

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 878 279**

51 Int. Cl.:

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/12 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **31.07.2018** **E 18382579 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.06.2021** **EP 3604119**

54 Título: **Cuaderna para cascos de fuselaje de una aeronave y casco de fuselaje**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
18.11.2021

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS, S.L (100.0%)
Avda. John Lennon s/n
28906 Getafe Madrid, ES

72 Inventor/es:

ARÉVALO RODRÍGUEZ, ELENA y
TORRES ESTEBAN, ANTONIO

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 878 279 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

5 Cuaderna para cascos de fuselaje de una aeronave y casco de fuselaje

Campo de la invención

La presente invención se refiere a un casco de fuselaje de una aeronave.

10 **Antecedentes de la invención**

La estructura principal de un fuselaje presurizado y no presurizado de una aeronave comprende un revestimiento, larguerillos y cuadernas. El revestimiento se rigidiza longitudinalmente mediante larguerillos para reducir su grosor y ser competitivo en peso. Las cuadernas evitan la inestabilidad general del fuselaje, ya que están adaptadas para soportar las cargas locales.

15 Además, en las secciones abiertas del fuselaje o en las zonas muy cargadas, la estructura del fuselaje comprende además elementos estructurales de refuerzo, como vigas, que refuerzan y rigidizan estas zonas.

Así, la estructura del fuselaje de las aeronaves más utilizada incluye, por un lado, el revestimiento con larguerillos integrados (co-unidos o co-curados en caso de diseño de materiales compuestos) y, por otro lado, cuadernas y vigas de refuerzo. Normalmente, las cuadernas y las vigas se fabrican por separado y se remachan al revestimiento del fuselaje con los larguerillos integrados.

20 Por lo tanto, la estructura básica del fuselaje es esencialmente un tubo de pared delgada de una sola celda con muchas cuadernas transversales y larguerillos longitudinales. Es esencialmente una estructura de viga sometida a fuerzas de flexión, torsión y axiales. En cuanto al fuselaje trasero, se trata de una sección cónica de doble curvatura, que contiene varias zonas recortadas y está sometida a grandes fuerzas concentradas procedentes de los estabilizadores horizontal y vertical.

El estado actual de la técnica para el diseño de los cascos de fuselaje considera dos tipos de cuadernas: cuadernas diferenciales (cuadernas en forma de Z + pieza de unión de cizalladura) o cuadernas integrales (las secciones transversales pueden tener forma de C, de Z y de I, cada una de ellas con rigidizador circunferencial o no).

30 Como puede observarse, todas las secciones de cuaderna de la técnica anterior tienen un alma perpendicular o casi perpendicular al revestimiento y dos rebordes perpendiculares o casi perpendiculares a dicha alma, definidos como rebordes interiores y exteriores, estos últimos remachados al revestimiento.

Como ya se ha mencionado, la principal función estructural de las cuadernas es evitar inestabilidades generales en el fuselaje (cuadernas de contorno), adaptándose en ocasiones a soportar introducciones de cargas locales (cuadernas de alta carga).

35 Además, las cuadernas de contorno tienen una pluralidad de tacos a lo largo de toda la longitud para evitar la inestabilidad lateral de la cuaderna. Estos tacos están remachados al alma de la cuaderna y a los larguerillos, repercutiendo estas operaciones de montaje en el coste total del casco del fuselaje.

40 El documento WO 2011/000987 A1 se refiere a un cuaderna de refuerzo para el fuselaje de una aeronave, comprendiendo la cuaderna un miembro estructural y un miembro de panel de abeja cerrado e internamente hueco, comprendiendo el miembro estructural una base inferior que está dispuesta en la cara interna del revestimiento del fuselaje, y a través de la cual pasan los larguerillos que conectan las cuadernas con el resto de la estructura del fuselaje, y miembros superiores de refuerzo sobre los que se disponen los mencionados miembros de panel de abeja, de tal manera que los miembros de panel de abeja aumentan la inercia y la rigidez de la cuaderna sin añadir peso a la misma, teniendo la cuaderna una alta rigidez en la dirección transversal, además de ser intrínsecamente estable al pandeo local.

