *in situ* con dicha subestructura de matriz termoplástica (39); y
 - 10 un revestimiento exterior de matriz termoplástica (40) interacoplado con la primera estructura de rejilla de cubierta de matriz termoplástica (50), que además comprende una segunda estructura de rejilla de cubierta de matriz termoplástica (52) ligada conjuntamente *in situ* con dicha subestructura de matriz termoplástica (39) opuesta a dicha primera estructura de rejilla de cubierta de matriz termoplástica (50).
- 15 2. Sección compuesta (34) de estructura de fuselaje según la reivindicación 1, en la que una de entre la primera (50) y segunda (52) estructuras de rejilla de cubierta de matriz termoplástica cubre aproximadamente el 10 % de las subestructuras de matriz termoplástica (39) y la otra de entre la primera (50) y segunda (52) estructuras de rejilla de cubierta de matriz termoplástica cubre aproximadamente el 100% de la subestructura de matriz termoplástica (39).
- 20 3. Sección compuesta (34) de estructura de fuselaje según la reivindicación 1, en la que dicha subestructura de matriz termoplástica (39) incluye una multitud de vigas termoplásticas (36) juntas con una multitud de bastidores termoplásticos (38), estando por lo menos una de entre dicha multitud de vigas termoplásticas (36) montada sustancialmente de manera transversal a por lo menos uno de entre dicha multitud de bastidores termoplásticos (38).
- 25 4. Sección compuesta (34) de estructura de fuselaje según la reivindicación 1, en la que dicha subestructura de matriz termoplástica (39) incluye una multitud de vigas termoplásticas (36) juntas con una multitud de bastidores termoplásticos (38), estando por lo menos una de entre dicha multitud de vigas termoplásticas (36) montada sustancialmente de manera transversal a por lo menos uno de entre dicha multitud de bastidores termoplásticos (38).
- 30 5. Sección compuesta (34) de estructura de fuselaje según la reivindicación 4, en la que dicha multitud de vigas termoplásticas (36) y dicha multitud de bastidores termoplásticos (38) definen una superficie exterior generalmente coplanaria para recibir el revestimiento exterior de matriz termoplástica (40) ligado conjuntamente *in situ* con los mismos.
- 35 6. Sección compuesta (34) de estructura de fuselaje según la reivindicación 4, que además comprende el revestimiento exterior (40) de matriz termoplástica ligada con dicha multitud de vigas termoplásticas (36) y dicha multitud de bastidores termoplásticos (38) en oposición a dicha primera estructura de rejilla de cubierta (50) de matriz termoplástica.
- 40 7. Sección compuesta (34) de estructura de fuselaje según la reivindicación 1, en la que dicha primera estructura de rejilla de cubierta (50) de matriz termoplástica es una estructura esencialmente plana.
- 45 8. Sección compuesta (34) de estructura de fuselaje según la reivindicación 1, en la que dicha primera estructura de rejilla de cubierta (50) de matriz termoplástica incluye una multitud de franjas rectilíneas, siendo por lo menos dos de entre dicha multitud de franjas rectilíneas sustancialmente transversales entre sí.
- 50 9. Sección compuesta (34) de estructura de fuselaje según la reivindicación 1, que además comprende una segunda estructura de rejilla de cubierta termoplástica (52) ligada entre dicha subestructura de matriz termoplástica (39) y el revestimiento exterior (40) de matriz termoplástica.
- 55 10. Sección compuesta (34) de estructura de fuselaje según la reivindicación 1, que además comprende una multitud de tirantes (54), estando cada uno de entre dicha multitud de tirantes (54) ligado conjuntamente *in situ* con dicha primera estructura de rejilla de cubierta termoplástica (50).
11. Procedimiento para fabricar una sección compuesta (34) de estructura de fuselaje, que comprende las etapas siguientes:
 - 60 (A) ensamblar una subestructura (39) en forma de rejilla;
 - (B) ligar conjuntamente *in situ* un revestimiento exterior de matriz termoplástica (40) con la subestructura de matriz termoplástica (39); y
 - 65 (C) ligar conjuntamente *in situ* una estructura de rejilla de cubierta interior de matriz termoplástica (50) que

comprende una estopa o cinta termoplástica con la subestructura de matriz termoplástica (39) opuesta al revestimiento termoplástico (40).

