

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 637 594**

51 Int. Cl.:

B64C 1/14 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **03.02.2012 PCT/US2012/023819**

87 Fecha y número de publicación internacional: **13.09.2012 WO12121825**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **03.02.2012 E 12703672 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **17.05.2017 EP 2681112**

54 Título: **Ventana en forma de rombo para un fuselaje metálico y/o de material compuesto**

30 Prioridad:

04.03.2011 US 201113041299

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

13.10.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

KISMARTON, MAX U.

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 637 594 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

Ventana en forma de rombo para un fuselaje metálico y/o de material compuesto

Campo

5 La presente divulgación se refiere, en general, a ventanas de aeronave y, más en concreto, a una forma de corte optimizada para un fuselaje de aeronave.

Antecedentes

10 Las aeronaves de pasajeros convencionales que se usan en la aviación comercial incluyen, por lo general, unas ventanas de pasajeros que están montadas a lo largo de los lados del fuselaje de aeronave. Por lo general, las ventanas que están orientadas en sentido lateral se disponen en una única fila en una hilera de ventanas que se extiende entre los extremos delantero y trasero a cada lado del fuselaje. Por lo general, cada ventana se monta en un corte de ventana que se forma en los lados.

15 Durante el servicio, la aeronave está sometida a una diversidad de cargas diferentes de una magnitud y una orientación diferentes. Por ejemplo, durante el vuelo, el peso de la aeronave y la carga útil de aeronave (por ejemplo, los pasajeros, el equipaje, la carga) son soportados por las alas de la aeronave. Durante un vuelo de crucero normal, el peso de la aeronave y la carga útil dan lugar a un momento de flexión sobre el fuselaje. El momento de flexión genera una carga de cizalladura en el plano a cada lado del fuselaje. La carga de cizalladura da como resultado unas componentes de tensión y de compresión de la carga de cizalladura en la región lateral y que están orientadas a aproximadamente 45 grados en relación con el eje longitudinal de la aeronave. La carga de cizalladura pasa a través de la hilera de ventanas que conecta la región de corona del fuselaje con la región de quilla del fuselaje.

20 Por lo general, las ventanas de aeronave convencionales tienen la forma de un óvalo y están separadas a lo largo del fuselaje de aeronave a una distancia de paso relativamente corta. Por lo general, la distancia de paso entre las ventanas se corresponde con la distancia entre cuadernas circunferenciales que, por lo general, están separadas a aproximadamente 56 - 61 cm (22 - 24 pulgadas) a lo largo del lado interior del revestimiento del fuselaje. La combinación de la distancia de paso relativamente corta y la forma de óvalo de las ventanas de aeronave convencionales da como resultado una trayectoria de cargas discontinua o retorcida para las cargas de cizalladura. A este respecto, las ventanas en forma de óvalo y la distancia de paso evitan que la carga de cizalladura pase en una línea recta entre las ventanas y, en su lugar, crean una discontinuidad en la trayectoria de cargas de cizalladura que fuerza a la carga de cizalladura a rodear cada ventana en forma de óvalo.

30 La trayectoria de cargas discontinua da como resultado unas concentraciones de esfuerzos a lo largo de los bordes de los cortes de ventana que requieren un aumento en cuanto al espesor de revestimiento en torno a los cortes para mantener el esfuerzo por debajo de los límites admisibles del material de revestimiento. El espesor de revestimiento aumentado aumenta el coste, la complejidad y el tiempo de producción de la aeronave. Además, el aumento en cuanto al peso debido al espesor de revestimiento aumentado reduce la capacidad de carga útil de la aeronave y aumenta el consumo de combustible.

35 Tal como se puede observar, existe en la técnica una necesidad de un corte de ventana que tenga una forma optimizada que mejore la trayectoria de cargas entre los cortes de ventana en las regiones laterales del fuselaje. Además, existe en la técnica una necesidad de una disposición que optimice el espesor de revestimiento en áreas adyacentes a los cortes de ventana.