45 El documento US 2013/0115404 A1 se refiere a una estructura ligera, en particular a una estructura primaria de aeronave o a un subconjunto, así como a un método para su fabricación. Una estructura ligera está compuesta, al menos en sección, por una pluralidad de elementos de mosaico conectados y/o elementos de mosaico de revestimiento. La estructura ligera permite una disposición esencialmente adecuada a la carga de los elementos de mosaico y/o de los elementos de mosaico de revestimiento que incluyen el revestimiento opcional. La estructura ligera requiere un número significativamente reducido de elementos de conexión, de tal manera que se puede reducir el esfuerzo de montaje y se puede lograr una reducción adicional de peso. Además, se proporcionan dos variaciones de un método para fabricar una estructura ligera. Las estructuras ligeras de gran formato como, por ejemplo, la celda del fuselaje de un avión o los cascos parciales del mismo también pueden fabricarse de forma fiable y dimensionalmente precisa porque solo es necesario manipular elementos de mosaico y elementos de mosaico de revestimiento, con dimensiones relativamente pequeñas. Otras aplicaciones de la estructura ligera incluyen los vehículos lanzadera, las fases de cohetes, las estaciones espaciales, los módulos de estaciones espaciales, los satélites y los mástiles o torres de las centrales eólicas.

- 5 El documento US 2004/055248 A1 se refiere a paneles de material compuesto rigidizados internamente y a métodos de fabricación asociados. Un panel de material compuesto rigidizado internamente incluye una primera lámina frontal, una segunda lámina frontal desplazada de la primera lámina frontal, y al menos una porción de núcleo intercalada entre la primera y la segunda láminas frontales. En un aspecto, el panel de material compuesto incluye además un rigidizador dispuesto entre la primera y la segunda láminas frontales adyacente a la parte central. El rigidizador puede tener una
- 10 primera porción de fijación unida a la primera hoja frontal, una segunda porción de fijación unida a la segunda hoja frontal, y una porción intermedia que se extiende entre la primera y la segunda porciones de fijación. Una o ambas de entre la primera y la segunda porciones de fijación están configuradas para acoplarse con un elemento de sujeción, tal como un elemento de sujeción ciego, para unir una pieza al panel de material compuesto.

Muchas de las configuraciones de la técnica anterior presentan una serie de inconvenientes, por ejemplo:

- 15 - Se necesitan un proceso de fabricación y un utillaje complejos para integrar las cuadernas de contorno junto con el revestimiento y los larguerillos en un proceso de fabricación de una sola vez (para la aplicación de material termoestable compuesto). Por esta razón, en las configuraciones de la técnica anterior, las cuadernas de contorno suelen remacharse en una fase posterior de montaje, lo que repercute en el coste.
- Se necesitan varios tacos para estabilizar la cuaderna de contorno, lo que implica tiempo de montaje y, por tanto, coste.
- 20 - Gestión compleja de las tolerancias entre los cascos del fuselaje (por ejemplo, entre los cascos superior e inferior del fuselaje), debido a la conexión de las almas de las cuadernas en el plano YZ.
- Las cuadernas de contorno deben dividirse en diferentes sectores para que el montaje de la cuaderna sea factible. Se necesita una unión entre estos sectores (acoplamiento), que se lleva a cabo mediante diferentes piezas que conectan ambos sectores de la cuaderna (reborde interior, alma y reborde intermedia cuando este último existe). Todas estas piezas
- 25 de acoplamiento y sus posteriores operaciones de montaje suponen un importante impacto en el coste.

Sumario de la invención

El objeto de la presente invención es proporcionar un casco de fuselaje de una aeronave que supere los inconvenientes existentes en las cuadernas de la técnica anterior.

- 30 La invención proporciona un casco de fuselaje de una aeronave, comprendiendo el fuselaje un revestimiento y larguerillos, comprendiendo la cuaderna:

- una pluralidad de secciones, estando las secciones separadas por huecos intermedios correspondientes a la posición de los larguerillos en el fuselaje, teniendo cada sección una configuración multicelda constituida por varios elementos modulares longitudinales de material compuesto dispuestos en la dirección transversal del fuselaje, y
- una tapa interior continua sobre la parte superior de las secciones y los huecos intermedios.

- 35 La configuración descrita de la cuaderna para los cascos de fuselaje de una aeronave de la invención proporciona las siguientes ventajas:

- No existe un alma en el plano YZ. Se sustituye por una configuración multicelda en dirección transversal. Esto implica una menor complejidad en el utillaje y en el proceso de fabricación debido a la existencia de elementos longitudinales únicamente.

- 40 - No hay tacos de estabilización en las cuadernas, ya que el nuevo diseño los hace innecesarios.
- Solución de reducción de costes debido a la alta integración (no se necesitan operaciones de montaje posteriores).
- No es necesario el acoplamiento de las cuadernas.

- Casco de fuselaje sin remaches. El objetivo de este concepto es obtener todo el casco del fuselaje en un proceso de fabricación de una sola vez (revestimiento, larguerillos y cuadernas).