5 12. Procedimiento según la reivindicación 11, en el que dicha etapa (A) además comprende:

- 10 (a) ligar una multitud de vigas termoplásticas (36) con una multitud de bastidores termoplásticos (38), estando por lo menos una de entre la multitud de vigas termoplásticas (36) montada sustancialmente de manera transversal a por lo menos uno de entre la multitud de bastidores termoplásticos (38) de manera que la subestructura de matriz termoplástica (39) forme una superficie sustancialmente coplanaria para recibir el revestimiento termoplástico (40).

15 13. Procedimiento según la reivindicación 11, en el que dicha etapa (B) además comprende:

ligar conjuntamente *in situ* un tirante (54) con el revestimiento exterior de matriz termoplástica (40).

20 14. Procedimiento según la reivindicación 11, en el que dicha etapa (A) además comprende las etapas siguientes:

- (1) cortar un elemento de viga termoplástica (36) a una longitud predefinida a partir de un elemento de viga de tipo producto básico;
- (2) cortar un elemento de bastidor termoplástico (38) a una longitud predefinida a partir de un elemento de bastidor de tipo producto básico; y

25 en el que dicha etapa (B) además comprende las etapas siguientes:

- (3) ligar conjuntamente *in situ* el revestimiento exterior de matriz termoplástica (40) con una primera superficie (46) del elemento de viga termoplástico (36) y con una primera superficie (48) del elemento de bastidor termoplástico (38); y

30 en el que dicha etapa (C) además comprende las etapas siguientes:

- (4) ligar conjuntamente *in situ* la estructura de rejilla de cubierta interior termoplástica (50) con una segunda superficie del elemento de viga termoplástica (36) y con una segunda superficie del elemento de bastidor termoplástico (38).

35 15. Procedimiento según la reivindicación 14, que además comprende la etapa siguiente:

- (5) juntar el elemento de viga termoplástica (36) con el elemento de bastidor termoplástico (38) antes de dicha etapa (3).

40 16. Procedimiento según la reivindicación 14, que además comprende la etapa siguiente:

- (6) unir el revestimiento exterior de matriz termoplástica (40) con una segunda estructura de rejilla de cubierta termoplástica (52).

45 17. Procedimiento según la reivindicación 16, en el que dicha etapa (5) además comprende:

- (a) fijar mecánicamente la segunda estructura de rejilla de cubierta termoplástica (52) al revestimiento exterior de matriz termoplástica (40).

50 18. Procedimiento según la reivindicación 16, en el que dicha etapa (5) además comprende:

- (a) ligar la segunda estructura de rejilla de cubierta termoplástica (52) con el revestimiento exterior de matriz termoplástica (40).

55 19. Procedimiento según la reivindicación 16, en el que dicha etapa (5) además comprende:

- (a) unir por procesamiento en autoclave la segunda estructura de rejilla de cubierta termoplástica (52) con el revestimiento exterior de matriz termoplástica (40).

60 20. Procedimiento según la reivindicación 16, en el que dicha etapa (5) además comprende:

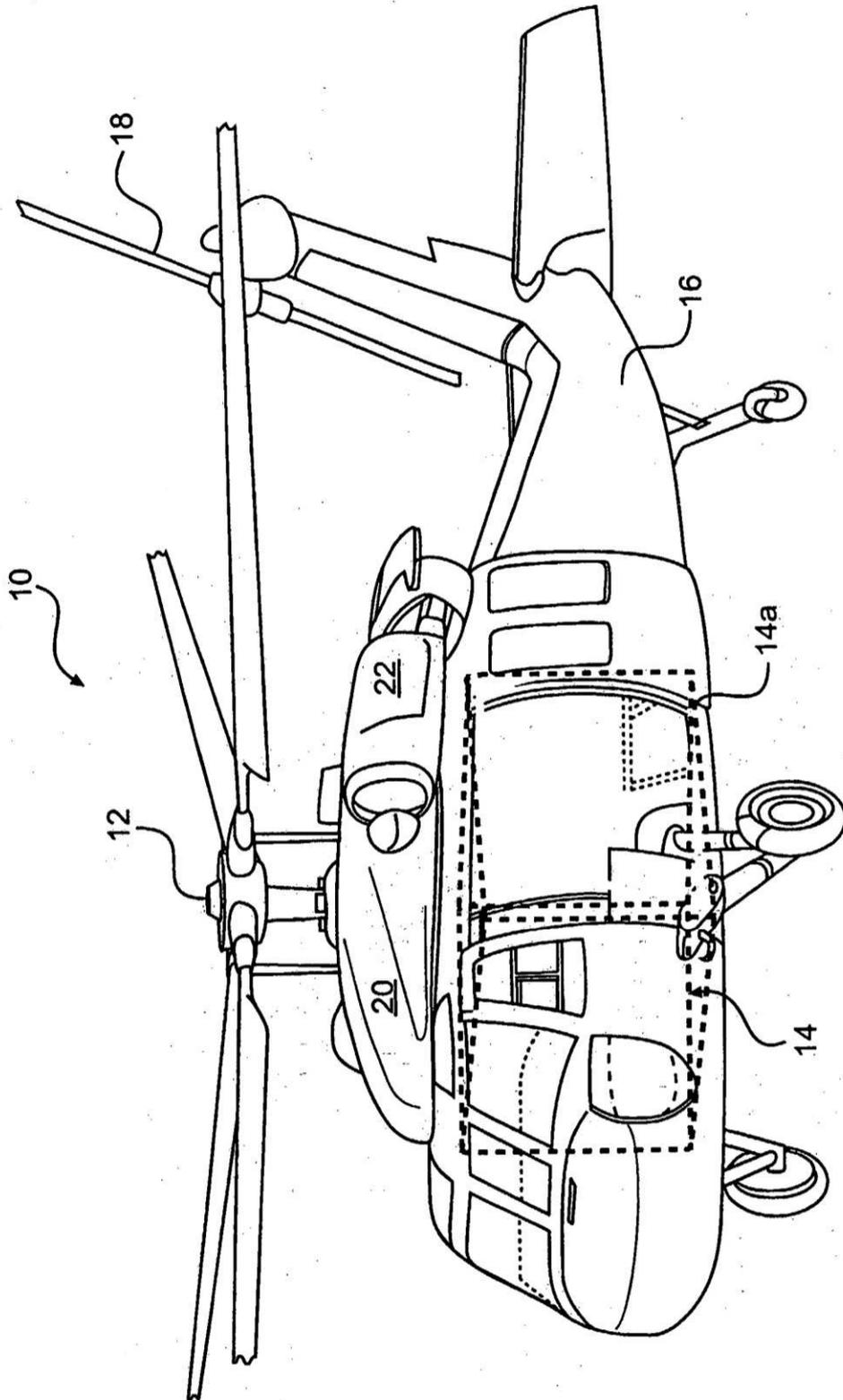
- (a) formar la segunda estructura de rejilla de cubierta termoplástica (52) de una sola pieza con el revestimiento exterior de matriz termoplástica (40).

65 21. Procedimiento según la reivindicación 16, en el que dicha etapa (5) además comprende:

(a) ligar conjuntamente *in situ* la segunda estructura de rejilla de cubierta termoplástica (52) entre las primeras superficies (46, 48) de los elementos termoplásticos de bastidor y de viga (36, 38), y el revestimiento exterior de matriz termoplástica (40).

5

22. Procedimiento según la reivindicación 21, en el que la segunda estructura de rejilla de cubierta termoplástica (52) se interacopla con el revestimiento exterior (40) de matriz termoplástica.



