



19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 360 158**

51 Int. Cl.:  
**B29C 70/38** (2006.01)  
**B29L 31/30** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **08775572 .4**  
96 Fecha de presentación : **19.02.2008**  
97 Número de publicación de la solicitud: **2125345**  
97 Fecha de publicación de la solicitud: **02.12.2009**

54 Título: **Procedimiento y dispositivo para la fabricación de piezas de material compuesto, en particular segmentos de fuselaje de avión.**

30 Prioridad: **21.02.2007 FR 07 01241**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**01.06.2011**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**01.06.2011**

73 Titular/es: **CORIOLIS COMPOSITES**  
**8 Cours Général Giraud**  
**69001 Lyon, FR**

72 Inventor/es: **Hamlyn, Alexander**

74 Agente: **Carvajal y Urquijo, Isabel**

ES 2 360 158 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

Procedimiento y dispositivo para la fabricación de piezas de material compuesto, en particular segmentos de fuselaje de avión.

5 La presente invención se refiere a un procedimiento y a un dispositivo para la fabricación de piezas huecas de material compuesto, que comprende una piel y, de manera eventual, elementos de refuerzo y, en particular, la invención se refiere a la fabricación de piezas huecas del tipo de los segmentos de fuselaje de avión.

10 La fabricación del fuselaje de un avión se lleva a cabo, de forma clásica, por medio del ensamblaje de porciones del fuselaje de forma general cilíndrica, comprendiendo cada porción una cubierta o piel y elementos de refuerzo tales como travesaños, bastidores y refuerzos locales específicos para el ensamblaje ulterior de las alas, de la cabina de pilotaje y del tren de aterrizaje, por ejemplo.

15 Con objeto de limitar su peso, al mismo tiempo que se garanticen buenas propiedades mecánicas, han sido propuestos segmentos de materiales compuestos, que están formados por fibras largas, que están incrustadas en una matriz de resina, en particular fibras de carbono incrustadas en una matriz de resina termoendurecible. De manera clásica, la piel de material compuesto se obtiene por medio de la formación de un paño de fibras impregnadas con resina, no endurecida o cruda, sobre la superficie exterior de un útil, que está constituido por un mandril macho rotativo. Las fibras son aplicadas en forma de banda por medio de una cabeza de colocación de fibras, cuya cabeza está asociada con un sistema de desplazamiento cartesiano, que está instalado alrededor del mandril. Esta piel hueca, con fibras impregnadas con resina no endurecida, es sometida a continuación a una polimerización o a un endurecimiento en horno autoclave. Los elementos de refuerzo de material compuesto son fabricados por separado, a partir de fibras previamente impregnadas con resina, a continuación son colocadas en cavidades del mandril antes de llevar a cabo la realización de la piel por colocación de fibras. El conjunto de la piel y de los elementos de refuerzo en estado crudo es endurecido a continuación en autoclave. Los segmentos obtenidos de este modo son de tipo cerrado, con una piel que presenta, en sección transversal, un contorno cerrado, que se extiende sobre 360°.

25 Un procedimiento de fabricación de este tipo con un útil giratorio se ha revelado particularmente delicado en cuanto a su aplicación. Este dispositivo necesita medios de aplicación pesados, voluminosos y complejos, debiendo ser el mandril, que es arrastrado en rotación, suficientemente rígido para evitar o para limitar su flexión.

30 Por otra parte, con objeto de obtener un estado superficial exterior apropiado, es necesario aplicar contraformas, que se denominan también conformadores, contra la superficie exterior de la piel hueca para su endurecimiento en autoclave. Estos conformadores, con su sistema de sujeción, requieren mucho tiempo para su instalación y son fastidiosos, y aumentan el peso y el volumen del conjunto, que debe pasar por el autoclave.

35 Con objeto de evitar la utilización de conformadores, se ha propuesto en el documento de patente US 7 048 024 llevar a cabo la realización de la piel de los segmentos por medio de aplicación de fibras sobre la superficie interior de un mandril hueco rotativo. El procedimiento descrito permite únicamente la realización de la piel de un segmento, sin elementos de refuerzo y, de igual modo, está basado sobre un útil giratorio.

40 El documento US 2005/0039844 describe un procedimiento y un dispositivo para llevar a cabo la fabricación de piezas huecas de material compuesto, que comprende una piel, caracterizado por la instalación de un brazo poliarticulado, que está equipado con una cabeza de colocación de fibras en el interior de un molde hembra, que tiene una forma alargada. El brazo está sujeto en su extremidad por medio de un soporte fijo, que está colocado fuera de dicho molde hembra.

El documento US 4,574,029 describe un dispositivo similar, en el que el brazo está también sujeto por medio de un soporte fijo, que está colocado fuera del molde.

45 El objeto de la presente invención consiste en paliar los inconvenientes, que han sido citados más arriba, por medio de la proposición de un procedimiento para llevar a cabo la fabricación de piezas huecas, principalmente de segmentos del fuselaje de un avión, que sea de aplicación simple.

Con esta finalidad, la presente invención propone un procedimiento para llevar a cabo la fabricación de piezas huecas de material compuesto, que comprende una piel y, eventualmente, elementos de refuerzo, estando caracterizado dicho procedimiento porque comprende

50 a) una etapa, que consiste en hacer entrar un brazo poliarticulado, que está equipado con una cabeza de colocación de fibras, hasta el interior de un molde hembra, que presenta una forma alargada, estando abierto dicho molde hembra por una ranura longitudinal, que está destinada a recibir los medios de soporte de dicho brazo poliarticulado,

- b) una etapa de aplicación de fibras, de manera preferente fibras impregnadas con resina, sobre la superficie interior de moldeo del molde hembra, por medio de la cabeza de colocación de fibras, con objeto de para formar dicha piel de material compuesto, llevándose a cabo dicha etapa de aplicación por desplazamiento de la cabeza de aplicación por medio del brazo poliarticulado y del desplazamiento relativo en traslación de dichos medios de soporte del brazo poliarticulado a lo largo de dicha ranura longitudinal del molde hembra.