- 45 - La estandarización de los módulos es posible, para obtener más beneficios desde el punto de vista del coste y el tiempo de entrega.

- Gestión más fácil de la tolerancia en la dirección X. Si la sección del fuselaje está dividida en cascos, en las zonas en las que los cascos deben estar conectados, es necesario unir solo las tapas interiores (que actúan como rebordes interiores de la estructura; véase la figura 4).

- 50 Otras características y ventajas de la presente invención quedarán claras a partir de la siguiente descripción detallada de varias realizaciones ilustrativas de su objeto en relación con las figuras adjuntas.

Breve descripción de los dibujos

- 5 La figura 1 muestra configuraciones típicas de cuadernas de la técnica anterior
- La figura 2 muestra la distribución de la carga en las cuadernas de la técnica anterior.
- La figura 3 muestra una cuaderna de la técnica anterior con tacos remachados al alma de la cuaderna y a los larguerillos.
- La figura 4 muestra una realización de un casco de fuselaje con cuadernas según la invención.
- La figura 5 muestra una sección de una cuaderna de la invención, ensamblada con un revestimiento y larguerillos.
- 10 La figura 6 muestra la distribución de la carga en la sección de una cuaderna de la invención.
- Las figuras 7 a 11 muestran varias realizaciones de secciones de la cuaderna de la invención.
- La figura 12 muestra la sección transversal constante en anchura de una cuaderna de la invención.
- La figura 13 muestra la sección transversal variable en anchura de una cuaderna de la invención.
- 15 La figura 14 muestra ejemplos de diferentes uniones entre los larguerillos y los elementos modulares de la cuaderna de la invención.

Descripción detallada de la invención

- La figura 1 muestra configuraciones típicas de cuadernas de la técnica anterior ya descritas, y la figura 2 muestra la distribución de cargas en cuadernas de la técnica anterior.
- 20 La presente invención se refiere principalmente a cuadernas de contorno. Las cargas típicas soportadas por estos elementos estructurales se resumen en la figura 2, donde M se refiere al momento, V a la carga vertical y H a la carga horizontal.
- Como se puede observar en la figura 2, las cuadernas junto con el revestimiento actúan como vigas curvas, soportando principalmente cargas axiales (en la dirección circunferencial) en los elementos más extremos de la sección transversal (revestimiento y rebordes interiores), y con el alma soportando cargas de cizalladura principalmente. La imagen de la
- 25 derecha corresponde al diagrama de fuerzas.
- La figura 3 muestra una cuaderna de la técnica anterior con tacos remachados al alma de la estructura y a los larguerillos.
- La figura 4 muestra una realización de un casco 2 de fuselaje con cuadernas 1 según la invención. El casco 2 de fuselaje comprende un revestimiento 3, larguerillos longitudinales 4 y cuadernas transversales 1, estando las cuadernas 1 unidas a la cara interior del revestimiento 3. Las cuadernas 1 de la figura 4 tienen una configuración según la invención, y las
- 30 figuras 5 a 11 muestran algunas realizaciones de secciones de las mismas. La figura 5, por ejemplo, muestra una sección de una cuaderna 1 de la invención, ensamblada con un revestimiento 3 y unos larguerillos 4.
- Las cuadernas 1 mostradas en la figura 4 comprenden:
- una pluralidad de secciones 5 (como la mostrada en la figura 5), estando las secciones separadas por huecos intermedios correspondientes a la posición de los larguerillos 4 en el fuselaje, teniendo cada sección una configuración multicelda constituida por varios elementos modulares 6 de material compuesto dispuestos en la dirección transversal del fuselaje,
 - 35 y
 - una tapa interior continua 7 sobre la parte superior de las secciones 5 y los huecos intermedios.
- La tapa interior 7 es un elemento estructural continuo, preferentemente una banda continua colocada sobre las secciones y los huecos intermedios, y puede tener una forma circunferencial si el fuselaje tiene también una forma circunferencial.
- 40 Los elementos modulares 6 de la sección 5 de la cuaderna 1 pueden tener todos la misma forma o, alternativamente, algunos de ellos pueden tener una forma diferente.
- Como puede verse en la figura 6, la carga axial (circunferencial), como en la técnica anterior, es soportada por la tapa interior 7 (que actúa como el reborde interior de la cuaderna 1) y el revestimiento 3. Estos dos elementos (tapa interior 7 y revestimiento 3) están conectados por los elementos modulares 6 o celdas de la configuración multicelda, que
- 45 reaccionan al momento en torsión, como muestra la figura 6.
- Las celdas múltiples pueden obtenerse mediante diferentes diseños de preformas: en forma de C, tubos, en forma de omega, etc. Las figuras 7 a 10 muestran varias realizaciones de secciones de la cuaderna 1 de la invención, colocadas entre dos larguerillos omega, uno a cada lado.
- La figura 7 incluye varios elementos modulares 6 en forma de C.