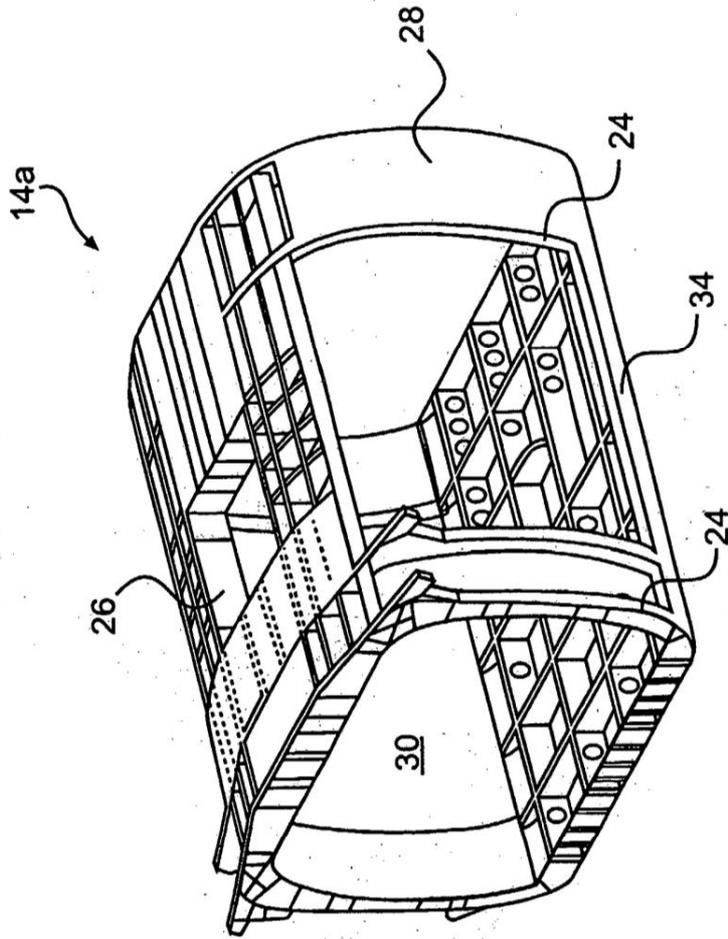


FIG.1B