De conformidad con la invención, las piezas huecas de material compuesto son fabricadas por medio de un molde hembra de forma alargada, que presenta una ranura longitudinal, con objeto de permitir el desplazamiento de un brazo poliarticulado, que porta una cabeza de colocación de fibras, durante la realización de la piel de material compuesto. El procedimiento, de conformidad con la invención, permite la fabricación de piezas huecas de grandes dimensiones, sin útil gíatorio.

El molde hembra presenta una sección transversal de tipo anular, la ranura longitudinal constituye una abertura estrecha, que tiene en sección transversal una pequeña dimensión con relación al contorno de la superficie interior de moldeo en sección transversal. El molde hembra puede presentar cualquier tipo de superficie interior cóncava, con una sección transversal constante o no constante, con o sin plano de simetría longitudinal. La superficie interior es, de manera particular, globalmente cilíndrica y/o troncocónica, aun cuando puedan ser utilizadas, de igual modo, superficies interiores cóncavas, que comprendan ángulos entre dos partes planas adyacentes.

El procedimiento, de conformidad con la invención, permite llevar a cabo la fabricación de piezas huecas, abiertas, que tienen una abertura longitudinal estrecha, que corresponde a la ranura longitudinal del molde hembra. Una pieza hueca de sección transversal cerrada puede ser realizada fácilmente por medio del ensamblaje con la pieza hueca, que ha sido obtenida, de una pieza complementaria, que tenga una forma complementaria a la de la abertura longitudinal. La etapa de aplicación comprende, de manera preferente, la aplicación de fibras impregnadas con resina. Como variante, el procedimiento comprende una etapa de aplicación de fibras secas, seguida de una etapa de inyección o de infusión de resina en las fibras secas, que están colocadas sobre el molde hembra.

De conformidad con un modo de realización, los medios de soporte comprenden, al menos, un rail lineal para el soporte y el desplazamiento del brazo poliarticulado, y la etapa b) de aplicación es realizada sobre un molde hembra estacionario, por desplazamiento del brazo poliarticulado a lo largo del rail lineal alojado en la ranura longitudinal del molde hembra, reposando dicho rail lineal, de manera preferente, sobre el suelo y el molde hembra está dispuesto por encima de dicho rail y reposa sobre el suelo a uno y otro lado de la ranura longitudinal.

De conformidad con un modo de realización, el molde hembra comprende, al menos, una extremidad abierta, en al que desemboca dicha ranura longitudinal, efectuándose la entrada del brazo poliarticulado en la etapa a) por dicha extremidad abierta por medio de un desplazamiento relativo en traslación longitudinal de los medios de soporte con relación al molde hembra.

El procedimiento de conformidad con la invención puede ser aplicado, de manera ventajosa, a la realización de piezas huecas tales como segmentos del fuselaje de un avión, que comprenden una piel de sección globalmente cilíndrica y/o troncocónica con, al menos, un plano longitudinal de simetría. Las piezas huecas abiertas, que resultan del procedimiento descrito más arriba, constituyen segmentos abiertos del fuselaje, que serán cerrados a continuación por medio del ensamblaje de una o de varias piezas complementarias de material compuesto de forma complementaria a la de las aberturas longitudinales de los segmentos abiertos, con objeto de formar segmentos cerrados. En el caso de los segmentos del fuselaje de un avión, dichas piezas complementarias constituirán, de manera ventajosa, la parte superior, denominada techo del fuselaje de un avión. En efecto, esta parte de techo sufre pocas solicitaciones y, por consiguiente, necesita pocos elementos de refuerzo o puede ser de estructura diferente, por ejemplo de estructura de tipo sándwich.

Las piezas huecas abiertas del tipo de los segmento del fuselaje pueden ser utilizadas, de la misma manera, para llevar a cabo la realización de cascos de buques, de submarinos, de lanzaderas espaciales, o de cuba por ejemplo.

De conformidad con un modo de realización de piezas huecas del tipo de segmentos del fuselaje de un avión, la etapa b) de aplicación de fibras, con objeto de formar la piel de material compuesto, va seguida por las siguientes etapas:

- c) una etapa de colocación de elementos de refuerzo de material compuesto en estado crudo, en el interior del molde hembra, contra la piel, tales como travesaños, batidores y refuerzos locales,
- d) una etapa de endurecimiento simultáneo de la piel y de los elementos de refuerzo, por ejemplo por medio del paso por un horno autoclave, y
- e) una etapa de desmoldeo de la pieza hueca de material compuesto.

Con objeto de obtener una piel que presente, de igual modo, un estado superficial interior apropiado, el procedimiento comprende, de manera ventajosa, después de la etapa c), la colocación de una contraforma macho en el interior del molde hembra, contra la piel de material compuesto y los elementos de refuerzo, estando sujeta esta contraforma macho durante la etapa d) de endurecimiento.

5 De conformidad con un modo de realización, el molde hembra es rígido y la contraforma macho es flexible, por ejemplo está formada por una chapa constituida por, al menos, dos partes con un recubrimiento progresivo entre las mismas, con objeto de permitir su inserción en el molde hembra en una posición retractada y, a continuación, su aplicación en una posición desplegada contra la piel.

10 Como variante, el molde hembra de conformidad con la invención está formado por una contraforma hembra flexible, que está rigidificada en un estado retraído por medio de tensores para la etapa de aplicación de fibras. Los tensores son retirados después de la aplicación de las fibras, con objeto de permitir su acoplamiento sobre un molde macho rígido.

15 De conformidad con una particularidad, el procedimiento comprende una etapa de ensamblaje con la piel de una pieza complementaria de material compuesto, cuya pieza complementaria está constituida por una o varias partes, que tienen una forma complementaria a la de la abertura longitudinal de la piel, con objeto de formar una pieza hueca de sección transversal cerrada.

En un modo de realización, dicha pieza complementaria es ensamblada con la piel endurecida, después de la etapa d) de endurecimiento y, eventualmente, después de la etapa e) de desmoldeo.

