

(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la Propiedad
Intelectual
Oficina internacional



(10) Número de Publicación Internacional
WO 2012/001207 A2

(43) Fecha de publicación internacional
5 de enero de 2012 (05.01.2012)

PCT

(51) Clasificación Internacional de Patentes:
B64C 1/06 (2006.01)

(21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES201 1/070478

(22) Fecha de presentación internacional:
30 de junio de 2011 (30.06.2011)

(25) Idioma de presentación: español

(26) Idioma de publicación: español

(30) Datos relativos a la prioridad:
P20103 101 7 30 de junio de 2010 (30.06.2010) ES

(71) Solicitante (para todos los Estados designados salvo US): **AIRBUS OPERATIONS S.L.** [ES/ES]; Avda. John Lennon, s/n, E-28906 Getafe, Madrid (ES).

(72) Inventores; e

(75) Inventores/Solicitantes (para US solamente):
ARÉVALO RODRÍGUEZ, Elena [ES/ES]; c/ Camino de Ganapanes 1 - portal E, 3ºD, E-28035 Madrid (ES).
CRUZ DOMÍNGUEZ, Francisco José [ES/ES]; c/Elfo 52-4ªC, E-28027 Madrid (ES).

(74) Mandatario: **ELZABURU, Alberto de;** c/ Miguel Angel, 21, E-28010 Madrid (ES).

(81) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección nacional admisible): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, JL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) Estados designados (a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección regional admisible): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publicada:

— sin informe de búsqueda internacional, será publicada nuevamente cuando se reciba dicho informe (Regla 48.2(g))

[Continúa en la página siguiente]

(54) Title: AIRCRAFT FUSELAGE MADE OUT WITH COMPOSITE MATERIAL AND MANUFACTURING PROCESSES

(54) Título : FUSELAJE DE AERONAVE EN MATERIAL COMPUESTO Y PROCEDIMIENTOS PARA SU FABRICACION

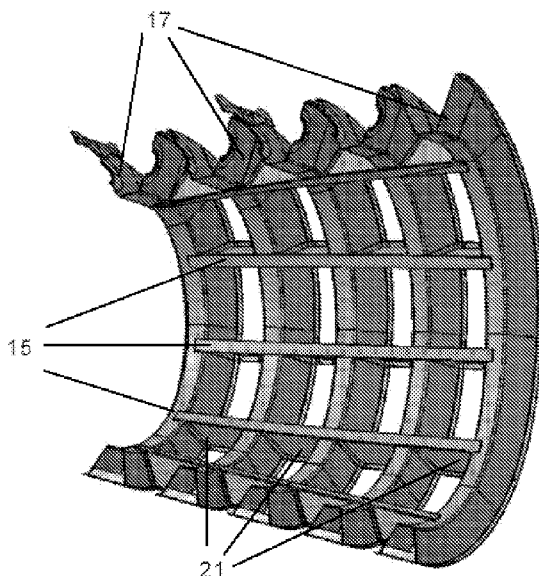


FIG. 5

(57) Abstract: Aircraft fuselage made out with composite material and manufacturing processes. The structure of the fuselage (11) comprises a skin (13), a plurality of trames (17) positioned transversely to the longitudinal axis (9) of the fuselage (11) and a plurality of longitudinal stiffening elements (14, 15) that can be either stringers (14) or beams (15), being the ratio between the distance (X) between trames (17) and the distance (Y) between longitudinal stiffening elements (14, 15) is less than one. If the stiffening elements are stringers (14) the manufacturing process is based on assembling the fuselage section (11) joining the skin (13) with the stringers (14) to the trames (17). If the stiffening elements are beams (15) the manufacturing process is based on joining the skin to an internal structure made up with trames (17) and beams (15).

(57) Resumen: Fuselaje de aeronave en material compuesto y procedimientos para su fabricación. La estructura del fuselaje (11) comprende un revestimiento (13), una pluralidad de cuadernas (17) dispuestas

[Continúa en la página siguiente]

WO 2012/001207 A2

transversalmente al eje longitudinal (9) del fuselaje (11) y una pluralidad de elementos rigidizadores longitudinales que pueden ser larguerillos (14) ó vigas (15), siendo la relación entre el paso (X) de cuadernas (17) y el paso (Y) de elementos rigidizadores longitudinales (14, 15) menor de la unidad. Si los rigidizadores son larguerillos (14), el procedimiento de fabricación se basa en montar el fuselaje (11) uniendo el revestimiento (13) con los larguerillos (14) a las cuadernas (17). Si los rigidizadores son vigas (14), el procedimiento de fabricación se basa en la unión del revestimiento (13) a una estructura interna formada por cuadernas (17) y vigas (15).