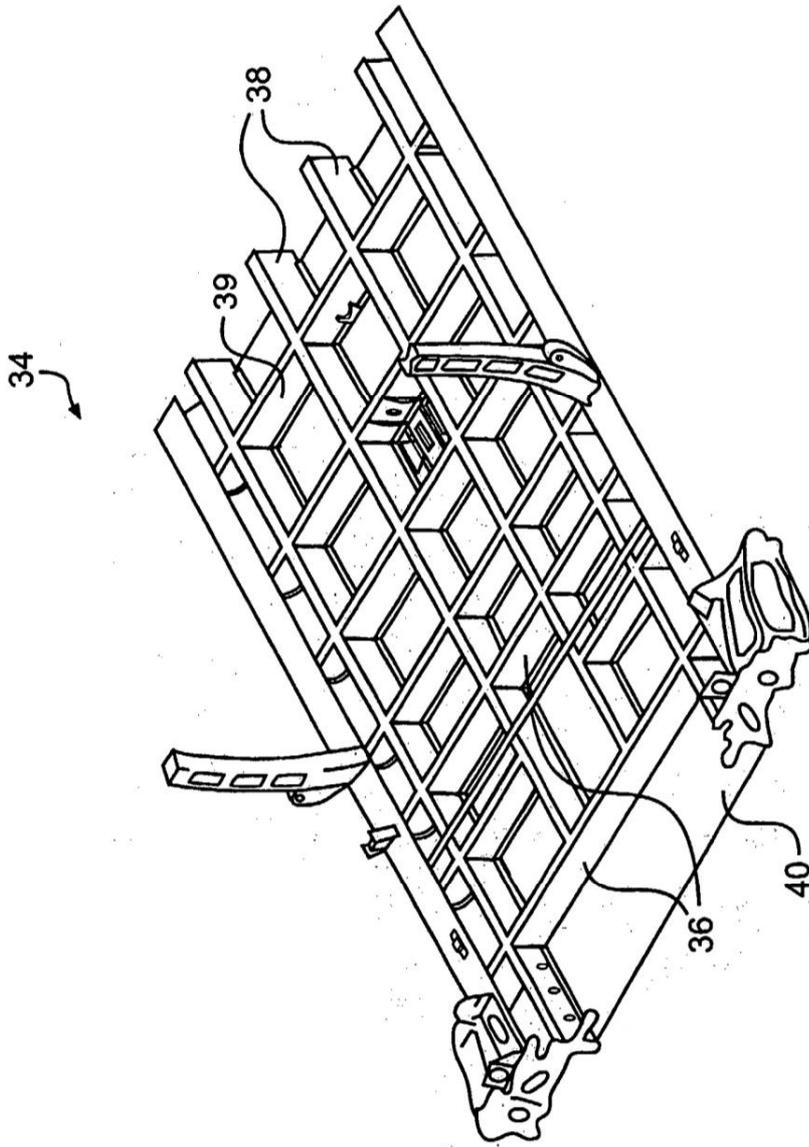


FIG.1C

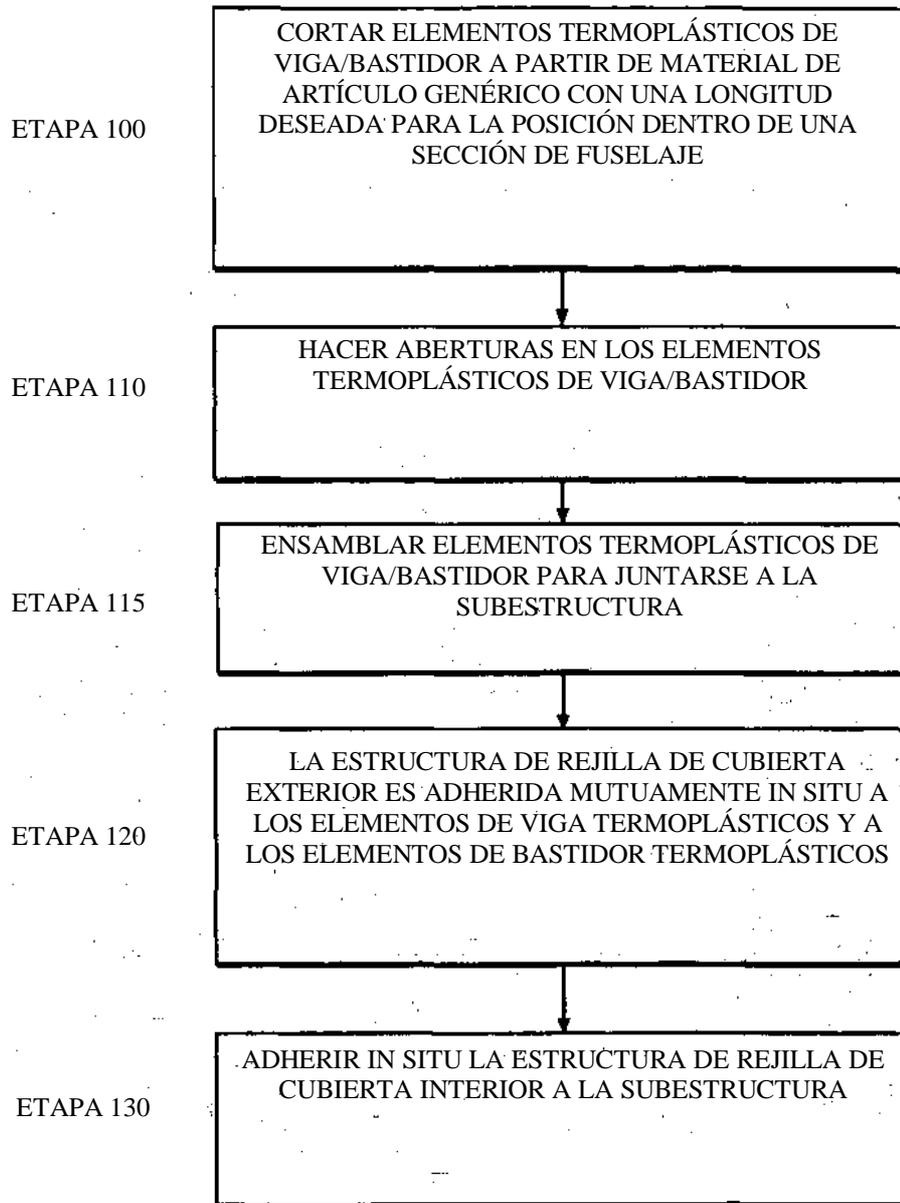