40 El documento EP 1.375.339 divulga unas ventanas de aeronave que tienen una forma triangular, de rombo o elíptica para mejorar el campo de visión para los pasajeros de un intervalo aumentado de estaturas. En una realización, una ventana generalmente triangular tiene una forma que incluye unos segmentos laterales que están orientados en paralelo con respecto a al menos algunas de las fibras en la matriz de la estructura de material compuesto del fuselaje. En una realización separada, una ventana tiene forma de rombo.

Sumario

45 Las necesidades que se han indicado en lo que antecede que están asociadas con los cortes son abordadas de forma específica por la presente invención de acuerdo con las reivindicaciones independientes 1 que se dirige a un fuselaje de aeronave y 8 que se dirige a un método de formación de cortes en una región lateral de un fuselaje de este tipo. La invención de acuerdo con ambas reivindicaciones independientes se dirige a una sección de cuerpo cilíndrico de un fuselaje que tiene un revestimiento que está formado por material compuesto que tiene unas fibras de refuerzo que están embebidas en una matriz y un primer y un segundo corte yuxtapuestos, así como una trayectoria de cargas directa que se extiende de una forma sustancialmente continua desde una porción inferior de

la sección de cuerpo cilíndrico en general por debajo del primer corte hasta una porción superior de la sección de cuerpo cilíndrico en general por encima del segundo corte, y se caracteriza por que el primer y el segundo cortes tienen, cada uno, una forma en general de rombo que incluye un segmento lateral que está orientado generalmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas directa y por que al menos una porción de las fibras está orientada generalmente en paralelo con respecto al segmento lateral y se extiende desde una posición por debajo de un extremo inferior del primer corte hasta una posición por encima de un extremo superior del segundo corte. En una realización, la región lateral incluye un revestimiento que tiene un espesor de revestimiento nominal; incluyendo la región lateral una región de acolchado al menos en un área entre el primer y el segundo cortes; y siendo el espesor de revestimiento en la región de acolchado mayor que el espesor de revestimiento nominal. En una realización, el primer y el segundo cortes definen una garganta a la distancia más corta entre los mismos; y aumentando, en general, el espesor de revestimiento en la región de acolchado a lo largo de al menos una de una dirección desde la porción superior hacia la garganta y una dirección desde la porción inferior hacia la garganta. En una realización, al menos una porción de las fibras está orientada con un ángulo de aproximadamente 50 a 75 grados en relación con un eje longitudinal de la aeronave. En una realización, el primer y el segundo cortes tienen la forma de un rombo que tiene un eje mayor y un eje menor y el eje mayor está orientado dentro de +/- 20 grados de un eje circunferencial de la aeronave. En una realización, la forma de rombo tiene cuatro segmentos laterales; y estando orientado al menos uno de los segmentos laterales sustancialmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas. En otra realización, el fuselaje de aeronave incluye una sección de cuerpo cilíndrico que tiene al menos un panel lateral; un primer corte y un segundo corte que se forman en el panel lateral en una relación de yuxtaposición uno con respecto a otro; y una trayectoria de cargas directa que se extiende a lo largo de la sección de cuerpo cilíndrico, extendiéndose la trayectoria de cargas de una forma sustancialmente continua desde una porción inferior del panel lateral en general por debajo del primer corte hasta una porción superior del panel lateral en general por encima del segundo corte. En una realización del método, la región lateral incluye un revestimiento que tiene un espesor de revestimiento nominal, comprendiendo adicionalmente el método las etapas de incluir una región de acolchado en la región lateral al menos en un área entre el primer y el segundo cortes; y aumentar el espesor del revestimiento en la región de acolchado en relación con el espesor de revestimiento nominal. En una realización, el método comprende adicionalmente la etapa de formar el primer y el segundo cortes en la forma de un rombo que tiene un eje mayor y un eje menor. En una realización del método, la forma de rombo tiene cuatro segmentos laterales. Las características, funciones y ventajas que se han analizado se pueden lograr de forma independiente en diversas realizaciones de la presente divulgación o se pueden combinar en aún otras realizaciones, detalles adicionales de las cuales se pueden observar con referencia a la siguiente descripción y los dibujos en lo sucesivo.