- 5 La figura 8 incluye varios elementos modulares 6 con sección longitudinal de forma rectangular (o forma de tubo).
La figura 9 incluye algunos elementos modulares 6 con sección longitudinal con forma de línea poligonal abierta.
La figura 10 incluye varios elementos modulares 6 con forma de omega.
- La figura 11 muestra una realización de una sección de la cuaderna 1 de la invención, colocada entre dos larguerillos 4 en I, uno a cada lado. En esta realización, algunos de los elementos modulares 6 tienen forma rectangular y otros tienen forma cuadrada.
- 10 Como se muestra en las figuras 12 y 13, la sección transversal puede ser de anchura variable, por lo que el diseño puede ampliarse en algunas zonas si es necesario.
- La figura 14 muestra ejemplos de diferentes tipos de uniones entre los larguerillos 4 y los elementos modulares 6 de la sección de la cuaderna 1.
- 15 También hay que tener en cuenta la unión de los elementos modulares 6 entre sí y con la tapa interior 7 y el revestimiento 3. La superficie exterior de los elementos modulares 6 está unida al revestimiento 3 (directamente o a través del elemento de conexión 8), y la superficie interior de los elementos modulares 6 está unida a la tapa interior 7. Con el fin de realizar una pieza continua, las uniones pueden ser co-curadas o co-unidas.
- 20 Los elementos modulares 6 pueden ser fabricados por separado, luego unidos entre sí y con el fuselaje, y se puede dar un curado final para obtener una pieza continua.
- Al menos una sección 5 de la cuaderna 1 puede comprender adicionalmente un elemento de conexión 8 entre los elementos modulares 6 y el revestimiento 3 del casco de fuselaje 2. Estos elementos de conexión 8 pueden dar continuidad a los rebordes de los larguerillos 4. En las realizaciones de las figuras 7 y 8 los elementos de conexión 8 pueden ser eliminados, de manera que los elementos modulares 6 serían más altos y podrían estar en contacto directo con el revestimiento 3.
- 25 La estandarización de los elementos modulares 6 (es decir, la posibilidad de tener elementos modulares del mismo tamaño y forma) aporta varias ventajas. Por ejemplo, permite tener una superficie continua entre los larguerillos 4 en la que colocar los elementos modulares 6, lo que facilita su diseño y montaje. Por ejemplo, en la figura 10 los elementos modulares 6 de sección omega (sección trapezoidal) pueden montarse en la disposición indicada para adaptarse al espacio entre los larguerillos 4.
- 30 El casco 2 de fuselaje de una aeronave según la invención comprende un revestimiento 3, larguerillos longitudinales 4 y cuadernas transversales 1 (véase la figura 4). Estas cuadernas 1 pueden ser de cualquiera de las formas de realización descritas anteriormente.
- 35 Preferentemente, el revestimiento 3, los larguerillos 4 y las cuadernas 1 se fabrican en un proceso de fabricación de una sola vez, formando una sola pieza. De este modo, los elementos modulares 6 y la tapa interior 7 forman una sola pieza con el revestimiento 3 y los larguerillos 4, lo que es claramente ventajoso respecto a la técnica anterior.
- Aunque la presente invención se ha descrito en su totalidad en relación con las realizaciones preferidas, es evidente que pueden introducirse modificaciones dentro del alcance de la misma, no considerándose este limitado por dichas realizaciones, sino por el contenido de las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

