

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 564 837**

51 Int. Cl.:

**B32B 5/12** (2006.01)  
**B64C 1/12** (2006.01)  
**B32B 5/26** (2006.01)  
**B32B 5/28** (2006.01)  
**B32B 27/04** (2006.01)  
**B29C 70/20** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **04.03.2010 E 10707416 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **02.03.2016 EP 2406071**

54 Título: **Estructuras compuestas que emplean laminados cuasi-isótropos**

30 Prioridad:

**10.03.2009 US 401541**

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

**29.03.2016**

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)  
100 North Riverside Plaza  
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**DAN-JUMBO, EUGENE A.;  
KELLER, RUSSELL L. y  
WESTERMAN, EVERETT A.**

74 Agente/Representante:

**UNGRÍA LÓPEZ, Javier**

**ES 2 564 837 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

Estructuras compuestas que emplean laminados cuasi-isótropos

### 5 Campo técnico

La presente divulgación se refiere, en general, a estructuras compuestas, y se ocupa más especialmente de un laminado de material compuesto reforzado con fibras que presenta propiedades cuasi-isótropas útiles en la detención de la propagación de grietas, especialmente en armazones de aeronave de material compuesto unificados.

### Antecedentes

Habitualmente, los armazones de aeronave se han fabricado de diversos tipos de metales, tales como el aluminio o el titanio, o una combinación de metales y materiales compuestos. Una ventaja de los armazones de aeronave de metal es que el metal es sustancialmente isótropo y, por lo tanto, presenta propiedades tales como el módulo que puede ser sustancialmente el mismo en todas las direcciones.

La tendencia a usar componentes de material compuesto ligeros y muy resistentes para construir armazones de aeronave ha presentado varios problemas nuevos. Uno de estos problemas se deriva de la naturaleza anisótropa de los laminados de material compuesto que se refuerzan con fibras unidireccionales. Debido a la resistencia a la tracción de las fibras, estos laminados pueden ser más resistentes en la dirección de las fibras que en la dirección transversal a las fibras. En consecuencia, los laminados de material compuesto anisótropos pueden transferir cargas de una manera diferente que los materiales isótropos, tales como el metal.

Debido a la naturaleza anisótropa de los laminados reforzados con fibras, las grietas y/o la deslaminación en tales laminados pueden tender a propagarse en la dirección de las fibras. En el caso de un revestimiento de fuselaje, por ejemplo, y sin limitaciones, las grietas y/o la deslaminación en el laminado pueden propagarse longitudinalmente a menos que, y hasta que, se detengan. Puede ser especialmente importante para detener las grietas y/o la deslaminación en armazones de aeronave unidos de material compuesto completamente unificados que no se basan en elementos de sujeción mecánicos unir un revestimiento de material compuesto a unos elementos de refuerzo de material compuesto tales como armazones y rigidizadores. En consecuencia, existe una necesidad de un laminado de material compuesto que presente, al menos, propiedades cuasi-isótropas que puedan emplearse ventajosamente en los armazones de aeronave para detener y/o redirigir la propagación de las grietas y/o la deslaminación en el laminado.

El documento US 3.995.080 divulga un método de fabricación de estructuras resistentes y ligeras para cargas anisótropas que han mejorado la resistencia a un desprendimiento incipiente.

El documento US 2006/0060705 divulga unas secciones de fuselaje de una aeronave que tienen unos paneles que comprenden rigidizadores y revestimientos de material compuesto.

### Sumario

La presente invención proporciona un método de construcción de un armazón de aeronave de material compuesto de acuerdo con la reivindicación 1.

La puesta en práctica del método de la presente invención produce un laminado de material compuesto que se refuerza con fibras unidireccionales, pero que presenta propiedades cuasi-isótropas. La naturaleza cuasi-isótropa del laminado se deriva de la secuencia en la que las orientaciones de capas se apilan durante la laminación. Las orientaciones de las capas o grupos adyacentes de capas adyacentes se seleccionan para proporcionar una cantidad deseada de desajuste del coeficiente de Poisson de las capas adyacentes. Por ejemplo, en una realización, la diferencia o desajuste en el coeficiente de Poisson entre las capas adyacentes puede estar en el intervalo de aproximadamente el 15 al 40 %. Como resultado de la naturaleza cuasi-isótropa del laminado provocada por el desajuste en el coeficiente de Poisson de las capas adyacentes, una grieta y/o una deslaminación pueden detenerse redirigiendo o girando la grieta/deslaminación. Redirigiendo la trayectoria de propagación de la grieta/deslaminación, puede evitarse la progresión de la grieta/deslaminación hacia las juntas de unión en el armazón de aeronave.

De acuerdo con el método de la presente invención, se construye un armazón de aeronave de material compuesto. El armazón de aeronave puede incluir al menos un rigidizador que se corresponde con un elemento de armazón de material compuesto y un revestimiento de material compuesto unido al rigidizador. El revestimiento incluye unas capas apiladas de material compuesto reforzadas con fibras unidireccionales donde cada una de las capas tiene una orientación de fibra. Las capas se apilan en una secuencia de orientaciones de fibras que modifican la propagación de una grieta en el revestimiento que se aproxima al rigidizador. El rigidizador puede ser un laminado de material compuesto, y el revestimiento puede unirse al rigidizador mediante una unión adhesiva.