- 1 -

FUSELAJE DE AERONAVE EN MATERIAL COMPUESTO Y PROCEDIMIENTOS PARA SU FABRICACION

CAMPO DE LA INVENCION

5

La presente invención se refiere a un fuselaje de aeronave y, más en particular, a un fuselaje de aeronave fabricado íntegramente con materiales compuestos así como a procedimientos para su fabricación.

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

10

Es comúnmente conocido que la industria aeronáutica requiere estructuras que, por una parte, soporten las cargas a las que son sometidas, cumpliendo altas exigencias de resistencia y rigidez y que, por otra parte, sean lo más ligeras posible. Una consecuencia de este requisito es el uso cada vez más extendido de los materiales compuestos en estructuras primarias ya que, aplicando convenientemente los citados materiales compuestos, se puede conseguir en consecuencia un importante ahorro de peso frente a un diseño en material metálico.

20

Especialmente las estructuras integradas han demostrado ser muy eficientes en este sentido. Se habla de estructura integrada cuando los distintos elementos estructurales están fabricados de una vez. Ésta es otra ventaja del uso de los materiales compuestos debido a que, por su condición de capas independientes que se pueden ir apilando en la forma deseada, ofrecen la posibilidad de integrar más y más la estructura, lo que además provoca a menudo un ahorro de costes -un factor esencial a la hora de competir en el mercado- al tener menos piezas individuales que ensamblar.

25

Como es bien sabido, los principales elementos estructurales de los fuselajes de aeronave son el revestimiento, los larguerillos y las cuadernas. El revestimiento se rigidiza longitudinalmente con larguerillos para disminuir su espesor y ser competitivo en peso, mientras que las cuadernas impiden la

30

- 2 -

inestabilidad general del fuselaje y pueden estar sometidas a introducciones locales de carga. Dentro del fuselaje de una aeronave podemos encontrar otros elementos estructurales, como es el caso de vigas, que sirven de marco a secciones abiertas del fuselaje o bien que sirven para soportar las cargas introducidas por el suelo de la cabina de la citada aeronave.

La estructura más utilizada actualmente para un fuselaje consta, por un lado, de un revestimiento con larguerillos integrados, co-pegados o co-curados y, por otro lado, de cuadernas, flotantes o completas, que se fabrican aparte y que se remachan posteriormente al revestimiento del fuselaje. El documento US 5,242,523 describe una estructura de ese tipo.

Un elemento esencial de esa estructura es que en ese fuselaje que está configurado por unos paneles delimitados por dichas cuadernas y dichos larguerillos, que están orientados longitudinalmente, el paso entre larguerillos es menor que el paso entre cuadernas. Dicho en otros términos, el número de larguerillos por unidad de superficie del revestimiento es mayor que el número de cuadernas.

Entre otros, esa estructuración del fuselaje tiene el problema de que el gran número de larguerillos dificulta la consecución de altos niveles de integración en el caso de fuselajes realizados con materiales compuestos.

La presente invención está orientada a la solución de esos inconvenientes.

SUMARIO DE LA INVENCION

Un objeto de la presente invención es proporcionar un fuselaje de aeronave realizado, preferentemente, con material compuesto y estructurado de manera que permita su fabricación con un alto nivel de integración.

Otro objeto de la presente invención es proporcionar un fuselaje de aeronave realizado, preferentemente, con material compuesto y estructurado de manera que tenga una alta tolerancia al daño.

- 3 -

Otro objeto de la presente invención es proporcionar un fuselaje de aeronave realizado, preferentemente, con material compuesto y estructurado de manera que permita la inclusión de zonas con introducciones locales de carga.

En un aspecto, esos y otros objetos se consiguen con una sección del fuselaje de una aeronave cuya estructura comprende un revestimiento, una pluralidad de cuadernas dispuestas transversalmente al eje longitudinal del fuselaje y una pluralidad de elementos rigidizadores longitudinales, en la que la relación entre el paso de cuadernas y el paso de elementos rigidizadores longitudinales es menor de la unidad.

En una realización preferente dichos elementos rigidizadores longitudinales son larguerillos que no están unidos a las cuadernas en sus cruces. Se consigue con ello un fuselaje estructurado con un menor número de larguerillos que facilita su fabricación y reduce su coste.