FIG.2

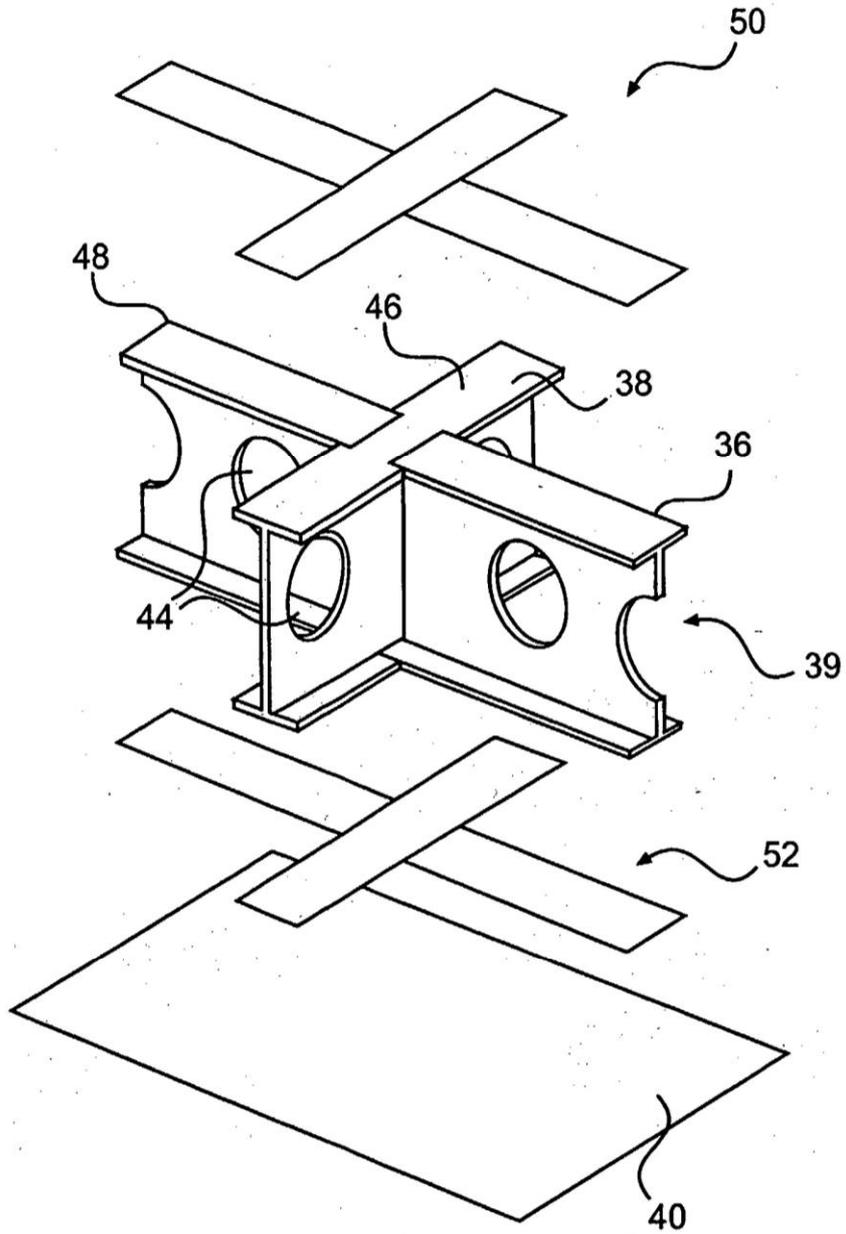


FIG.3