La presente invención satisface la necesidad de un laminado de material compuesto que tiene propiedades cuasi-isótropas útiles en la detención de la propagación de grietas, especialmente en armazones de aeronave de material compuesto completamente unificados.

**5 Breve descripción de las ilustraciones**

La figura 1 es una ilustración en perspectiva de un armazón de aeronave de material compuesto completamente unificado que emplea laminados cuasi-isótropos.

La figura 2 es una ilustración del área indicada como "A" en la figura 1.

10 La figura 3 es una ilustración de una vista en sección tomada a lo largo de la línea 3-3 en la figura 1.

La figura 4 es una ilustración del área indicada como "B" en la figura 3.

La figura 5 es una ilustración de una vista en sección, en perspectiva, tomada a lo largo de la línea 5-5 en la figura 2.

La figura 6 es una ilustración de una grieta redirigida que da como resultado el aleteo del revestimiento.

15 La figura 7 es una ilustración de una vista en perspectiva de cuatro grupos de capas de material compuesto que muestran una típica secuencia de apilamiento por laminación que dota al laminado resultante de propiedades cuasi-isótropas.

La figura 8 es una ilustración de una gráfica de la diferencia en el coeficiente de Poisson entre capas adyacentes en función de la diferencia en la orientación de fibra angular de las capas adyacentes.

20 La figura 9 es una ilustración de un diagrama de flujo que muestra las etapas de un método de fabricación de una estructura compuesta que emplea un laminado que presenta propiedades cuasi-isótropas.

La figura 10 es una ilustración de un diagrama de flujo de la metodología de producción y de servicio de aeronaves.

La figura 11 es una ilustración de un diagrama de bloques de una aeronave.

25

**Descripción detallada**

Haciendo referencia en primer lugar a las figuras 1 y 2, las realizaciones divulgadas se refieren, en general, a un laminado de material compuesto cuasi-isótropo 18 que puede usarse, por ejemplo, y sin limitaciones, para fabricar componentes de un armazón de aeronave 20 de una aeronave (no mostrada). El armazón de aeronave 20 puede incluir, sin limitaciones, un revestimiento de material compuesto externo 22 unido a unos elementos de armazón generalmente circulares 24 y reforzado por unos rigidizadores longitudinales 26. Los elementos de armazón 24 están espaciados a lo largo del eje longitudinal 30 del armazón de aeronave 20 y proporcionan un refuerzo del revestimiento 22 en la dirección circunferencial. Los rigidizadores 26, denominados a veces largueros, están espaciados circunferencialmente alrededor del armazón de aeronave 20 y funcionan para fortalecer el armazón de aeronave 20, incluyendo el revestimiento 22 en la dirección longitudinal. El interior 25 del armazón de aeronave 20 puede presurizarse, lo que da como resultado una fuerza circunferencial hacia fuera que se ejerce sobre el revestimiento 22, como se indica por la flecha 28.

30

35

40

45

50

Haciendo referencia a la figura 3, en el ejemplo ilustrado, cada uno de los elementos de armazón 24 puede ser de una construcción unitaria de una sola pieza fabricada a partir de laminados de material compuesto tales como epoxi de fibra de carbono. Los elementos de armazón 24 comprenden unas pestañas interna y externa 42, 44, respectivamente, conectadas por una tira 40. Aunque los elementos de armazón ilustrados 24 están formados de materiales compuestos, los elementos de armazón 24 pueden formarse de otros materiales, incluyendo metales, tales como, sin limitaciones, el aluminio. Además, aunque no se ilustra en los dibujos, los elementos de armazón 24 pueden comprender múltiples piezas, incluyendo, por ejemplo, y sin limitaciones, un componente de armazón (no mostrado), una grapa de corte (no mostrada) y una correa de desgarros (no mostrada). Las pestañas externas 44 de los armazones de material compuesto 24 pueden unirse por adhesivo al revestimiento 22. De manera similar, los largueros 26 también pueden unirse por adhesivo al revestimiento 22, lo que da como resultado un armazón de aeronave unido de material compuesto completamente unificado 20 que es resistente y ligero.

55

60

Haciendo referencia a las figuras 3 y 4, el revestimiento 22 formado por el laminado de material compuesto cuasi-isótropo 18 puede comprender unos grupos 48, 50, 52 de capas 46 que comprenden un polímero reforzado con fibras unidireccionales, tal como el epoxi de fibra de carbono. Todas las capas 46 en cada uno de los grupos de capas 48, 50, 52 pueden tener la misma orientación de fibra. En una realización ejemplar, el grupo de capas 48 puede comprender 44 capas 46 que tienen una orientación de 0 grados sustancialmente alineada con el eje longitudinal 30 (figura 1) del armazón de aeronave 20, el grupo de capas 50 puede comprender 44 capas 46 de una orientación de +45 grados, y el grupo de capas 52 puede comprender 16 capas 46 que tienen una orientación de 90 grados.