En otra realización preferente dichos elementos rigidizadores longitudinales son vigas unidas a las cuadernas en sus cruces. Se consigue con ello un fuselaje resistente y tolerante al daño y cuya estructura facilita su fabricación y reduce su coste.

En otro aspecto, para el caso de un fuselaje cuyos elementos rigidizadores individuales son larguerillos, los objetos mencionados se consiguen mediante un procedimiento de fabricación de una sección del fuselaje que comprende los siguientes pasos:

a) Proporcionar las cuadernas como piezas completas. b) Proporcionar en dos o más tramos el revestimiento con los larguerillos unidos al mismo. c) Montar la sección del fuselaje uniendo dichos tramos a las cuadernas.

En otro aspecto, para el caso de un fuselaje cuyos elementos rigidizadores individuales son vigas, los objetos mencionados se consiguen mediante un procedimiento de fabricación de una sección del fuselaje que comprende los siguientes pasos: a) Proporcionar la estructura interna formada por cuadernas y vigas en una pieza. b) Proporcionar el revestimiento. c) Unir el revestimiento a dicha estructura interna mediante remaches.

- 4 -

En realizaciones preferentes el paso a) se lleva a cabo mediante distintos sub-pasos utilizando técnicas de co-curado ó de co-pegado ó de pegado secundario ó de remache para la unión de los distintos componentes de la estructura que, según el caso, se proporcionarían como pre-formas o como
5 componentes curados.

Otras características y ventajas de la presente invención se desprenderán de la descripción detallada que sigue de una realización ilustrativa de su objeto en relación con las figuras que se acompañan.

10 **DESCRIPCIÓN DE LAS FIGURAS**

La Figura 1a muestra esquemáticamente un conjunto de paneles, orientados longitudinalmente, de fuselajes conocidos en la técnica y la Figura 1b muestra esquemáticamente un conjunto de paneles, orientados
15 circunferencialmente, de fuselajes según la presente invención.

Las Figuras 2a y 2b muestran vistas esquemáticas en perspectiva y en sección transversal por el plano A-A de un fuselaje según una primera realización de la presente invención.

Las Figuras 3a y 3b muestran vistas esquemáticas en perspectiva y en
20 sección transversal por el plano A-A de un fuselaje según una segunda realización de la presente invención.

La Figura 4 es una vista parcial en perspectiva de la estructura interna de un fuselaje según una primera realización de la presente invención para una sección de fuselaje cuyos elementos rigidizadores longitudinales son
25 larguerillos.

La Figura 5 es una vista en perspectiva de la estructura interna de un fuselaje según una segunda realización de la presente invención para una sección de fuselaje cuyos elementos rigidizadores longitudinales son vigas.

30

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCION

Orientación circunferencial de los paneles del fuselaje

La idea básica de la presente invención es estructurar el fuselaje de una aeronave de manera que sus paneles estén orientados circunferencialmente en lugar de longitudinalmente como sucede en los fuselajes conocidos. En éstos, tal como se ilustra en la figura 1a el paso X entre cuadernas 17 es mayor que el paso Y entre larguerillos 14 mientras que en el fuselaje según la presente invención ilustrado en la Figura 1b el paso X entre cuadernas es menor que el paso entre larguerillos 14.

En los fuselajes conocidos, el valor típico de la relación X/Y puede cifrarse en torno a 2,5 mientras que en los fuselaje según la presente invención ese valor típico puede cifrarse en torno a 0,6.

Un primer efecto de la orientación circunferencial de los paneles es que se aprovecha la curvatura del fuselaje para resistir las cargas longitudinales, retrasando el comienzo del pandeo. La mejora de la capacidad de postpandeo de los paneles permite reducir el peso del revestimiento.

Un segundo efecto de la orientación circunferencial de los paneles es que facilita la transferencia de las cargas circunferenciales a las cuadernas, reduciendo consiguientemente el nivel de carga circunferencial en los paneles.

Un tercer efecto de la orientación circunferencial de los paneles es que permite una mayor integración de la estructura y una reducción de costes.

Entre otras, la estructura "multiframe" del fuselaje según la presente invención correspondiente a la orientación circunferencial de los paneles del fuselaje tiene las siguientes ventajas:

- Es más tolerante al daño que la estructura convencional, al tener más caminos de carga.

- Es especialmente adecuada para zonas con entradas locales de carga (VTP, Pylon, etc) ya que al tener un mayor número de cuadernas, se consiguen reducir los flujos circunferenciales en el revestimiento. Además, en dichas zonas con introducciones de carga importantes, al tener más cuadernas, se

- 6 -

consigue reducir la carga en cada una de ellas, por lo que es más sencilla la fabricación de dichas cuadernas en material compuesto.