- 5 1.- Casco (2) de fuselaje para aeronave, que comprende un revestimiento (3), larguerillos (4) longitudinales y cuadernas (1) transversales, caracterizado por que las cuadernas (1) comprenden una pluralidad de secciones (5), estando las secciones (5) separadas por huecos intermedios correspondientes a la posición de los larguerillos (4) en el fuselaje, teniendo cada sección (5) una configuración multicelda constituida por varios elementos longitudinales modulares (6) de material compuesto dispuestos en la dirección transversal del fuselaje, y por que las cuadernas (1) comprenden además una tapa interior (7) sobre la parte superior de las secciones (5) y los huecos intermedios.
- 10 2.- Casco (2) de fuselaje para aeronave, según la reivindicación 1, en la que la tapa interior (7) sobre la parte superior de las secciones (5) y los huecos intermedios es una banda.
- 3.- Casco (2) de fuselaje para aeronave, según la reivindicación 2, en la que la banda tiene una forma circunferencial.
- 15 4.- Casco (2) de fuselaje para aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que todos los elementos modulares (6) tienen la misma forma.
- 5.- Casco (2) de fuselaje para aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que los elementos modulares (6) tienen una sección longitudinal rectangular.
- 20 6.- Casco (2) de fuselaje para aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que los elementos modulares (6) tienen una sección longitudinal en forma de omega.
- 7.- Casco (2) de fuselaje para aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en el que no todos los elementos modulares (6) tienen la misma forma.
- 8.- Casco (2) de fuselaje para aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en el que al menos algunos de los elementos modulares (6) tienen una sección longitudinal en forma de C.
- 25 9.- Casco (2) de fuselaje para aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que al menos algunos de los elementos modulares (6) tienen una sección transversal de anchura constante.
- 10.- Casco (2) de fuselaje para aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, en el que al menos algunos de los elementos modulares (6) tienen una sección transversal de anchura variable.
- 30 11.- Casco (2) de fuselaje para aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, en el que al menos una sección (5) comprende adicionalmente un elemento de conexión (8) entre los elementos modulares (6) y el revestimiento (3) del casco (2) de fuselaje.
- 12.- Casco (2) de fuselaje para aeronave, según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11, en el que el revestimiento (3), los larguerillos (4) y las cuadernas (1) se fabrican en un proceso de fabricación de una sola vez, formando una sola pieza.