Breve descripción de los dibujos

Estas y otras características de la presente divulgación serán más evidentes tras la referencia a los dibujos, en los que números semejantes se refieren a partes semejantes por su totalidad, y en los que:

la figura 1A es una vista en perspectiva de una aeronave que tiene un fuselaje que está compuesto por una pluralidad de secciones de cuerpo cilíndrico unitarias;

la figura 1B es una vista en perspectiva de una aeronave que tiene un fuselaje que está compuesto por una pluralidad de paneles que se pueden ensamblar para formar al menos una sección de cuerpo cilíndrico;

la figura 2 es una vista lateral de la aeronave que ilustra un momento de flexión que se aplica al fuselaje;

la figura 3 es una vista en sección transversal que se toma a lo largo de la línea 3 de la figura 2 y que ilustra una carga de presurización de cabina que se aplica a una sección de cuerpo cilíndrico del fuselaje;

la figura 4 es una vista en perspectiva de la sección de cuerpo cilíndrico que tiene cuatro cuadrantes circunferenciales que incluyen una región de corona, una región de quilla y un par de regiones laterales y que ilustra una carga de tensión en la región de corona y una carga de compresión en la región de quilla como resultado del momento de flexión que se muestra en la figura 2;

la figura 4A es una vista lateral de una porción de la región lateral que se toma a lo largo de la línea 4A de la figura 4 y que ilustra un par de cortes de ventana en forma de rombo que se forman en la región lateral;

la figura 5 es una ilustración de un elemento representativo de la región lateral que se toma a lo largo de la línea 5 de la figura 4A y que ilustra la componente de tensión del esfuerzo de cizalladura que tiene lugar en la región lateral como resultado del momento de flexión que se aplica al fuselaje en la figura 2 y que ilustra adicionalmente un esfuerzo de tensión circunferencial que tiene lugar en la región lateral como resultado de la carga de presurización de cabina que se muestra en la figura 3;

la figura 6 es una ilustración de una trayectoria de cargas de cizalladura y una trayectoria de cargas de tensión circunferencial que se corresponden con el esfuerzo de cizalladura y el esfuerzo de tensión circunferencial de la figura 5;

5 la figura 7 es una ilustración de una trayectoria de cargas de una resultante de la carga de cizalladura y la carga de tensión circunferencial de la figura 6;

la figura 8 es una vista lateral de la aeronave que ilustra un momento de flexión que se aplica al fuselaje en una dirección opuesta con respecto al momento de flexión que se muestra en la figura 2;

10 la figura 9 es una ilustración del elemento representativo de la región lateral que muestra la orientación del esfuerzo de cizalladura en la región lateral como resultado del momento de flexión de la figura 8 y que ilustra el esfuerzo de tensión circunferencial en la región lateral como resultado de la carga de presurización de cabina de la figura 3;

la figura 10 es una ilustración de una trayectoria de cargas de cizalladura y una trayectoria de cargas de tensión circunferencial que se corresponden con el esfuerzo de cizalladura y el esfuerzo de tensión circunferencial de la figura 9;

15 la figura 11 es una ilustración de una trayectoria de cargas de una resultante de la carga de cizalladura y la carga de tensión circunferencial de la figura 10;

la figura 12 es una vista lateral de una porción de la región lateral que se toma a lo largo de la línea 12 de la figura 4A y que ilustra el par de cortes de ventana en forma de rombo que se forman en un revestimiento de la región lateral y que ilustra adicionalmente unas fibras de refuerzo que están orientadas sustancialmente en paralelo con respecto a una o más trayectorias de cargas;

20 la figura 13 es un diagrama de unas cargas y condiciones de frontera que se aplican a un modelo de elementos finitos (FEM, *finite element model*) (la figura 14) de la región lateral para simular y predecir la respuesta estructural de la región lateral a una carga de cizalladura y una carga de tensión circunferencial;

25 la figura 14 es una ilustración de la FEM de la región lateral que muestra la distribución de esfuerzos en respuesta a una fuerza de cizalladura y una fuerza de tensión circunferencial y que ilustra adicionalmente los segmentos laterales de los cortes que están orientados en una alineación general con las concentraciones de esfuerzos;

la figura 15 es una ilustración de la FEM de la región lateral de la figura 14 y que ilustra una trayectoria de laminación entre los cortes;