Esos y otros efectos y ventajas se apreciarán mejor en las dos realizaciones de la invención que pasamos a describir.

5 **Fuselaje con un número reducido de larguerillos**

 Siguiendo las Figuras 2a, 2b y 4, puede observarse que, en una primera realización de la invención, el fuselaje 11 comprende un revestimiento 13 estructurado para soportar cargas longitudinales, transversales y, principalmente, cortadura en el plano. Para conseguir la suficiente rigidez a flexión del revestimiento 13 se utilizan los larguerillos 14 (en un número menor de los que se utilizarían con paneles orientados longitudinalmente) y para estabilizarlo a pandeo, sin aumentar su espesor, evitando la inestabilidad global del fuselaje 11 se utilizan las cuadernas 17. El revestimiento 13 rigidizado por los larguerillos 14 asume los flujos de carga longitudinales del fuselaje, mientras que las cuadernas 17 soportan mayoritariamente las cargas transversales del fuselaje y mantienen la superficie aerodinámica.

 Tanto el revestimiento 13 como los larguerillos 14 como las cuadernas 17 están formados de un material compuesto que puede ser tanto fibra de carbono como fibra de vidrio con resina termoestable o termoplástico.

20 La idea es conseguir una estructura más eficiente no sólo en peso sino también en costes. Por ello, una posible solución de fabricación y montaje sería fabricar las cuadernas de una pieza (360°) para evitar las uniones entre diferentes tramos, fabricar por otro lado los revestimientos (en dos o más tramos) y unir dichos revestimientos a las cuadernas, aprovechando la mayor flexibilidad de dichos revestimiento al tener menor número de elementos de rigidización longitudinal (larguerillos).

 Esta estructura del fuselaje es válida para cualquier tipo de sección de larguerillos (T, omega, J, etc) y cuadernas (en C, I, omega, etc).

30 El procedimiento de fabricación de una sección del fuselaje 11 con la estructura que venimos de describir, comprende, pues, los siguientes pasos:

a) Proporcionar las cuadernas 17 como piezas completas.

- 7 -

b) Proporcionar en dos o más tramos el revestimiento 13 con los larguerillos 14 unidos al mismo.

c) Montar la sección del fuselaje 11 uniendo dichos tramos a las cuadernas 17.

5 Al estar formada la estructura interna del fuselaje 11 con cuadernas 17 completas se evitan problemas de tolerancias en las uniones entre los tramos del revestimiento, reduciendo posibles desviaciones respecto al contorno aerodinámico teórico. Por su parte, la reducción del número de larguerillos 14 disminuye el número de intersecciones con las cuadernas 17 facilitando
10 consiguientemente el montaje de la sección de fuselaje 11.

La Figura 4 muestra la estructura interna del fuselaje que comprende cuadernas 17 con sección transversal en forma de doble T y larguerillos 14 en forma de T con una gran abertura 29 destinada a recibir, por ejemplo, a un cajón de torsión de un estabilizador horizontal de cola, a un cajón del elemento
15 de soporte de los motores ú otros componentes en la que dos vigas 15 hacen de marco de dicha abertura.

En otras realizaciones de la presente invención las cuadernas 17 y los larguerillos 14 pueden tener secciones transversales con formas diferentes, tales como formas en C, I o J.

20 **Fuselaje con vigas**

25 Siguiendo las Figuras 3a, 3b y 5 puede observarse que, en una segunda realización de la invención, el fuselaje 11 comprende un revestimiento 13 estructurado para soportar cargas longitudinales, transversales y, principalmente, cortadura en el plano. Para conseguir la suficiente rigidez a flexión del revestimiento 13 se utilizan las vigas 15, y para estabilizarlo a pandeo, sin aumentar su espesor, evitando la inestabilidad global del fuselaje 11 se utilizan las cuadernas 17. Las vigas 15 junto con el revestimiento 13 asumen principalmente los flujos de carga longitudinales de la estructura, mientras que las cuadernas 17 soportan mayoritariamente las cargas
30 transversales de la estructura y mantienen la superficie aerodinámica.