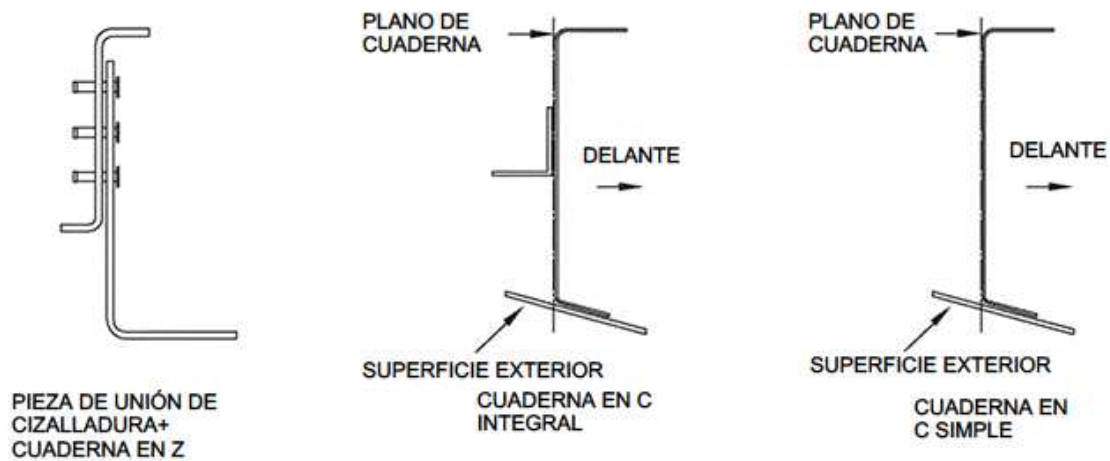


FIG. 1- TÉCNICA ANTERIOR

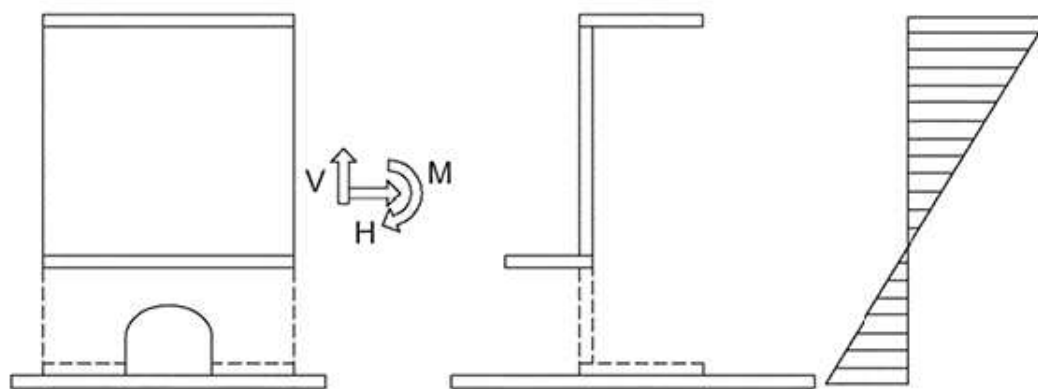


FIG. 2- TÉCNICA ANTERIOR

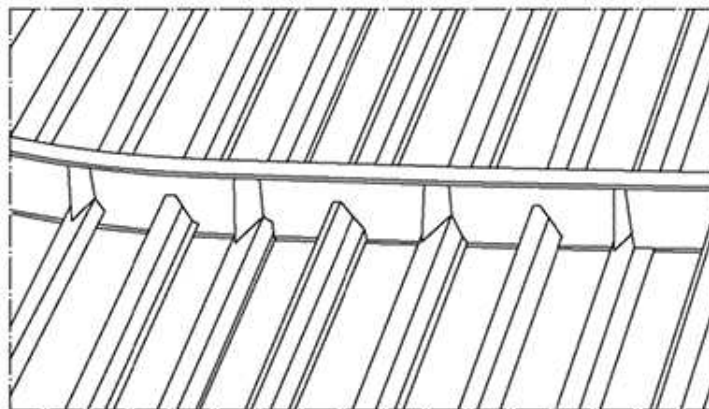


FIG. 3- TÉCNICA ANTERIOR

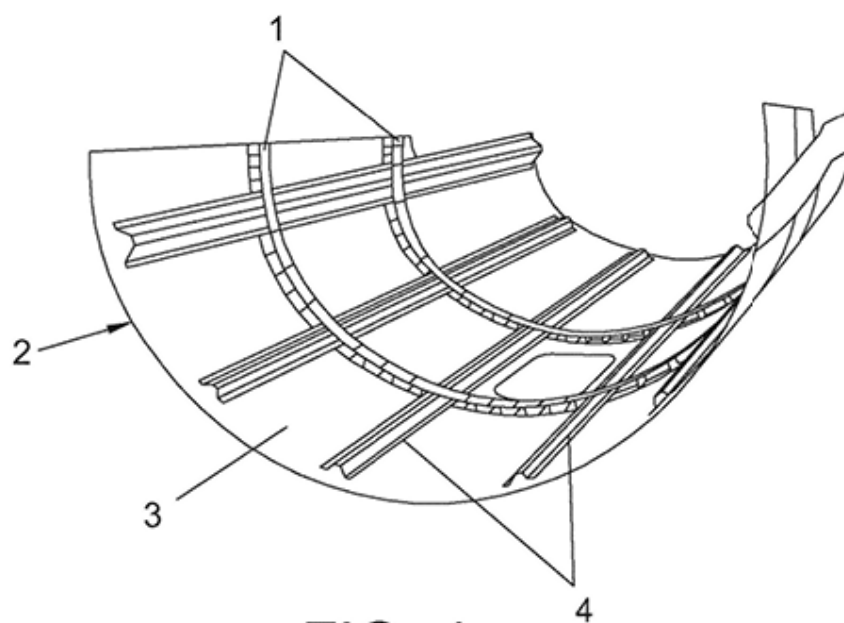


FIG. 4