20 En otro modo de realización, el procedimiento comprende, después de la etapa c), una etapa de posicionamiento de una pieza complementaria, en estado crudo, al nivel de la ranura longitudinal del molde hembra, siendo endurecida y ensamblada dicha pieza complementaria con la piel durante la etapa d) de endurecimiento, con el fin de obtener una pieza hueca cerrada.

25 De igual modo, la presente invención tiene por objeto un procedimiento para llevar a cabo la fabricación del fuselaje de un avión, caracterizado porque comprende la fabricación de, al menos, dos segmentos abiertos del fuselaje de un avión, tal como se ha descrito más arriba y el ensamblaje de una o de varias piezas complementarias de material compuesto, con objeto de formar segmentos cerrados que se extienden sobre 360°, formando dichas piezas complementarias la parte superior del fuselaje, siendo realizado de manera preferente dicho ensamblaje de las piezas complementarias después del ensamblaje de los segmentos abiertos por sus extremidades abiertas. Este ensamblaje de segmentos abiertos permite compensar fácilmente los eventuales juegos entre los segmentos y se ha  
30 revelado, por este motivo, más fácilmente realizable que un ensamblaje de segmentos cerrados.

35 De la misma manera, la presente invención tiene por objeto un dispositivo para llevar a cabo la realización de los procedimientos que han sido descritos más arriba, caracterizado porque comprende un brazo poliarticulado, que está equipado con una cabeza de colocación de fibras y que, de manera preferente, está montado de forma móvil sobre, al menos, un rail lineal, que está colocado en el suelo, comprendiendo un molde hembra, al menos, una extremidad abierta y una ranura longitudinal, que desemboca sobre dicha extremidad abierta, y medios de sujeción, que son aptos para sujetar dicho molde hembra de manera estacionaria por encima de dicho rail, que está apoyado sobre el suelo, sensiblemente a través de toda su longitud a uno y otro lado de dicho rail, de forma que dicho brazo poliarticulado sea apto para desplazarse en el interior del molde entrando por su extremidad abierta, estando formados dichos medios de sujeción, por ejemplo, por dos placas de base de dicho molde, que están insertadas  
40 sobre raíles de guía, que están fijados en el suelo.

La invención se comprenderá mejor y se pondrán más claramente de manifiesto otros objetos, detalles, características y ventajas en el transcurso de la descripción explicativa detallada que sigue de un modo de realización particular actualmente preferido de la invención, con referencia a los dibujos esquemáticos adjuntos, en los que:

45 - la figura 1 representa una vista esquemática, en perspectiva, de un dispositivo para llevar a cabo la fabricación de piezas huecas de material compuesto de conformidad con la invención, que ilustra el sistema de colocación de fibras, el molde hembra, el sistema de aplicación de un contraforma y el autoclave;

- la figura 2 es una vista lateral del molde hembra y del sistema de colocación de la figura 1, antes de la entrada del robot en el molde hembra;

50 - la figura 3 una vista de frente del molde hembra y del sistema de colocación de fibras durante la aplicación de fibras sobre la superficie interior de un molde hembra estacionario;

- la figura 4 representa una vista en perspectiva del molde hembra durante su posicionamiento sobre el sistema de aplicación de contraforma;
  - la figura 5 representa, respectivamente, una vista de frente del sistema de aplicación de la contraforma posicionada en el molde hembra; y,
- 5 - la figura 6 es una vista en sección transversal parcial del molde hembra con la piel y los con los refuerzos intercalados entre la contraforma y el molde hembra.

Las figuras ilustran un procedimiento y un dispositivo de conformidad con la invención para llevar a cabo la fabricación de un segmento del fuselaje de un avión de material compuesto, que comprende una piel y elementos de refuerzo. Evidentemente, la invención puede ser aplicada a la fabricación de cualquier pieza hueca de material compuesto, tal como se ha descrito más arriba.

Haciendo referencia a las figuras 1 a 3, el dispositivo de conformidad con la invención comprende un sistema de colocación de fibras de 1 y un molde hembra 2, así como un horno autoclave 3 y un sistema de aplicación 5 de contraforma 4. El molde hembra 2 presenta una superficie interior 21a de moldeo, cuya forma corresponde a la de la piel del segmento, que se desea realizar. La superficie interior está formada por la superficie interna de una pared 21 sensiblemente continua, que está constituida por una o por varias chapas metálicas o de material compuesto, estando equipada esta pared exteriormente con refuerzos longitudinales 22 y transversales 23, con objeto de llevar a cabo la rigidificación del molde hembra. En este ejemplo de realización, el molde hembra está destinado a la fabricación del segmento anterior de un fuselaje de avión, que incluye la parte de la cabina de pilotaje. La superficie interior 21a de moldeo presenta una parte 210a, denominada posterior, que tiene una sección transversal sensiblemente constante, de forma general cilíndrica, partiendo esta parte anterior de la extremidad posterior 24 abierta y globalmente circular del molde, y se prolonga por medio de una segunda parte 210b, denominada anterior, que tiene una sección transversal no constante, que disminuye en el sentido dirigido hacia la extremidad anterior 25 del molde. En este ejemplo, la parte anterior 210b tiene una forma tronco cónica con una extremidad anterior 25 abierta, de forma general circular, con un radio menor que el de la extremidad posterior 24 abierta. A título de ejemplo, el radio de la extremidad posterior 24 es del orden de 2 m.

El molde hembra presenta una ranura longitudinal 26, que se extiende a través de toda la longitud del molde, desde la extremidad posterior 24 hasta la extremidad anterior 25, para permitir el posicionamiento del molde hembra por encima del sistema de colocación de fibras 1, tal como se describe a continuación.