65

El número de capas 46 que forman el laminado 18 y sus orientaciones puede variar, dependiendo de una diversidad de factores, incluyendo, sin limitaciones, la aplicación específica. Sin embargo, como se tratará a continuación con más detalle, la secuencia de apilamiento de las orientaciones de capas se selecciona de una manera que da como resultado que el laminado 18 presente propiedades cuasi-isótropas. El término "isótropo" hace referencia a las propiedades de un material que son sustancialmente idénticas en todas las direcciones. Por el contrario, "anisótropo" hace referencia a las propiedades de un material, tales como la resistencia, que dependen de la dirección de una

carga aplicada. Las capas individuales 46 que se refuerzan con fibras unidireccionales son sustancialmente anisótropas porque el módulo de la capa es mayor a lo largo de la longitud de las fibras que el módulo en una dirección transversal a la dirección de las fibras. En contraste con la naturaleza anisótropa de las capas individuales 46, la diferencia entre los módulos longitudinal y transversal del laminado 18 puede reducirse sustancialmente usando una secuencia de apilamiento de orientaciones de capas específica. La secuencia de apilamiento seleccionada hace que el laminado 18 sea menos anisótropo y más próximo a isotropo, una condición que en el presente documento se denomina "cuasi-isótropo".

La naturaleza cuasi-isótropa del laminado de material compuesto 18 puede ser ventajosa en el tratamiento de grietas en el laminado 18. Para facilitar la descripción, se pretende que "grieta" y "grietas", tal como se usan en el presente documento, incluyan una diversidad de inconsistencias en el laminado 18 que pueden estar más allá de las tolerancias de diseño y que pueden crecer o propagarse en tamaño, incluyendo, sin limitaciones, las separaciones en las capas 46 y las grietas que pueden extenderse a través de más de una de las capas 46.

El tratamiento de grietas puede incluir cualquiera de varias técnicas, incluyendo la detención de la grieta para evitar su propagación continua y/o guiar o girar la grieta a medida que se propaga. La grieta puede girar en una serie de direcciones, lo que, en última instancia, da como resultado una detención o una liberación controlada de la energía tensional que mantiene sustancialmente la integridad estructural del revestimiento 22. Por ejemplo, haciendo referencia a las figuras 1, 2 y 5, una grieta 32 en el laminado 18 puede comenzar en un punto específico 36 del revestimiento 22 debido a cualquiera de una diversidad de razones, y puede propagarse longitudinalmente en la dirección de las flechas 35 hacia uno de los elementos de armazón 24. Debido en gran parte a la naturaleza anisótropa de las capas individuales 46, la grieta 32 puede tener una tendencia a seguir propagándose sustancialmente de manera longitudinal hacia y sobre el elemento de armazón 24. Sin embargo, debido a la naturaleza cuasi-isótropa del laminado de material compuesto 18, a medida que la grieta 32 se acerca al elemento de armazón 24, la grieta 32 gira o se desvía, como se muestra por la flecha 35, y continúa circunferencialmente hasta que su propagación se detiene finalmente en 34.

La intensidad de la tensión que hace que se propague la grieta 32 disminuye a medida que la punta (no mostrada) de la grieta 32 se acerca al elemento de armazón 24. Esta disminución en la intensidad de la tensión se debe al hecho de que parte de la carga se desplaza del revestimiento 22 al elemento de armazón 24. Esta disminución en la intensidad de la tensión, que es en gran medida por el corte, junto con una reducción de la tensión en la dirección circunferencial resultante de la presencia del elemento de armazón 24, hace que la grieta gire y se redirija desde la dirección longitudinal a la dirección circunferencial.

En escenarios de propagación de grietas más graves, después de que la grieta 32 gira y progresa circunferencialmente como se muestra en 35, la tensión que actúa sobre la grieta 32 está sustancialmente en un modo de apertura o de tracción 47 (figura 5), en lugar de en un modo de corte 49 (figura 5), lo que finalmente da como resultado un fenómeno denominado "aleteo" que se ilustra en la figura 6. El aleteo es el resultado de que la grieta 32 penetra hacia arriba a través de un número de las capas 46 en la superficie externa 38 del revestimiento 22, haciendo que las capas se desgarren parcialmente lejos del revestimiento 22 y formen una o más aletas 34. El aleteo del revestimiento 22 descarga las restantes tensiones que hacen que se propague la grieta 32, deteniendo de este modo la grieta 32 antes de un mayor crecimiento. En algunos casos, cuando la tensión que impulsa la propagación de la grieta 32 es especialmente alta, el aleteo puede producirse tanto en la superficie externa 38 como en la superficie interna 38a (figuras 3 y 5), lo que da como resultado una abertura (no mostrada) en el revestimiento 22 que permite una despresurización controlada del espacio presurizado dentro del armazón de aeronave 20.