La estructura interna del fuselaje formada por cuadernas completas 17 y vigas 15 se fabrica, como veremos, como una pieza única para reducir al máximo las uniones entre elementos que la componen y sobre la que finalmente se remachará el revestimiento (fabricado independientemente en dos o más partes), simplificando considerablemente con ello el proceso de montaje y reduciendo por tanto los costes. Se trata, pues, de una estructura interna de fuselaje, altamente integrada, en la que las cuadernas 17 y vigas 15 forman una rejilla que tiene una estructura eficaz en cuanto a resistencia y rigidez que facilita la optimización en peso del conjunto del fuselaje. Además, una configuración tan integrada, en la que no existen larguerillos, supone un ahorro en costes de montaje.

Así pues, con esa estructura, el revestimiento 13 junto con las vigas 15 cubre la flexión y la carga longitudinal, las cuadernas 17 evitan la inestabilidad global del fuselaje 11, distribuyen y soportan junto con el revestimiento 13 las cargas circunferenciales y pueden tener introducciones locales de carga y, finalmente, la rejilla formada por cuadernas 17 y vigas 15 unidas en sus cruces, junto con el revestimiento 13 soporta las cargas de torsión.

A su vez, las vigas 15 dan, además, apoyo a las almas de las cuadernas 17, por lo que no se necesitan rigidizadores adicionales para evitar el pandeo de dichas almas, con lo que se reduce el número de piezas auxiliares y el número de uniones entre piezas y se simplifica consiguientemente su proceso de fabricación.

Por otra parte, al no haber larguerillos, las cuadernas 17 no necesitan tener agujeros ("mouseholes") para su paso por lo que no se penalizan estructuralmente y se elimina del proceso de fabricación el recantado de dichos agujeros.

La rejilla interna resultante de la unión de cuadernas 17 y vigas 15 es una estructura más tolerante al daño que la configuración convencional, de tal forma que, ante un daño severo en una parte del fuselaje, la estructura remanente es capaz de soportar mejor las solicitaciones a las que se encuentra sometida sin que sea catastrófico.

- 9 -

Tanto el revestimiento 13 como las vigas 15 como las cuadernas 17 están fabricados con un material compuesto que puede ser tanto fibra de carbono como fibra de vidrio con resina termoestable o termoplástico.

La Figura 5 muestra una realización preferente de la presente invención en la que la estructura interna del fuselaje comprende cuadernas 17 con sección transversal en forma de omega y vigas 15 con sección transversal en forma de doble T.

En otras realizaciones de la presente invención las cuadernas 17 y las vigas 17 pueden tener secciones transversales con formas diferentes, como formas en C, I ó J.

La presente invención también se refiere a un procedimiento de fabricación del fuselaje con la estructura que venimos de describir en el que se procede, en primer término, a la fabricación separada de la estructura interna y el revestimiento y en segundo término, a unir el revestimiento (dividido, en su caso, en paneles) a la estructura interna mediante remaches.

El procedimiento de fabricación de la estructura interna, en secciones completas (360°) o bien en dos o tres sectores, se basa en la disposición sobre un útil con la forma de la rejilla de pre-formas completas ó en partes de las cuadernas 17 y las vigas 15 y en su co-curado en un ciclo único de curado ó en el co-pegado entre vigas 15 y cuadernas 17 sometiendo previamente a un primer ciclo de curado a las primeras o a las últimas. En el caso de unas cuadernas 17 con una sección en forma de omega (ú otro tipo de sección cerrada) como las ilustradas en la Figura 5, deben prepararse además unas pre-formas de unas costillas estabilizadoras de las cuadernas 17 en las zonas de cruce con las vigas 15.

En el caso de conformación de la estructura mediante co-curado, se crea la mencionada rejilla partiendo de elementos individuales que desde su apilado ya están integrados y asumen varias funciones estructurales. Esto significa tener todas las ventajas que una estructura integrada conlleva, pero además supone un mayor ahorro de costes de fabricación al tener menos piezas independientes, ya que el material compuesto requiere un proceso de

- 10 -

curado bastante costoso, con lo cual, al tener menos piezas independientes se reduce el número de ciclos de curado y así los costes, al tiempo que se consigue que haya un paso más uniforme de cargas entre los elementos que componen la estructura.

5 Como bien comprenderá el experto en la materia, la fabricación de la estructura interna puede requerir utillaje adicional dependiente de las formas concretas de las secciones transversales de vigas 15 y cuadernas 17 para proporcionar la debida conexión y continuidad de cargas en sus cruces, así como introducir "rowings" (tiras de fibra unidireccionales que deben ser del mismo material que el utilizado en los apilados o de un material compatible) para evitar huecos y asegurar así un co-curado óptimo.