El sistema de colocación de fibras comprende un brazo poliarticulado 11, de tipo robot de seis ejes, en sí conocido, que está montado de forma móvil sobre un eje lineal 12, y cuya empuñadura de extremidad 11a está equipada con la cabeza de colocación de fibras 13. El brazo poliarticulado asegura el desplazamiento de la cabeza de fibras en todas las direcciones. La cabeza de colocación de fibras comprende, de manera conocida, un rodillo de aplicación 131, que es apto para entrar en contacto con el molde con objeto de aplicar una banda formada por varias fibras previamente impregnadas con resina. El brazo poliarticulado está fijado por su base 11b sobre un carro 14, que está montado de forma deslizante sobre el eje lineal 12, estando constituido dicho eje lineal por dos raíles 121, 122 paralelos, que están fijados en el suelo. El carro está equipado con medios de arrastre, por ejemplo del tipo de las roldanas motorizadas, que están asistidas por una unidad de accionamiento para el desplazamiento de la cabeza de colocación a lo largo de estos raíles. Las fibras estarán ventajosamente almacenadas en bobina sobre un portabobinas (no representado) y serán encaminadas individualmente hasta la cabeza de aplicación a través de tubos flexibles de encaminamiento, tal como se ha descrito en el documento de patente WO2006/092514. Por otra parte, pueden estar previstos uno o varios sistemas limitadores de la tensión, tales como los que han sido descritos en este documento de patente, entre el portabobinas y la cabeza de aplicación, con objeto de reducir la tensión de las fibras a nivel del rodillo. El portabobinas está montado, de igual modo, sobre un carro satélite 15, que está montado sobre los raíles 121, 122 y que, por ejemplo, está mecánicamente conectado con el carro 14, que porta el robot.

La ranura longitudinal 26 del molde se extiende sobre un sector angular suficiente para permitir el posicionamiento de los raíles entre los dos bordes longitudinales opuestos 261, 262 de dicha ranura longitudinal. La ranura longitudinal se extiende transversalmente sobre un pequeño sector angular con relación al sector angular sobre el que se extiende la superficie interior de moldeo. Por lo tanto, la superficie interior de moldeo se extiende transversalmente sobre un sector angular mayor que 180°, de manera preferente mayor que 270°, por ejemplo del orden de 300°, tal como se ha representado en las figuras.

El molde hembra comprende dos placas de base 27 longitudinales, que están dispuestos a uno y otro lado de la ranura longitudinal, por medio de las cuales el molde está apoyado sobre el suelo a cada lado de los raíles. Tal como se ha ilustrado en las figuras, las placas de base reposan ventajosamente sobre raíles de guía 28, que están dispuestos a uno y otro lado del eje lineal 12. Como variante, el molde hembra está equipado con su propio sistema de desplazamiento, estando montada cada placa de base, por ejemplo, sobre un carro motorizado autónomo, que es accionado por medio de un sistema de guía y de posicionamiento por radio, por láser o por visión. El molde reposa

sobre el suelo a través de toda su longitud, lo que garantiza la estabilidad y la rigidez del molde durante las operaciones de aplicación de las fibras.

5 Para llevar a cabo la realización de la piel 91 del segmento de fuselaje, el molde hembra es conducido por encima de los raíles 121, 122 del sistema de colocación de fibras, por desplazamiento del molde hembra sobre los raíles de guía. El molde hembra es inmovilizado a continuación para las aplicaciones de operación de fibra. La piel es realizada por medio del desplazamiento de la cabeza de aplicación por medio del brazo poliarticulado 11 y por medio del desplazamiento del brazo poliarticulado sobre los raíles 121, 122 a lo largo de la ranura longitudinal del molde hembra, efectuándose la entrada del robot en el molde por la extremidad posterior abierta del molde hembra. Una vez realizada la piel cruda, el molde hembra puede ser transferido hasta un horno autoclave 3 (figura 1) para llevar a cabo el endurecimiento por polimerización y/o por reticulación de la piel bajo presión. A continuación, el molde hembra es retirado del horno autoclave, y la piel endurecida es desmoldeada. Para llevar esto a cabo, el molde hembra está realizado con dos semimoldes simétricos 20a, 20b, que están ensamblados entre sí por su parte superior por medio de bulones 29. De manera ventajosa, está posicionada una junta en la interface de unión de los dos semimoldes para garantizar, principalmente, la estanqueidad durante la operación de puesta bajo vacío, descrita a continuación.

15 De manera ventajosa, los elementos de refuerzo de material compuesto están dispuestos contra la superficie interior de la piel para ser endurecidos en el horno autoclave con la piel. En este ejemplo de realización, están dispuestos perfiles longitudinales, que de manera usual se denominan travesaños, contra la superficie interior de la piel, sensiblemente sobre toda su longitud. Como puede verse mejor en la figura 6, los travesaños 92 tienen una sección transversal en forma de omega y están aplicados sobre la piel 91, intercalándose un núcleo 93, por ejemplo de silicona, que será retirado después de la operación de endurecimiento. Evidentemente, pueden estar previstos otros tipos de elementos de refuerzo, que no han sido ilustrados, de manera principal refuerzos locales para el tren de aterrizaje anterior, para la cabina de pilotaje y para las claraboyas laterales, por ejemplo.

20 Haciéndose referencia a las figuras 4 a 6, el dispositivo comprende, de manera ventajosa, un sistema de aplicación 5 de una contraforma o contramolde para el posicionamiento de una contraforma 4 contra los travesaños 92 y la superficie interior de la piel 91, con el fin de asegurar la sujeción de los travesaños contra la piel durante su ensamblaje por endurecimiento simultaneo y, sobre todo, con objeto de garantizar un estado superficial interior apropiado para el segmento final.

25 La contraforma 4 está formada por una chapa de forma complementaria a la del molde hembra, con una parte posterior 4a de forma cilíndrica y con una parte anterior 4b de forma general troncocónica. La contraforma presenta sobre su superficie exterior refuerzos longitudinales 41 de forma complementaria a la de los travesaños. Aun cuando no ha sido representado, por razones de simplificación, la parte anterior 4b de la contraforma comprende, así mismo, refuerzos para la recepción de travesaños. Como se ha ilustrado en la figura 6, la contraforma está formada por una chapa de varias partes 40a, 40b con un recubrimiento progresivo entre dos partes adyacentes.