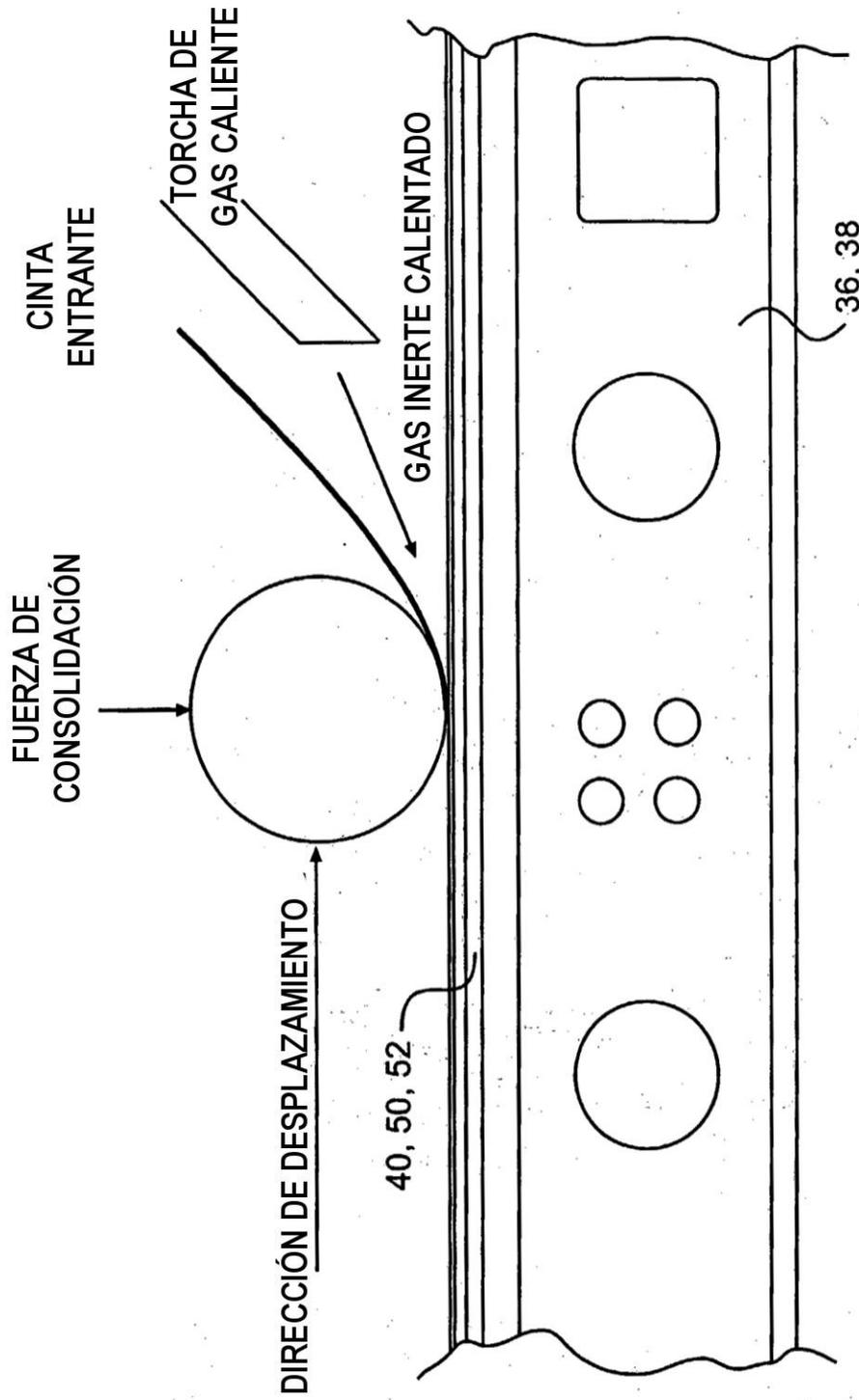


FIG.4

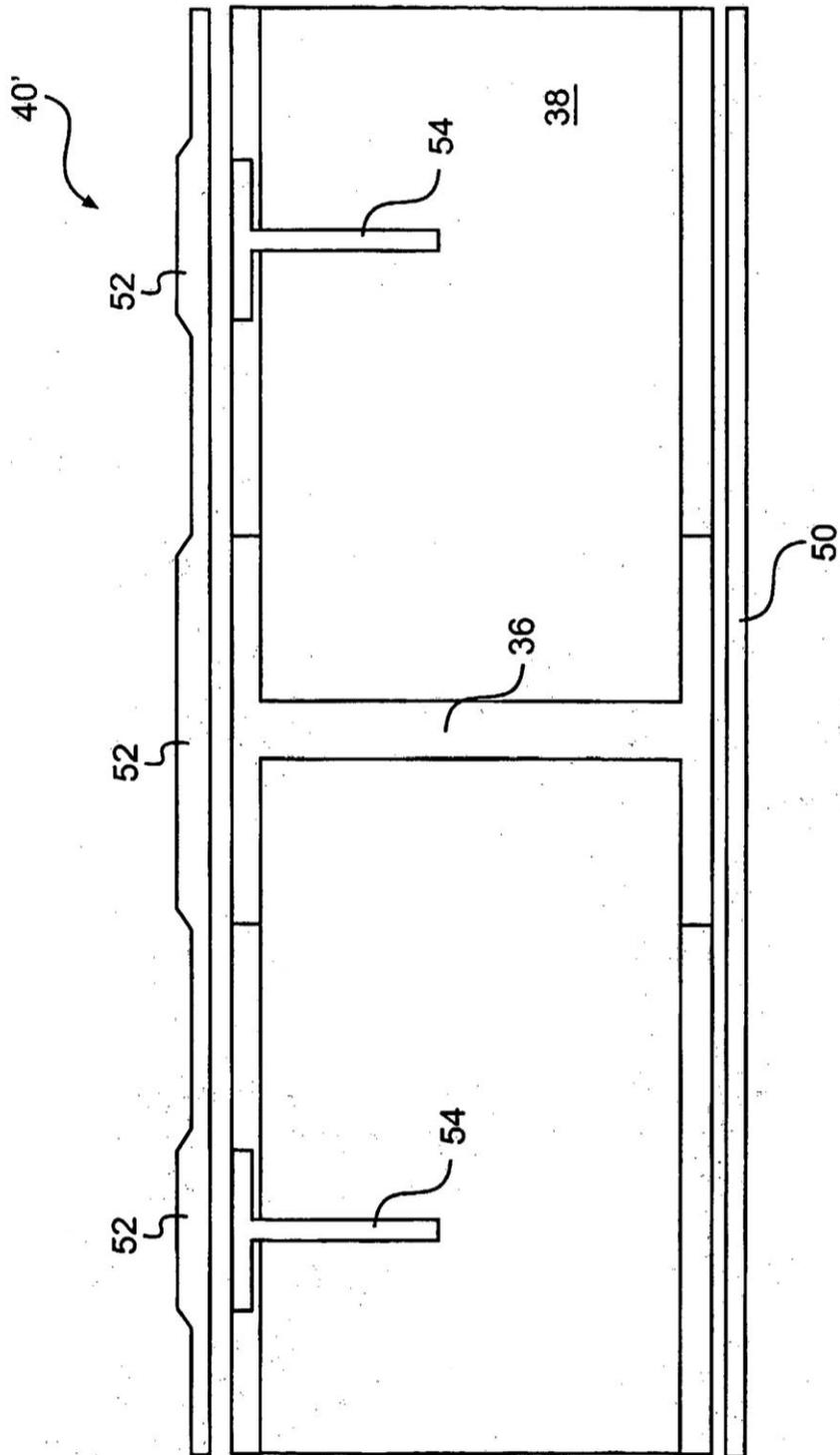