30 la figura 16 es una ilustración de una realización de una región de acolchado que está compuesta por unas capas de acolchado que se incorporan a la región lateral y que se conforman en la forma de una X que, en general, está alineada con las trayectorias de cargas ilustradas;

la figura 17 es una ilustración de la región lateral en una realización en la que la región de acolchado incluye unas capas de acolchado escalonadas;

35 la figura 18 es una ilustración en sección transversal de la región lateral que se toma a lo largo de la línea 18 de la figura 17 y que ilustra el aumento progresivo en cuanto al espesor de revestimiento de la región lateral debido a la disposición de las capas de acolchado;

la figura 19 es una ilustración de la región lateral y una realización de la región de acolchado que tiene unas capas de acolchado adicionales para manejar la carga de tensión circunferencial en la región lateral;

40 la figura 20 es una representación gráfica de desplazamientos de un modelo de optimización de formas de un corte rectangular redondeado y que ilustra unos vectores de desplazamiento que indican la tendencia de la geometría del corte a evolucionar a un corte en forma de rombo;

la figura 21 es una ilustración del corte en forma de rombo que tiene unos segmentos laterales rectos;

la figura 22 es una ilustración del corte en forma de rombo que tiene unas esquinas de extremos redondeados de un radio r_a y unas esquinas de lados redondeados de un radio r_b ;

45 la figura 23 es una ilustración de una realización del corte en forma de rombo que tiene unos segmentos laterales curvos;

la figura 24 es una ilustración de una realización del corte en forma de rombo con unos lados redondeados;

la figura 25 es una ilustración de una realización del corte en forma de rombo con unos lados redondeados y una relación de aspecto aumentada en relación con la relación de aspecto del corte de la figura 24;

5 la figura 26 es una ilustración de una realización de los cortes que están inclinados en relación con el eje circunferencial de la aeronave; y

la figura 27 es una ilustración de un diagrama de flujo que representa una o más operaciones que se pueden incluir en una metodología de formación de un corte en un fuselaje.

Descripción detallada

10 Haciendo referencia a continuación a los dibujos, en los que lo que se muestra es para fines de ilustración de unas realizaciones preferidas y diversas de la divulgación, en la figura 1A se muestra una vista en perspectiva de una aeronave de pasajeros 10 que tiene un fuselaje 16 y un par de alas 32 que se extienden hacia fuera a partir del fuselaje 16. El fuselaje 16 se extiende desde el morro 20 de la aeronave 10 a unos planos fijos de cola 22 en un extremo posterior del fuselaje 16. Los planos fijos de cola 22 pueden incluir un estabilizador horizontal 28, un timón de profundidad 30, un estabilizador vertical 24 y un timón de dirección 26. El fuselaje 16 puede incluir una fila de
15 ventanas 50 que se extienden a lo largo de cada lado del fuselaje 16.

La presente divulgación incluye algunas realizaciones del fuselaje 16 de una aeronave 10 tal como se muestra en la figura 1A que tiene una o más secciones de cuerpo cilíndrico unitarias 34 con unos cortes 52 de la ventana en forma de rombo 50 optimizados. Cada una de las secciones de cuerpo cilíndrico 34 puede comprender un revestimiento 42 que se extiende de una forma sustancialmente continua en torno a una circunferencia de la sección de cuerpo cilíndrico 34. El fuselaje 16 puede incluir unas regiones laterales 40 a cada lado de la sección de cuerpo cilíndrico 34. Uno o más de los cortes 52 de la ventana 50 se pueden formar en las regiones laterales 40. Los cortes 52 de la ventana 50 se pueden dimensionar y configurar para facilitar una trayectoria de cargas directa entre los cortes 52.