10 A su vez, el experto en la materia comprenderá que la preparación de las pre-formas mencionadas de cuadernas y costillas se llevará a cabo utilizando técnicas convencionales para su apilado y conformado.

15 También es factible conformar la estructura interna proporcionando las cuadernas 17 y las vigas 15 curadas, completas ó en partes y uniéndolas en sus zonas de cruce mediante un pegado secundario ó un remachado.

 Respecto a la fabricación del revestimiento, se considera conveniente fabricarlo en dos o más partes para facilitar su unión a la estructura interna.

20 Aunque la presente invención se ha descrito enteramente en conexión con realizaciones preferidas, es evidente que se pueden introducir aquellas modificaciones dentro de su alcance, no considerando éste como limitado por las anteriores realizaciones, sino por el contenido de las reivindicaciones siguientes.

25

REIVINDICACIONES

1.- Sección del fuselaje (11) de una aeronave cuya estructura comprende un revestimiento (13), una pluralidad de cuadernas (17) dispuestas transversalmente al eje longitudinal (9) del fuselaje (11) y una pluralidad de elementos rigidizadores longitudinales (14, 15), caracterizada porque la relación entre el paso (X) de cuadernas (17) y el paso (Y) de elementos rigidizadores longitudinales (14, 15) es menor de la unidad.

2.- Sección del fuselaje (11) de una aeronave según la reivindicación 1, caracterizada porque dichos elementos rigidizadores longitudinales son larguerillos (14) que no están unidos a las cuadernas (17) en sus cruces.

3.- Sección del fuselaje (11) de una aeronave según la reivindicación 2, caracterizada porque dicho revestimiento (13), dichas cuadernas (17) y dichos larguerillos (14) están fabricados con material compuesto.

4.- Sección del fuselaje (11) de una aeronave según la reivindicación 1, caracterizada porque dichos elementos rigidizadores longitudinales son vigas (15) y porque dichas vigas (15) están unidas a las cuadernas (17) en sus cruces.

5.- Sección del fuselaje (11) de una aeronave según la reivindicación 4, caracterizada porque dicho revestimiento (13), dichas cuadernas (17) y dichas vigas (14) están fabricados con material compuesto

6.- Procedimiento de fabricación de una sección completa del fuselaje (11) de una aeronave según la reivindicación 3, ó de un sector de la misma, caracterizado porque comprende los siguientes pasos:

a) proporcionar las cuadernas (17) como piezas completas;

- 12 -

b) proporcionar el revestimiento (13) con los larguerillos (14) unidos al mismo;

c) montar la sección del fuselaje (11) uniendo el revestimiento (13) con los larguerillos (14) a las cuadernas (17).

5

7.- Procedimiento de fabricación de una sección completa del fuselaje (11) de una aeronave según la reivindicación 5, ó de un sector de la misma, caracterizado porque comprende los siguientes pasos:

10 a) proporcionar la estructura interna formada por cuadernas (17) y vigas (15);

b) proporcionar el revestimiento (13);

c) unir el revestimiento (13) a dicha estructura interna mediante remaches.

15 8.- Procedimiento según la reivindicación 7, caracterizado porque dicho paso a) se lleva a cabo mediante los siguientes sub-pasos:

a1) proporcionar un útil apropiado;

20 a2) proporcionar pre-formas completas o en partes de cuadernas (17) y vigas (15), de manera que puedan conformarse cuadernas (17) y/o vigas (15) continuas y/o discontinuas, y colocarlas sobre el útil.

a3) llevar a cabo un ciclo de curado de la estructura interna.

25 9.- Procedimiento según la reivindicación 8, caracterizado porque si dichas cuadernas (17) tienen una sección transversal cerrada, el sub-paso a2) también comprende proporcionar pre-formas de costillas de estabilización en las zonas de cruce con vigas (15).

30 10.- Procedimiento de fabricación de una sección completa del fuselaje (11) de una aeronave según la reivindicación 7, ó de un sector de la misma, caracterizado porque dicho paso a) se lleva a cabo mediante los siguientes sub-pasos:

- 13 -

a1) proporcionar un útil apropiado;

a2) proporcionar cuadernas (17) y/o vigas (15) curadas, completas ó en partes, y colocarlas sobre el útil.

5 a3) proporcionar las pre-formas de cuadernas (17) y/o vigas (15), completas ó en partes, para conformar la estructura interna y colocarlas sobre el útil.

a4) co-pegar dichas pre-formas a dichas cuadernas (17) y/o vigas (15) curadas en un ciclo de curado.