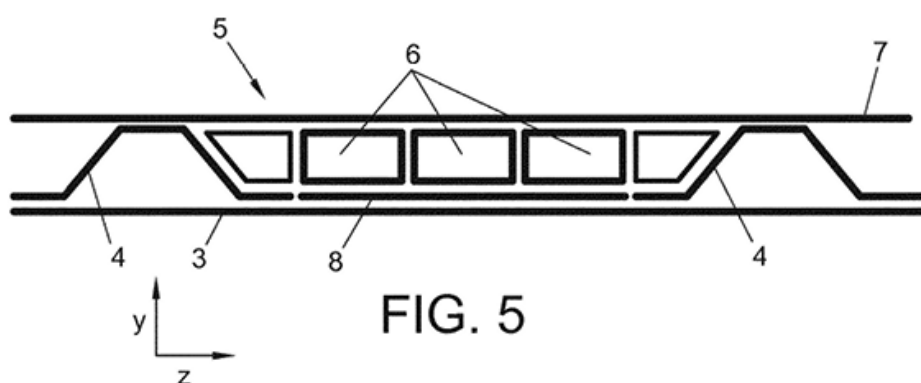


FIG. 5

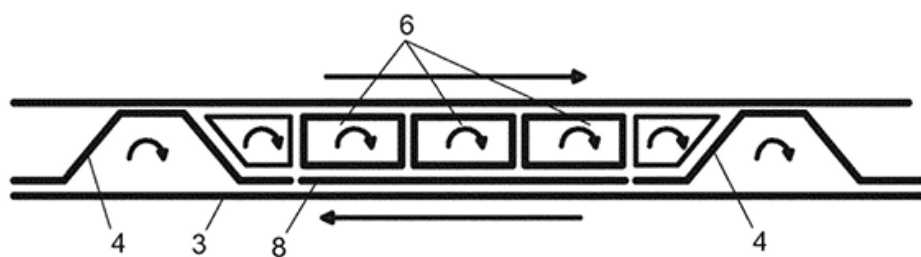


FIG. 6

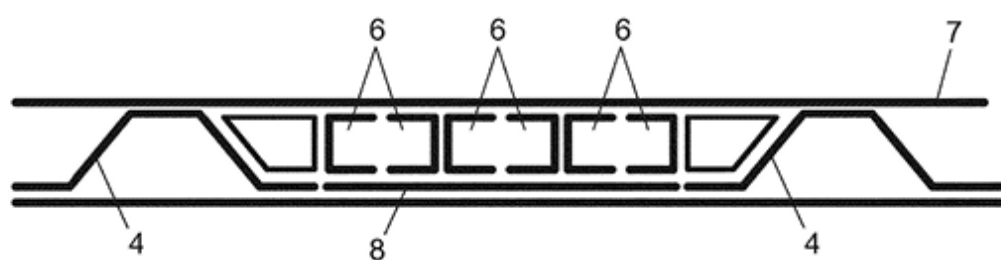


FIG. 7

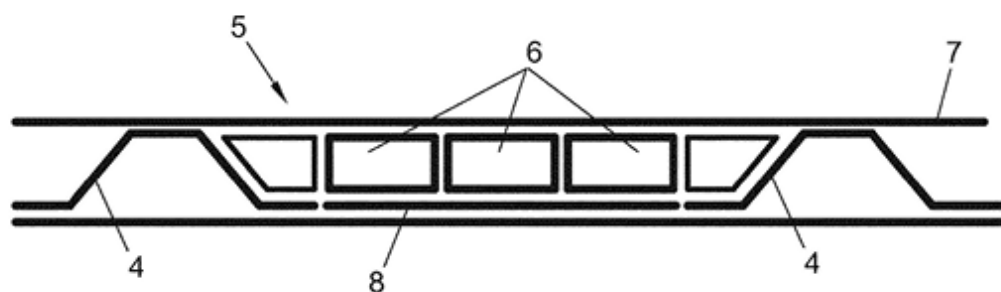


FIG. 8

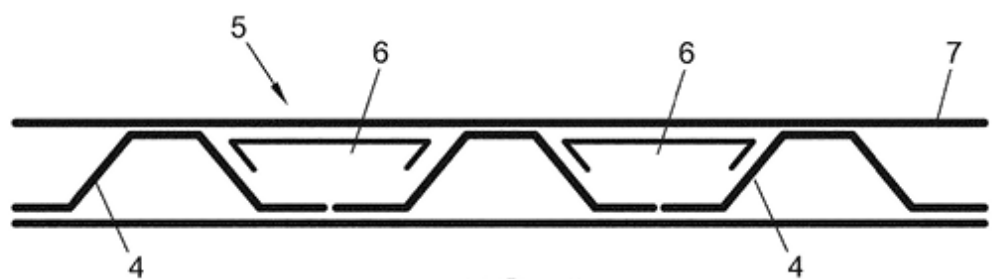


FIG. 9