30 La contraforma está dispuesta sobre un sistema de aplicación 5, que comprende un conjunto de gatos 51, que están montados a lo largo de un soporte longitudinal 52, que está fijado en el suelo con objeto de permitir el despliegue de la contraforma desde una posición retraída hasta un posición desplegada. La contraforma presenta sobre su superficie interior nervaduras longitudinales 42, por medio de las cuales la contraforma se apoya contra los vástagos de los gatos.

35 Después de la realización de la piel y de la colocación de los travesaños en el molde hembra, el molde hembra es desplazado en traslación para ser conducido sobre la contraforma, que se encuentra en posición retraída, sobre el sistema de aplicación 5, permitiendo la ranura longitudinal del molde el paso del soporte longitudinal 52 del sistema de aplicación durante este acoplamiento. A continuación, son accionados los gatos para aplicar la contraforma contra la piel y los travesaños, a continuación la contraforma es ensamblada con el molde hembra con ayuda de medios de ensamblaje apropiados, que están dispuestos principalmente al nivel de la abertura anterior 25 y de la abertura posterior 24 del molde hembra. A continuación son retraídos los gatos, seguidamente se retira el molde hembra, con la contraforma, del sistema de aplicación 5 por medio de un desplazamiento inverso en traslación.

40 Como paso previo a la inserción en el horno autoclave 3, se llevará a cabo ventajosamente el montaje de una cámara de vacío 61 (figura 6), en sí conocida, en el interior del molde hembra contra la contraforma, intercalándose un fieltro de drenaje 62 para facilitar la puesta bajo vacío.

45 El fuselaje del avión estará realizado por, al menos, dos segmentos. Para la realización de los otros segmentos del fuselaje estarán previstos moldes hembras de forma específica. Para formar el segmento posterior del fuselaje estará previsto, al menos, otro molde hembra específico de sección no constante y podrán estar previstos uno o varios moldes de sección transversal constante, globalmente cilíndrica, para formar segmentos intermedios. Los segmentos abiertos, que se obtienen por medio de moldes hembra, de conformidad con la invención, son ensamblados a continuación entre sí de manera en sí conocida, y serán ensambladas piezas complementarias, denominadas de techo, con dichos segmentos abiertos.

5 En una variante de realización, el carro 14 o la base 11b del brazo poliarticulado presenta una sección transversal en forma de I, estando destinada la ranura longitudinal del molde hembra a recibir la parte central de la I, la aleta inferior de la I por debajo del molde hembra y la aleta superior en el interior del molde hembra. De este modo, la anchura de la ranura puede ser reducida sensiblemente con relación al modo de realización ilustrado. El eje lineal 12 está encastrado entonces en el suelo y/o el molde hembra está realzado con relación al nivel del suelo.

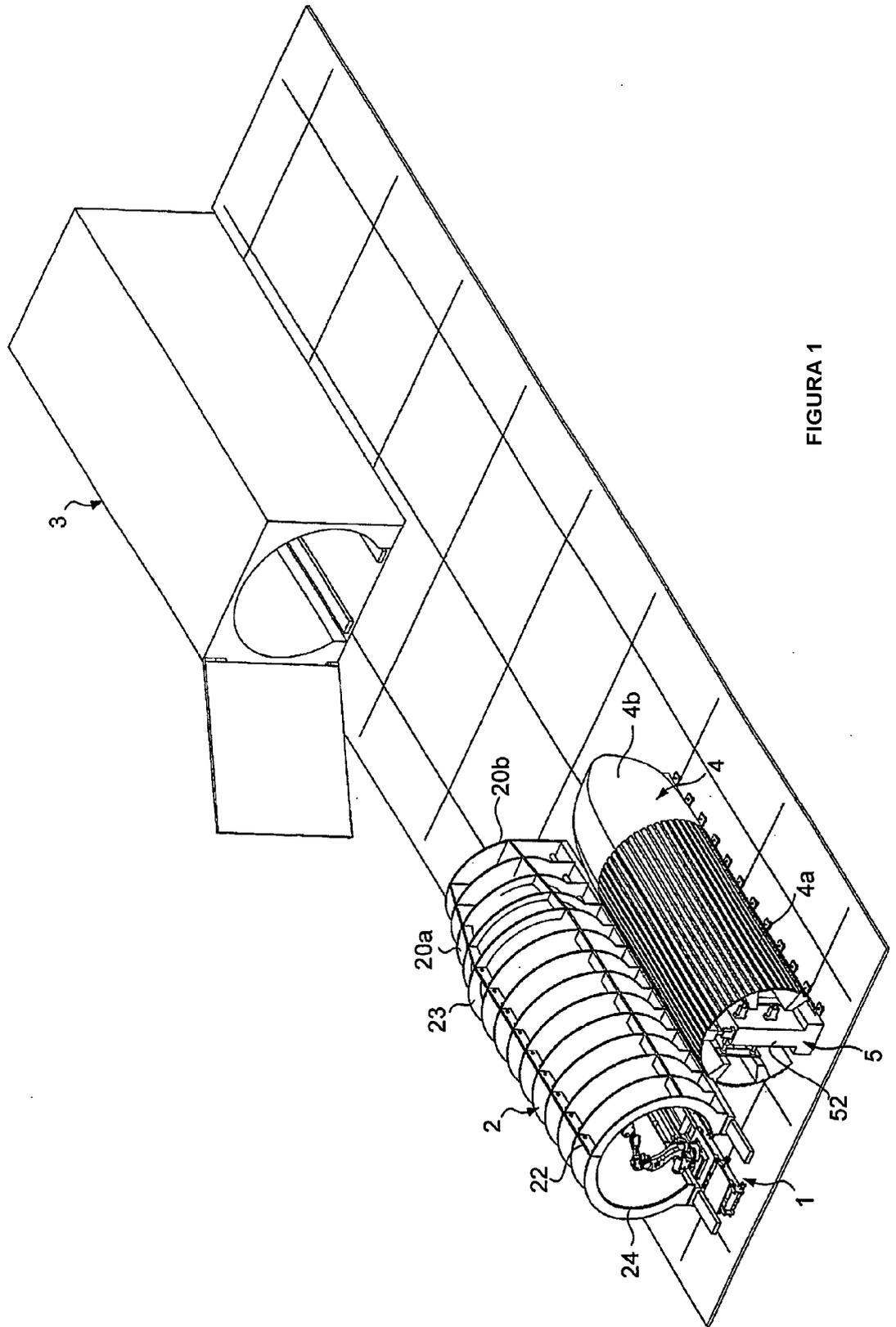
Aun cuando la invención ha sido descrita en relación con un modo de realización particular, es perfectamente evidente que no está limitada en modo alguno y que comprende todos los equivalentes técnicos de los medios descritos, así como sus combinaciones, cuando estos entren en el ámbito de la invención definida por las reivindicaciones.