10 11.- Procedimiento según la reivindicación 10, caracterizado porque si dichas cuadernas (17) tienen una sección transversal cerrada el sub-paso a3) también comprende proporcionar costillas de estabilización en zonas de cruce con vigas (15).

15 12.- Procedimiento de fabricación de una sección completa del fuselaje (11) de una aeronave según la reivindicación 7, ó de un sector de la misma, caracterizado porque dicho paso a) se lleva a cabo mediante los siguientes sub-pasos:

a1) proporcionar un útil apropiado;

20 a2) proporcionar cuadernas (17) y/o vigas (15) curadas, completas ó en partes, para conformar la estructura interna;

a3) unir cuadernas (17) y vigas (15) en sus zonas de cruce mediante un pegado secundario.

25 13.- Procedimiento según la reivindicación 12, caracterizado porque si dichas cuadernas (17) tienen una sección transversal cerrada, el sub-paso a2) también comprende proporcionar costillas de estabilización en zonas de cruce con vigas (15).

30 14.- Procedimiento de fabricación de una sección completa del fuselaje (11) de una aeronave según la reivindicación 7, ó de un sector de la misma,

- 14 -

caracterizado porque dicho paso a) se lleva a cabo mediante los siguientes sub-pasos:

a1) proporcionar un útil apropiado;

5 a2) proporcionar cuadernas (17) y/o vigas (15) curadas, completas o en partes, para conformar la estructura interna;

a3) unir cuadernas (17) y vigas (15) en sus zonas de cruce mediante remaches.

10 15.- Procedimiento según la reivindicación 14, caracterizado porque si dichas cuadernas (17) tienen una sección transversal cerrada, el sub-paso a2) también comprende proporcionar costillas de estabilización en zonas de cruce con vigas (15).