La naturaleza cuasi-isótropa del laminado 18 que facilita el uso de diversas técnicas de detención de grietas, tales como las que se han descrito anteriormente, se hace posible a través del uso de una secuencia de apilamiento de capas, y en este sentido, se hace referencia a continuación a la figura 7. El laminado 18 se forma laminando una pila 58 de capas que habitualmente pueden disponerse en grupos de capas 60, 62, 64, 66 que contienen cada una de las mismas una o más capas 46 de una orientación similar. En la figura 7, la orientación de capas, indicada por el número 68, se corresponde con la orientación de las fibras de refuerzo unidireccionales en la capa 46. En el ejemplo ilustrado, el grupo de capas 66 tiene una orientación de 90 grados en un sistema de coordenadas bidimensional 94 del armazón de aeronave 20 en el que el eje x está alineado con el eje longitudinal 30 del armazón de aeronave 20 (figura 1). El grupo de capas 64 tiene una orientación de 0 grados 68. Los grupos de capas 60 y 62 tienen unas orientaciones de capas 68 de +45 grados y -45 grados, respectivamente. Las orientaciones de capas y la secuencia de apilamiento de los grupos de capas 60, 62, 64, 66 se seleccionan de una manera que da como resultado al menos un nivel seleccionado de desajuste en el coeficiente de Poisson de los adyacentes de los grupos de capas 60, 62, 64, 66. Por ejemplo, y sin limitaciones, la diferencia en el coeficiente de Poisson para el grupo de capas 60 puede diferir del coeficiente de Poisson para el grupo de capas 62 en al menos un valor preseleccionado que representa un desajuste entre los dos coeficientes.

El coeficiente de Poisson es la relación de la deformación de contracción relativa, o deformación transversal normal para la carga aplicada, con la deformación de extensión relativa, o deformación axial en la dirección de la carga aplicada. El coeficiente de Poisson puede expresarse como:



así sucesivamente). Los laminados cuasi-isótropos pueden usarse mientras que la aeronave 92 está en servicio 104 para volver a trabajar las áreas de la aeronave 92.

5 Cada uno de los procesos del método 90 puede realizarse o llevarse a cabo por un integrador de sistemas, un tercero, y/o un operario (por ejemplo, un cliente). Para los fines de esta descripción, un integrador de sistemas puede incluir, sin limitaciones, cualquier número de fabricantes de aeronaves y subcontratistas del sistema principal; un tercero puede incluir, sin limitaciones, cualquier número de vendedores, subcontratistas y proveedores; y un operario puede ser una compañía aérea, una empresa de leasing, un organismo militar, una organización de servicios, y así sucesivamente.

10 Como se muestra en la figura 11, la aeronave 92 producida por el método ejemplar 90 puede incluir un armazón de aeronave 108 con una pluralidad de sistemas 110 y un interior 112. Los laminados cuasi isotropos pueden usarse en diversos componentes del armazón de aeronave 108. Ejemplos de sistemas de alto nivel 110 incluyen uno o más de un sistema de propulsión 114, un sistema eléctrico 116, un sistema hidráulico 118, y un sistema ambiental 120.  
15 Puede incluirse cualquier número de otros sistemas. Aunque se muestra un ejemplo aeroespacial, los principios de la divulgación pueden aplicarse a otras industrias, tales como la industria marítima y automovilística.

20 Los sistemas y los métodos incorporados en el presente documento pueden emplearse durante una cualquiera o más de las etapas del método de producción y de servicio 90. Por ejemplo, los componentes o subconjuntos correspondientes al proceso de producción 90 pueden fabricarse o manufacturarse de una manera similar a los componentes o subconjuntos producidos mientras que la aeronave 92 está en servicio. Además, una o más realizaciones del aparato, realizaciones del método, o una combinación de las mismas, pueden utilizarse durante las etapas de producción 98 y 100, por ejemplo, acelerando sustancialmente el montaje o reduciendo el coste de una aeronave 92. De manera similar, una o más realizaciones del aparato, realizaciones del método, o una combinación  
25 de las mismas, pueden utilizarse mientras que la aeronave 92 está en servicio, por ejemplo, y sin limitaciones, para el mantenimiento y servicio 106.

**REIVINDICACIONES**

1. Un método de construcción de un armazón de aeronave de material compuesto (20) que tiene un elemento de detención de grietas, donde el armazón de aeronave de material compuesto comprende un elemento de armazón de material compuesto (24) y un revestimiento de material compuesto (22) que incluye una pila de capas de material compuesto reforzadas con fibras unidireccionales (46) en una secuencia de orientaciones de capas que dotan al revestimiento de propiedades cuasi-isótropas, comprendiendo el método:
- 5
- 10     determinar un nivel de desajuste en los coeficientes de Poisson entre las capas adyacentes en la pila que dará como resultado que el revestimiento presente las propiedades cuasi-isótropas, donde el coeficiente de Poisson para cada capa es la relación de la deformación transversal normal para una carga aplicada con la deformación axial en la dirección de la carga aplicada, donde la deformación axial se mide en la dirección paralela al eje longitudinal del armazón de aeronave, y los coeficientes de Poisson difieren unos de otros en una cantidad en el intervalo del 15 al 40 %;
- 15     seleccionar una secuencia de orientaciones de capas que dará como resultado el nivel determinado de desajuste en los coeficientes de Poisson;
- fabricar el elemento de armazón de material compuesto;
- fabricar el revestimiento de material compuesto, incluyendo la laminación de la pila de capas de material compuesto reforzadas con fibras unidireccionales en la secuencia de orientaciones de capas que dotan al
- 20     revestimiento de propiedades cuasi-isótropas; y
- unir el elemento de armazón al revestimiento.