**REIVINDICACIONES**

1. Procedimiento para la fabricación de piezas huecas de material compuesto, que comprende una piel y, eventualmente, elementos de refuerzo, estando caracterizado dicho procedimiento porque comprende
- 5 a) una etapa, que consiste en hacer entrar un brazo poliarticulado (11), que está equipado con una cabeza de colocación de fibras (13), en el interior de un molde hembra (2), que presenta una forma largada, estando abierto dicho molde hembra por una ranura longitudinal (26), que está destinada a recibir los medios de soporte (12, 14) de dicho brazo poliarticulado,
- 10 b) una etapa de aplicación de fibras sobre la superficie interior de moldeo (21a) del molde hembra por medio de la cabeza de colocación de fibras, con objeto de formar dicha piel (91) de material compuesto, llevándose a cabo dicha etapa de aplicación por desplazamiento de la cabeza de aplicación por medio del brazo poliarticulado y del desplazamiento relativo en traslación de dichos medios de soporte del brazo poliarticulado a lo largo de dicha ranura longitudinal del molde hembra.
- 15 2. Procedimiento según la reivindicación 1, caracterizado porque los medio de soporte comprenden, al menos, un rail lineal (121, 122) para el soporte y el desplazamiento del brazo poliarticulado (11), y porque la etapa b) de aplicación es realizada sobre un molde hembra 2 estacionario, por desplazamiento del brazo poliarticulado lo largo del rail lineal, que está alojado en la ranura longitudinal (26) del molde hembra.
- 3- Procedimiento según la reivindicación 1 ó 2, caracterizado porque el molde hembra (2) comprende, al menos, una extremidad abierta (24) en la que desemboca dicha ranura longitudinal (26), efectuándose la entrada del brazo poliarticulado (11) en la etapa a) por dicha extremidad abierta por medio de un desplazamiento relativo en traslación longitudinal de los medios de soporte (12, 14) con relación al molde hembra.
- 20 4. Procedimiento según la reivindicación 3, en particular para la realización de piezas huecas del tipo de los segmentos de fuselaje de aviones, caracterizado porque la etapa b) de aplicación de fibras para formar la piel de material compuesto va seguida por las etapas siguientes:
- c) una etapa de aplicación de elementos de refuerzo (92) de material compuesto en estado crudo, en el interior del molde hembra (2), contra la piel (91),
- 25 d) una etapa de endurecimiento simultáneo de la piel y de los elementos de refuerzo, y
- e) una etapa de desmoldeo de la pieza hueca de material compuesto.
5. Procedimiento según la reivindicación 4, caracterizado porque comprende, después de la etapa c), la colocación de una contraforma macho (4) en el interior del molde hembra (2) contra la piel de material compuesto y los elementos de refuerzo (92), estando sujeta esta contraforma macho durante la etapa d) de endurecimiento.
- 30 6. Procedimiento según la reivindicación 4 ó 5, caracterizado porque comprende una etapa de ensamblaje con la piel (91) de una pieza complementaria de material compuesto, constituida por una o por varias partes, que tienen una forma complementaria a la de la abertura longitudinal de la piel, con objeto de formar una pieza hueca de sección transversal cerrada.
- 35 7. Procedimiento según la reivindicación 6, caracterizado porque dicha pieza complementaria es ensamblada con la piel (91) endurecida, después de la etapa d) de endurecimiento.
8. Procedimiento según la reivindicación 6, caracterizado porque comprende, después de la etapa c), una etapa de posicionamiento de una pieza complementaria, en estado crudo, al nivel de la ranura longitudinal (26) del molde hembra, siendo endurecida y ensamblada dicha pieza complementaria con la piel (91) durante la etapa d) de endurecimiento, con el fin de obtener una pieza hueca cerrada.
- 40 9. Procedimiento para la fabricación del fuselaje de un avión, caracterizado porque comprende
- la fabricación de, al menos, dos segmentos abiertos del fuselaje de un avión, según una de las reivindicaciones 4 a 8,
- y el ensamblaje de una o de varias piezas complementarias de material compuesto, con objeto de formar segmentos cerrados, que se extienden sobre 360°, formando dichas piezas complementarias la parte superior del fuselaje.
- 45

10. Dispositivo para la realización del procedimiento según una de las reivindicaciones 1 a 9, caracterizado porque comprende

- un brazo poliarticulado (11), que está equipado con una cabeza de colocación de fibras (13) y que está montado de forma móvil sobre, al menos, un rail lineal (121, 122), fijado en el suelo,
- 5
- un molde hembra (2), que comprende, al menos, una extremidad abierta (24) y una ranura longitudinal (26), que desemboca sobre dicha extremidad abierta, y
  - medios de sujeción (27, 28), que son aptos para sujetar a dicho molde hembra de manera estacionaria por encima de dicho rail en apoyo sobre el suelo, sensiblemente a través de toda su longitud, a uno y otro lado de dicho rail, de manera que dicho brazo poliarticulado sea apto para desplazarse en el interior del molde,
- 10
- entrando por su extremidad abierta.