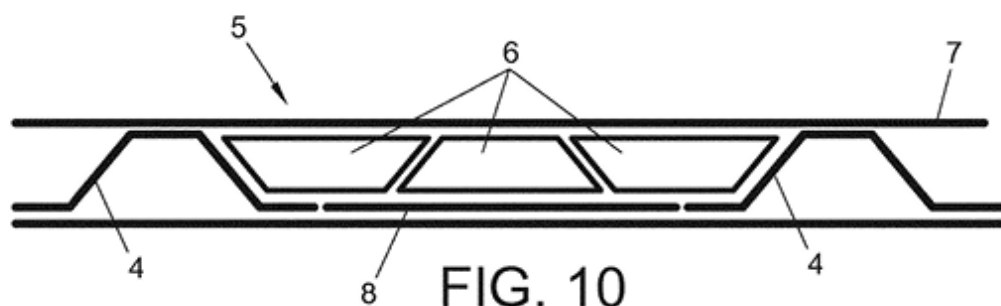


FIG. 10

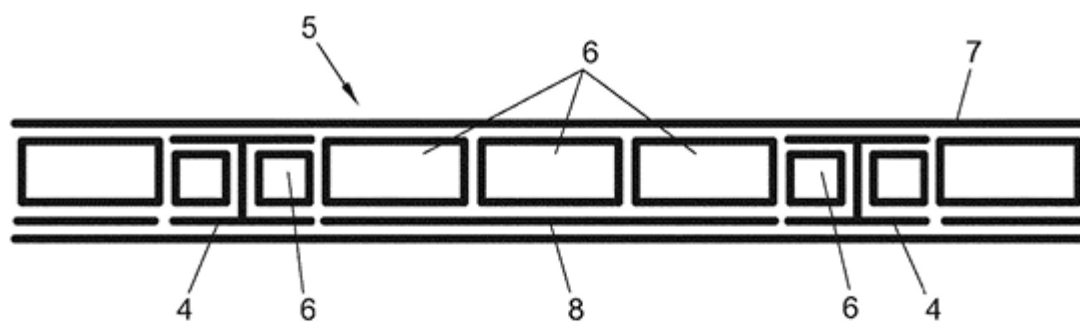


FIG. 11

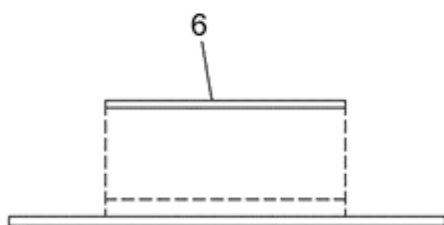


FIG. 12

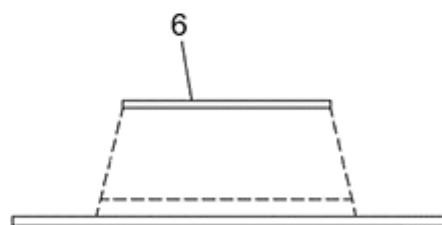


FIG. 13

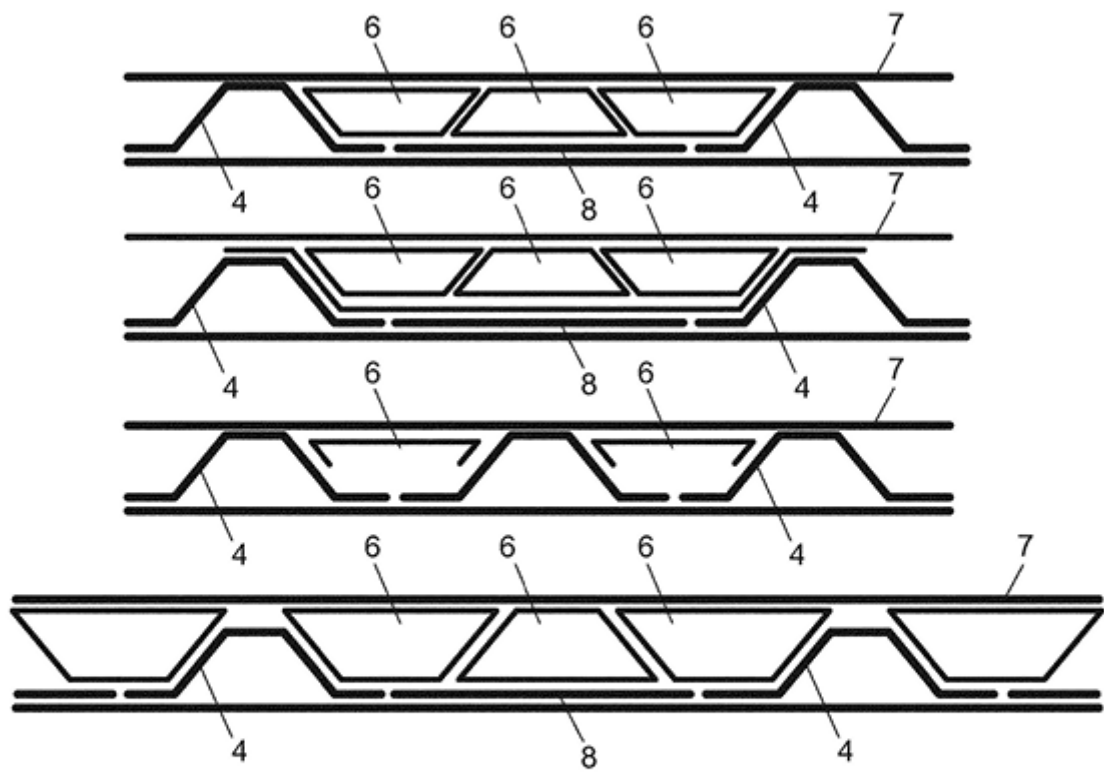


FIG. 14