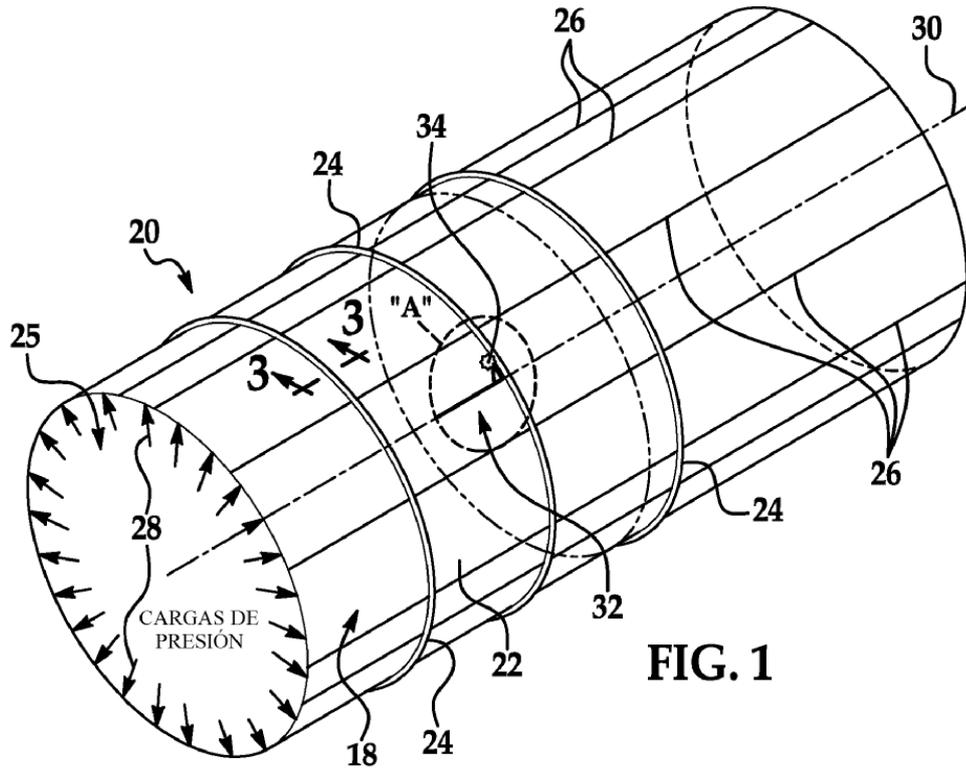


FIG. 1

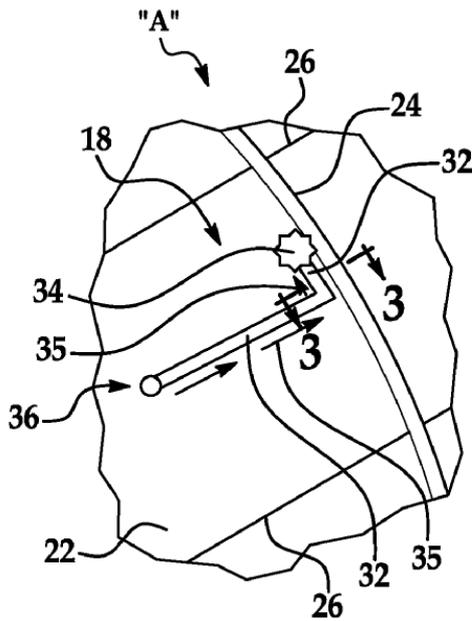


FIG. 2

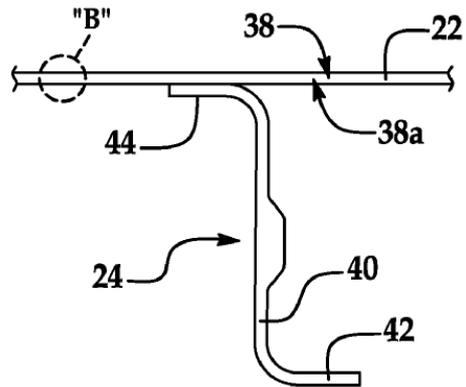