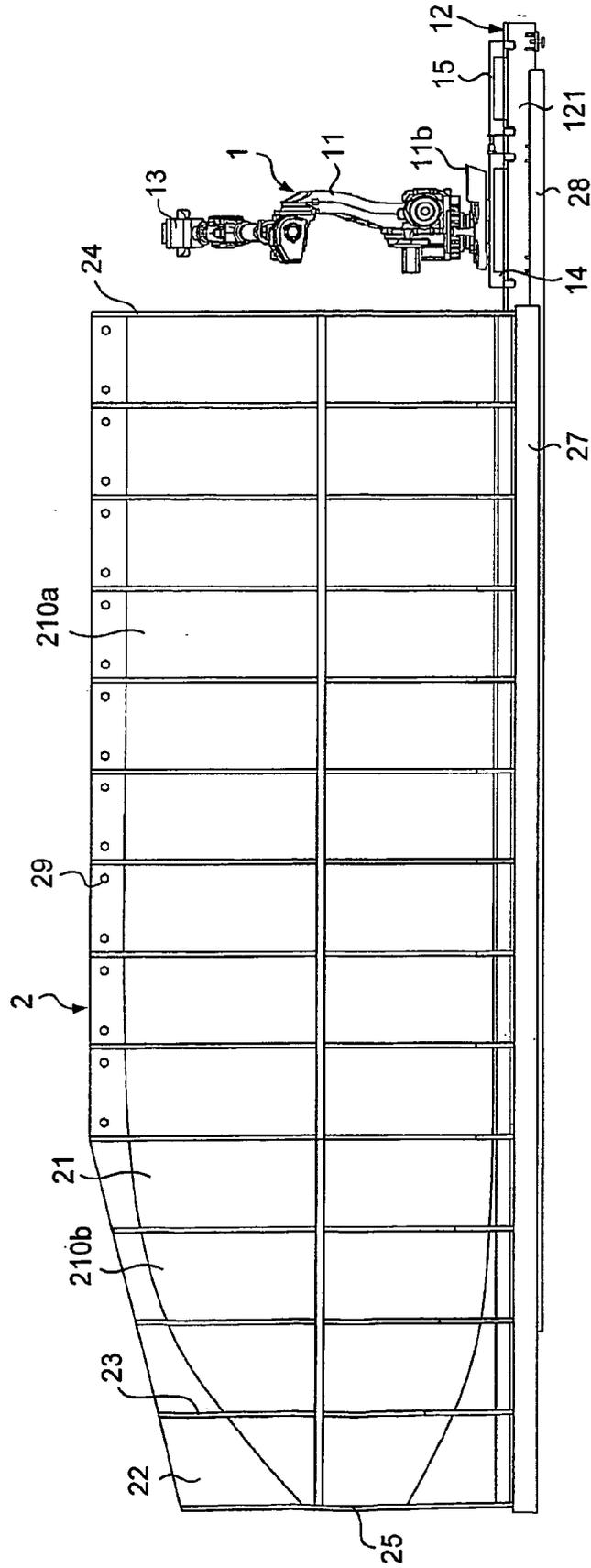


FIGURA 2

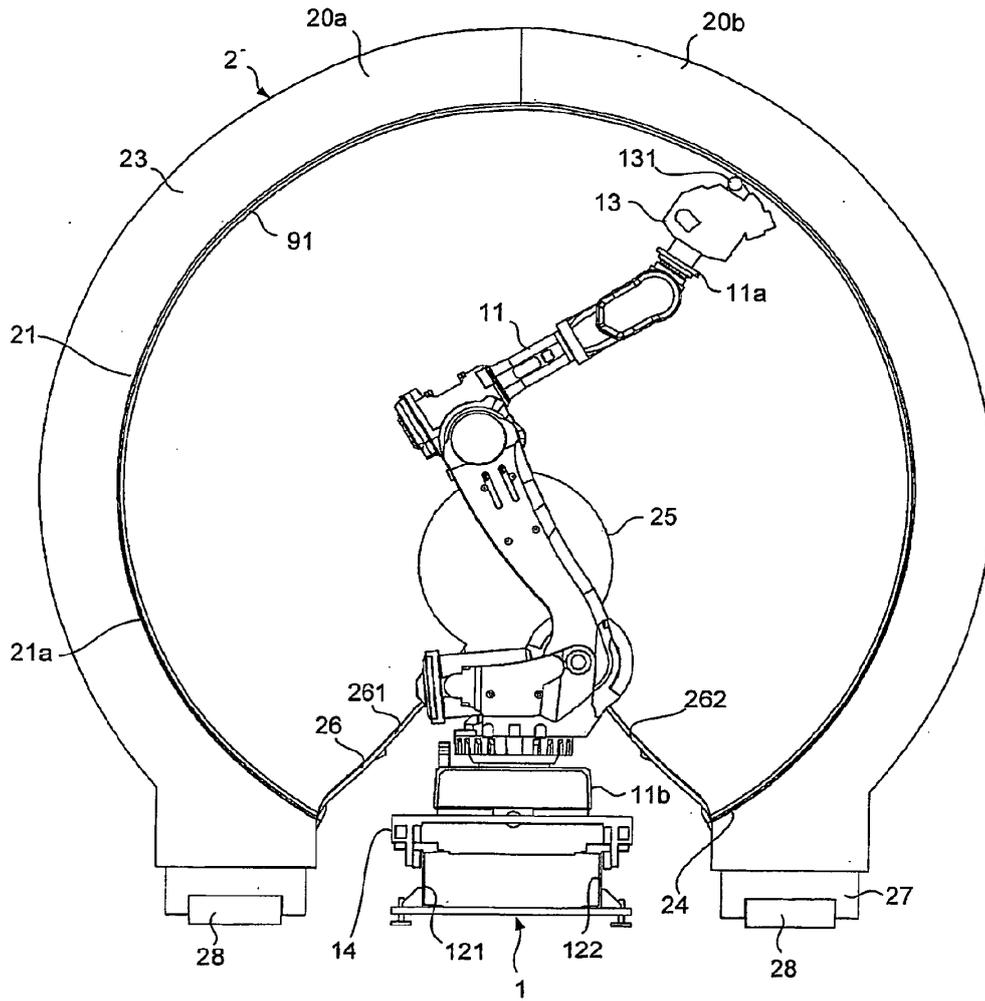