FIG. 5

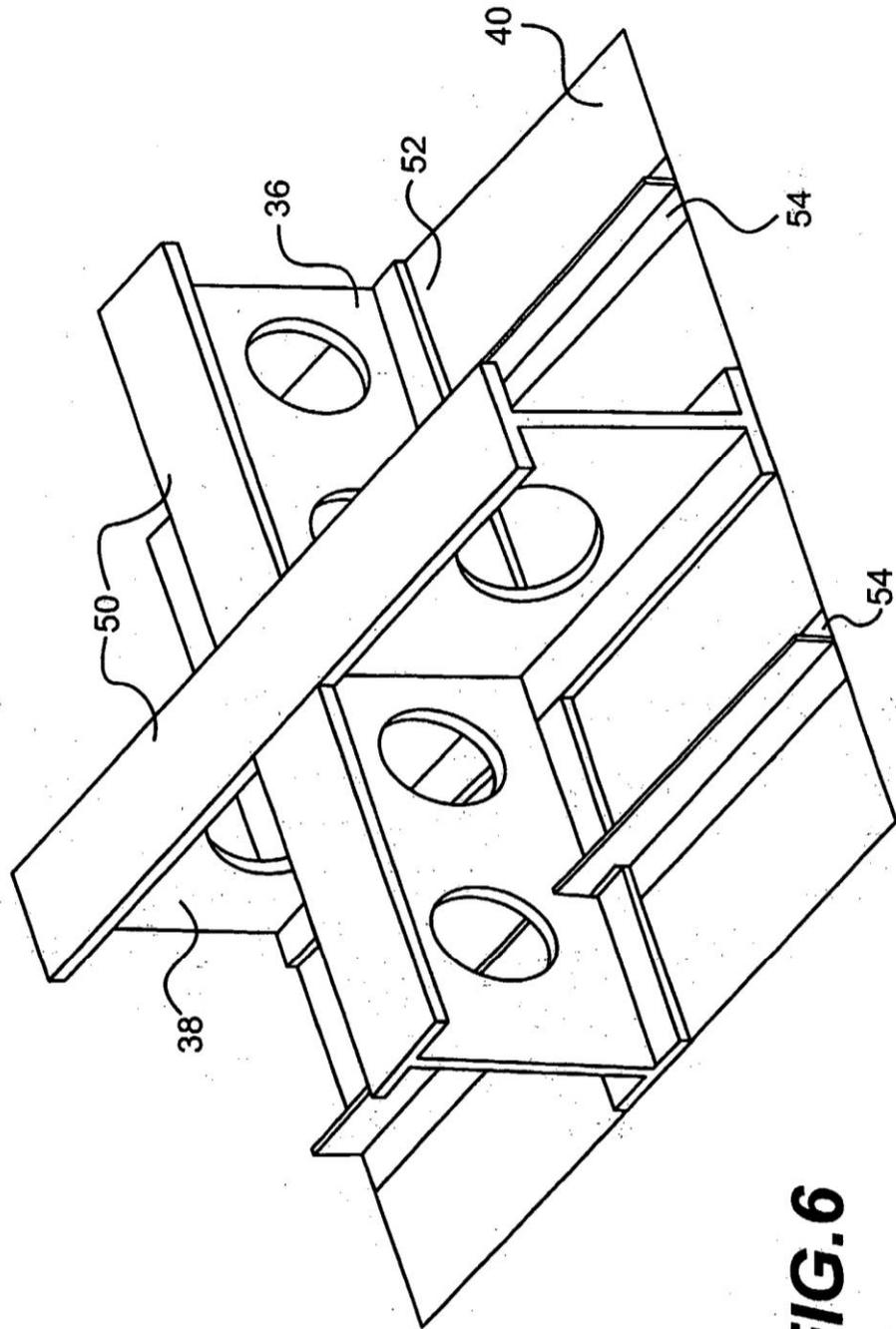


FIG. 6