FIG. 3

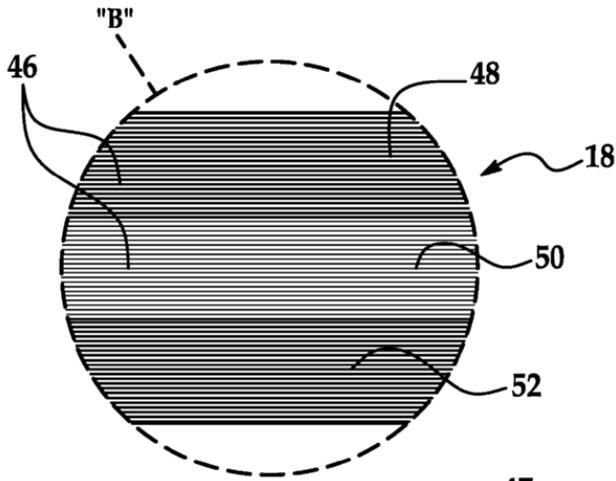


FIG. 4

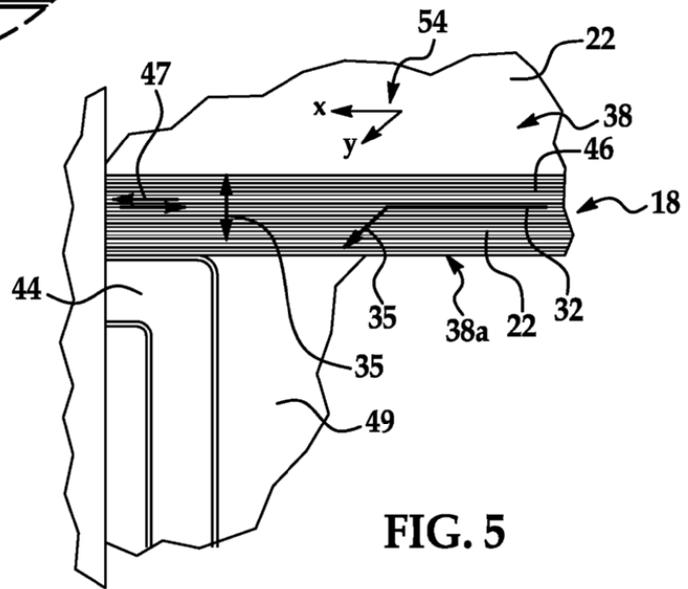


FIG. 5

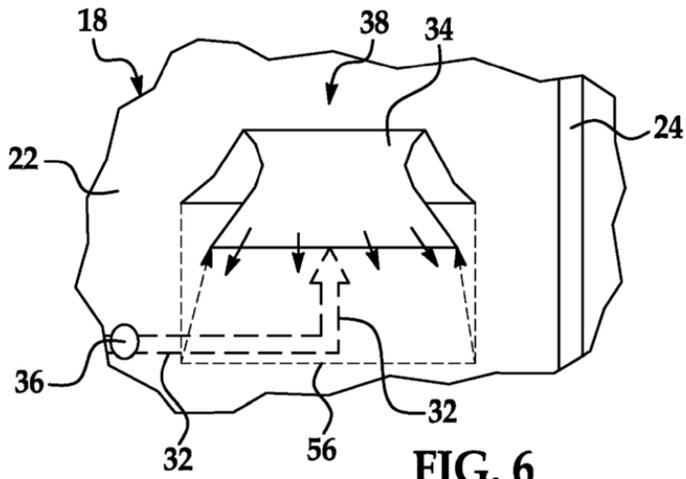