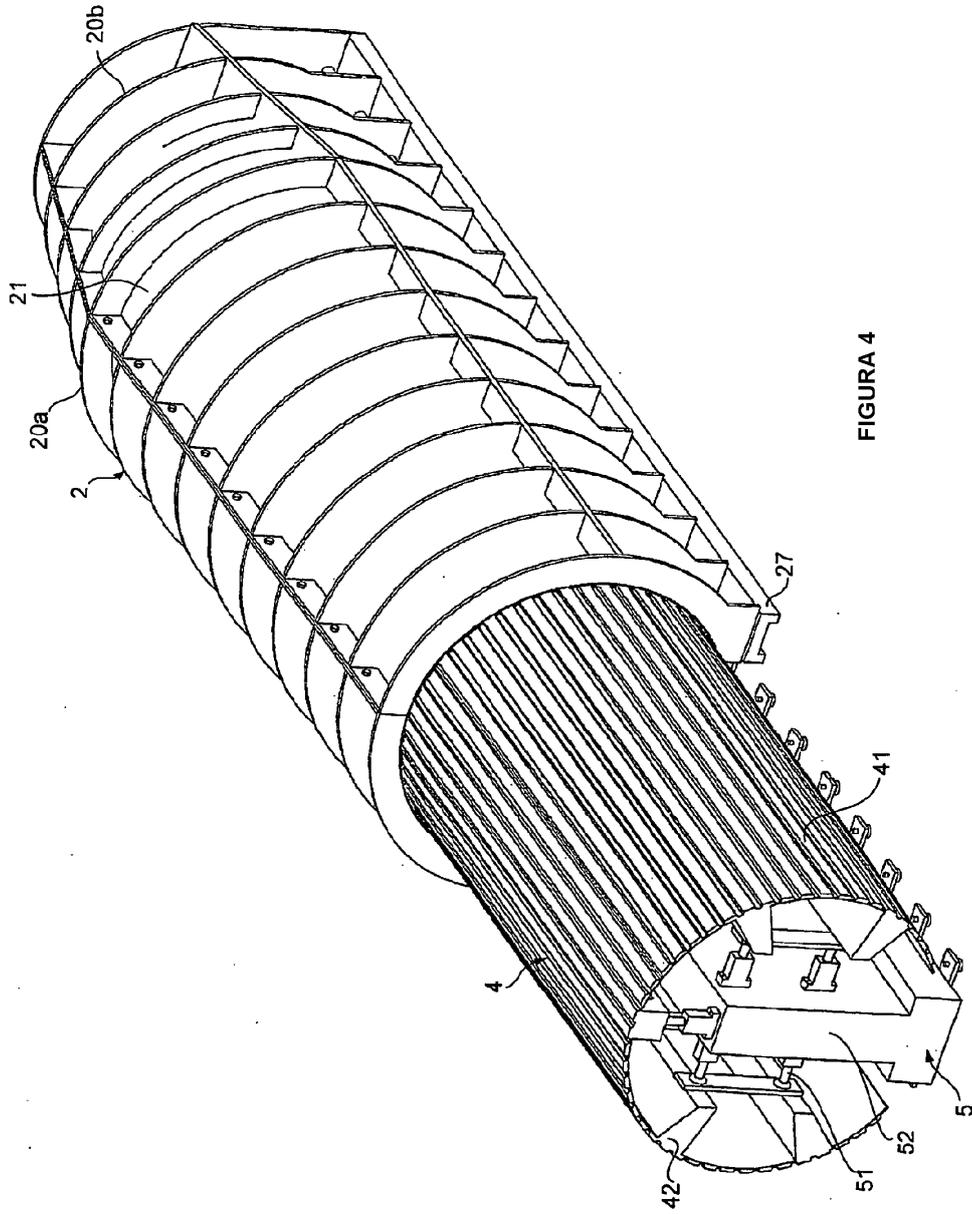


FIGURA 3



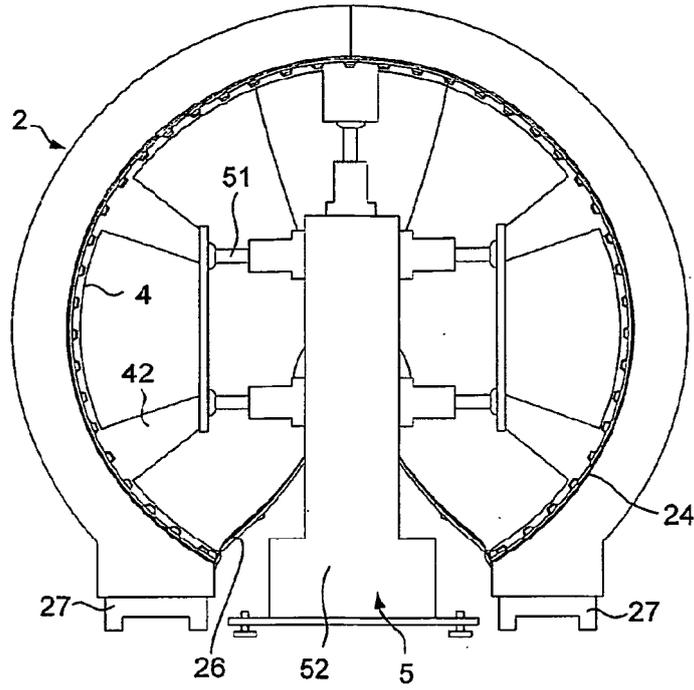


FIGURE 5

FIGURE 6