15

20

25

30

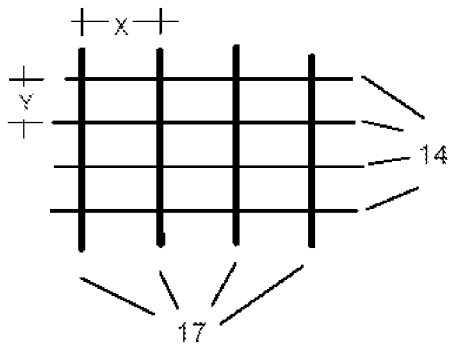


FIG. 1a

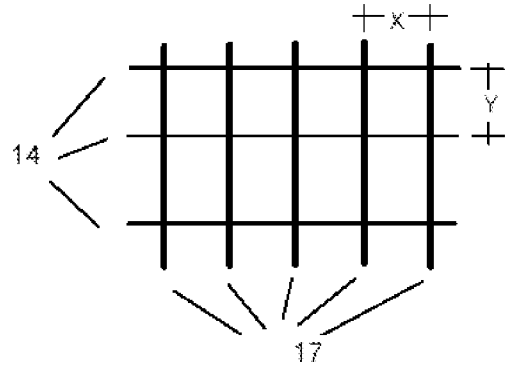


FIG. 1b

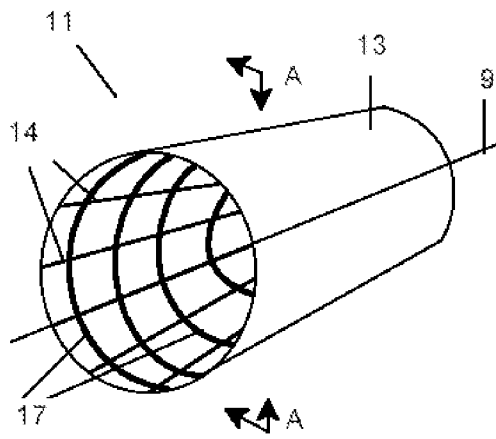


FIG. 2a

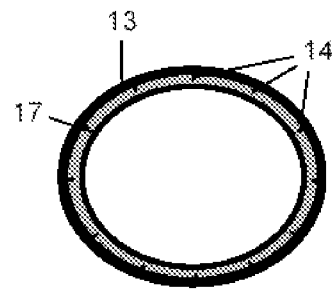


FIG. 2b

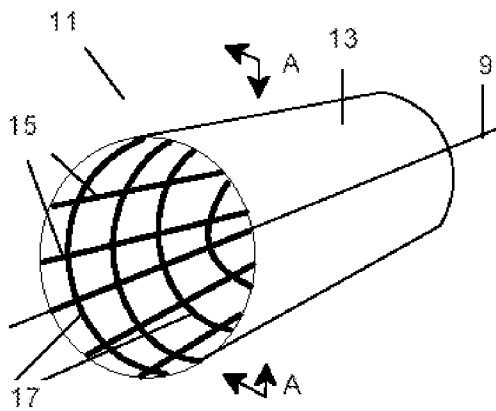


FIG. 3a

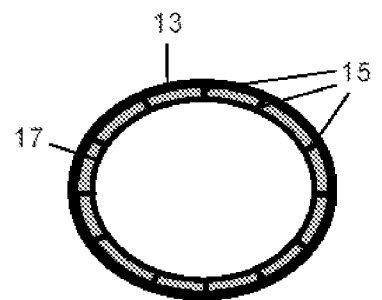


FIG. 3b

2/2

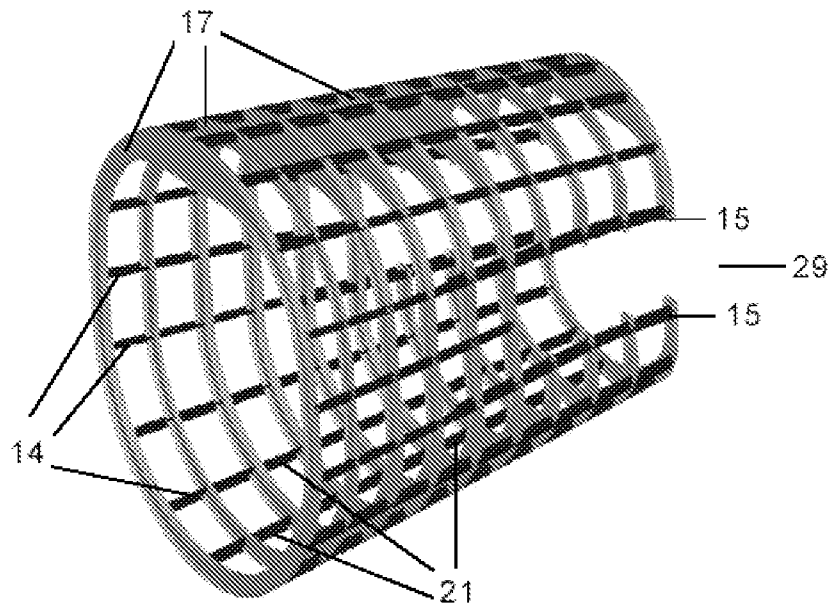


FIG. 4

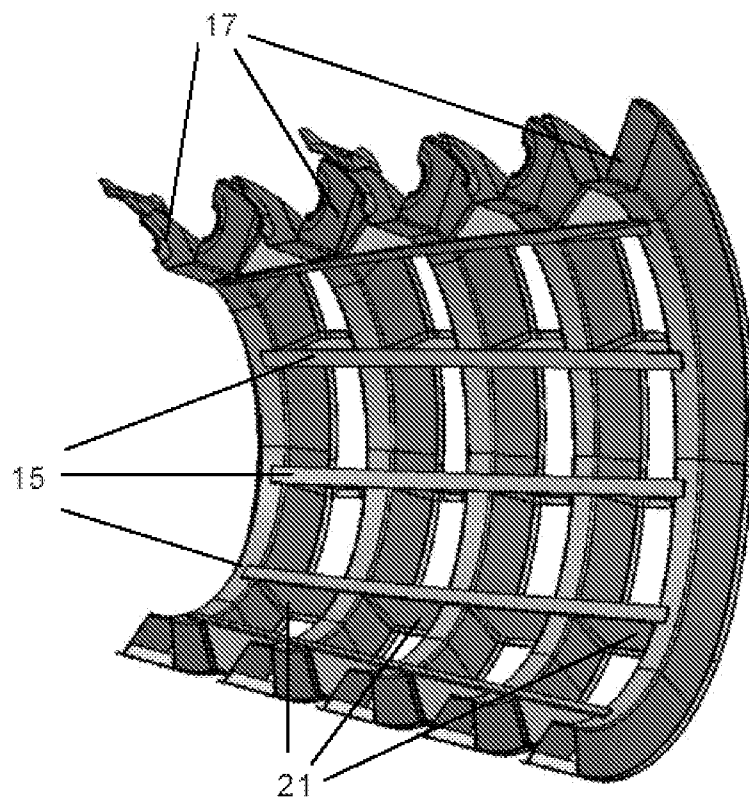


FIG. 5