FIG. 6

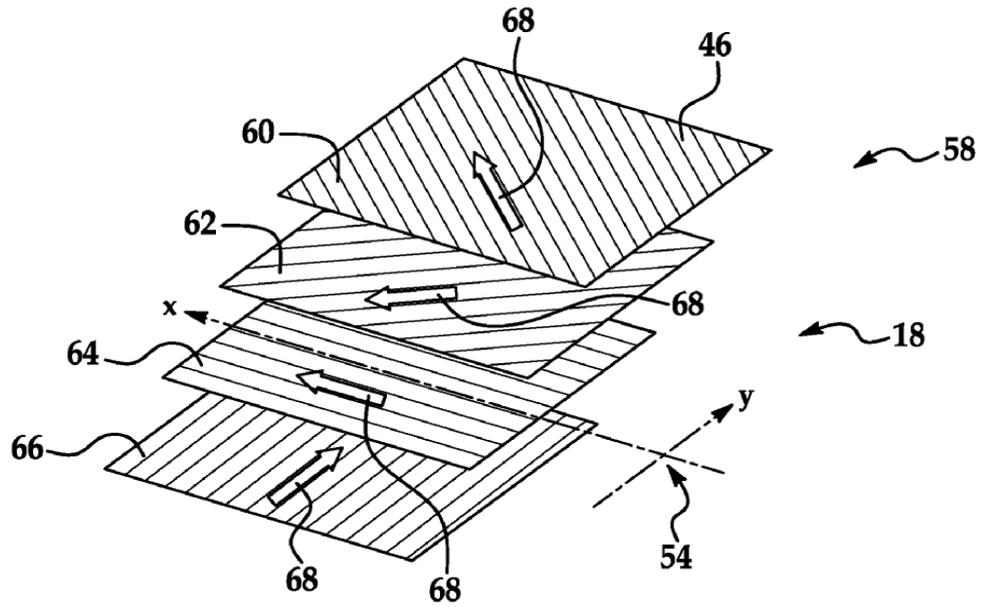


FIG. 7

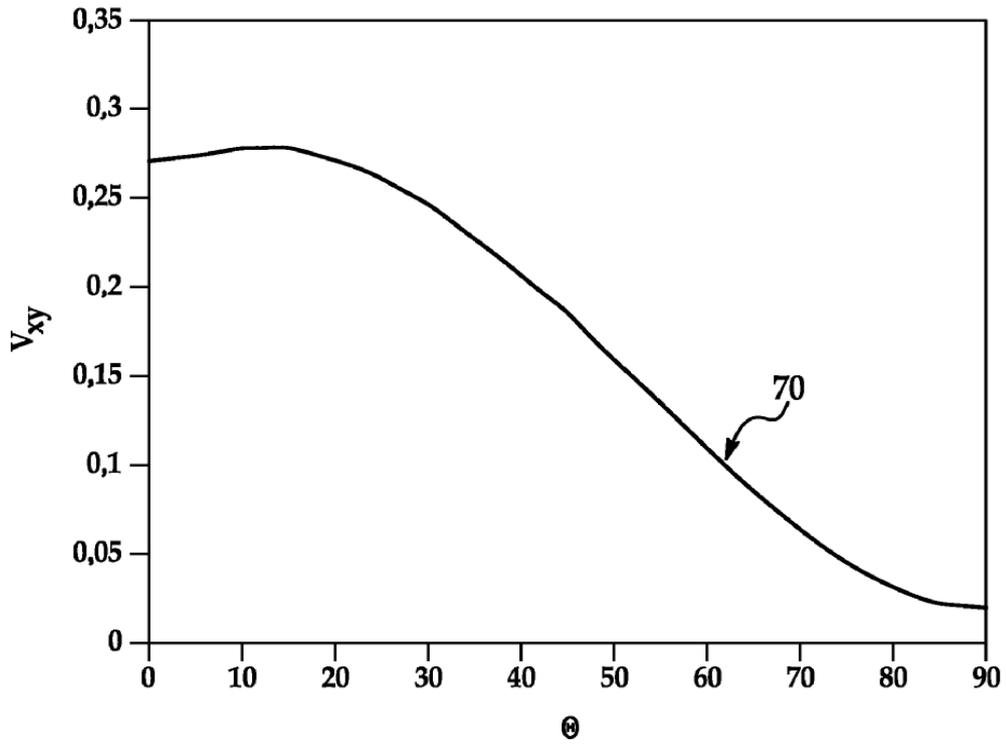
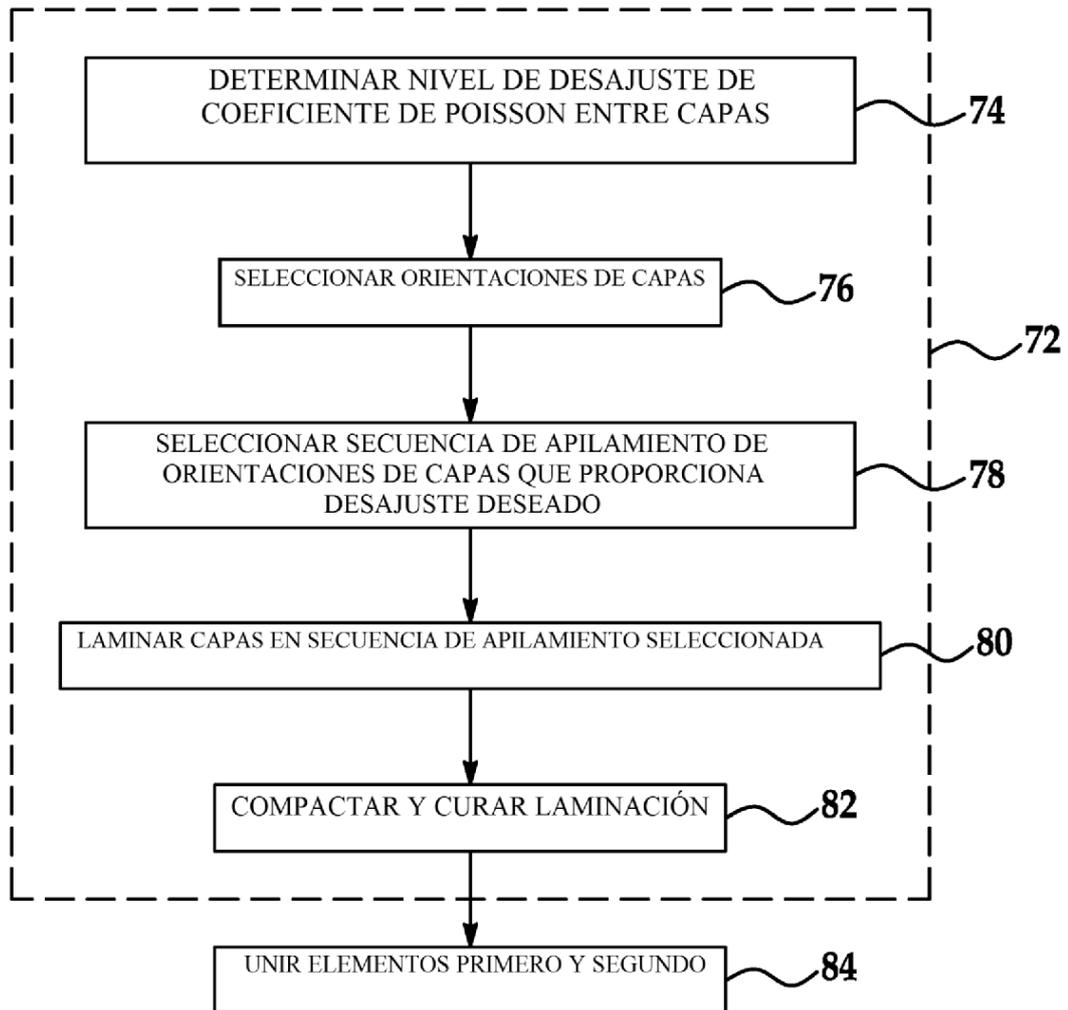


FIG. 8



**FIG. 9**

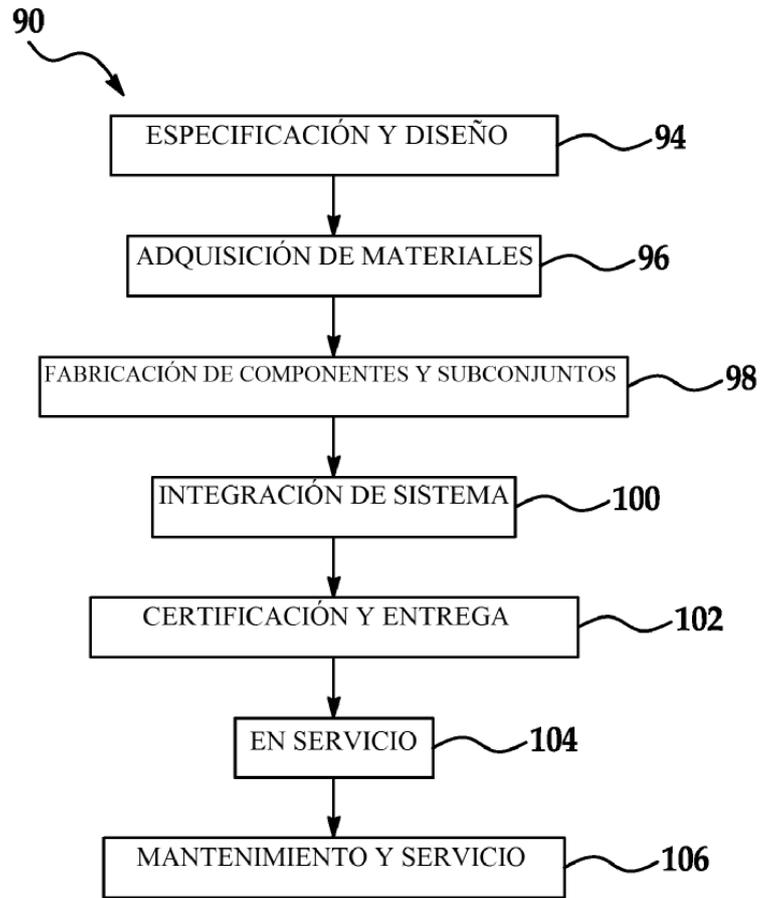


FIG. 10

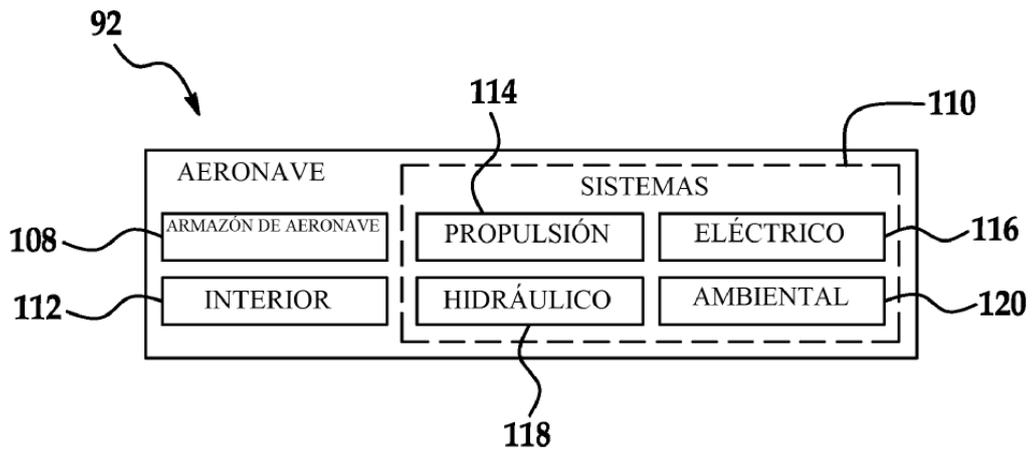


FIG. 11