Haciendo referencia a la figura 1B, se muestra el fuselaje 16 de la aeronave 10 en una realización que está compuesta por una pluralidad de paneles 36', 38', 40' que se pueden ensamblar para formar una o más secciones de cuerpo cilíndrico 34. Por ejemplo, el fuselaje 16 puede incluir uno o más paneles de corona 36' que se extienden a lo largo de una porción superior del fuselaje 16, uno o más paneles de quilla 38' que se extienden a lo largo de una porción de debajo del fuselaje 16 y unos paneles laterales 40' que se extienden a lo largo de los lados del fuselaje 16. Los paneles 36', 38', 40' se pueden ensamblar para formar al menos una sección de cuerpo cilíndrico 34 del fuselaje 16. En la realización que se muestra en la figura 1B, cada uno de los paneles laterales 40' puede incluir uno o más de los cortes 52 de la ventana en forma de rombo 50 optimizados que se pueden dimensionar y configurar para facilitar una trayectoria de cargas directa entre los cortes 52.

La presente divulgación también incluye un método (la figura 27) de formación de unos cortes en forma de rombo 52 en un fuselaje 16. Adicionalmente, la presente divulgación incluye algunas realizaciones para optimizar un espesor de revestimiento (la figura 18) del fuselaje 16 en áreas adyacentes a los cortes 52. A pesar de que la presente divulgación se describe en el contexto de una aeronave de pasajeros de alas fijas 10 tal como se ilustra en las figuras 1A y 1B, se contempla que las realizaciones divulgadas se puedan aplicar a aeronaves de cualquier configuración, sin limitación. Por ejemplo, las realizaciones divulgadas se pueden aplicar a cualquier aeronave civil, comercial o militar y pueden incluir aeronaves de alas fijas y de alas rotatorias. Además, las realizaciones se pueden aplicar a unas configuraciones de aeronave alternativas y no se limitan a la configuración de la aeronave de tubo y ala 10 que se ilustra en las figuras 1A y 1B. Por ejemplo, las realizaciones divulgadas se pueden aplicar a aeronaves híbridas de ala y cuerpo (que no se muestran).

A pesar de que los cortes en forma de rombo 52 se describen en el contexto de las ventanas de pasajeros 50, las realizaciones divulgadas también se pueden aplicar a puertas, escotillas y otras aberturas que se pueden formar en un vehículo o estructura que está sometido a unas cargas combinadas de flexión (la figura 2) y de presurización de cabina (la figura 3).

La figura 2 es una vista lateral de la aeronave 10 que tiene una pluralidad de ventanas en forma de rombo 50 que se extienden a lo largo del fuselaje 16. El fuselaje 16 se puede someter a un momento de flexión M_1 que está orientado en la dirección que se muestra en la figura 2. El momento de flexión M_1 se puede imponer sobre el fuselaje 16 debido a las cargas en vuelo. Por ejemplo, bajo la aplicación de una carga gravitacional positiva, el peso de la aeronave 10 que es soportado por las alas 32 da como resultado el momento de flexión M_1 sobre el fuselaje 16. El momento de flexión M_1 también puede tener lugar debido a las cargas de maniobra, las ráfagas ascendentes y las cargas de aterrizaje. La magnitud del momento de flexión M_1 alcanza, por lo general, su valor más alto cerca de la intersección del larguero frontal de ala (que no se muestra) con el fuselaje 16 y cerca de la intersección del larguero

posterior de ala (que no se muestra) con el fuselaje 16 y, en general, disminuye a lo largo de unas direcciones respectivas hacia el morro 20 y los planos fijos de cola 22.

La figura 3 es una vista en sección transversal del fuselaje 16 que se divide en cuatro cuadrantes circunferenciales que incluyen una región de corona 36, una región de quilla 38 y un par de regiones laterales 40. La región de corona 36, la región de quilla 38 y las regiones laterales 40 pueden formar parte de una sección de cuerpo cilíndrico unitaria 34 tal como se muestra en la figura 1A. Como alternativa, la región de corona 36 se puede configurar como un panel de corona 36' separado (la figura 1B), la región de quilla 38 se puede configurar como un panel de quilla 38' separado (la figura 1B), y cada una de las regiones laterales 40 se puede configurar como unos paneles laterales 40' separados (la figura 1B) que se pueden unir para formar una sección de cuerpo cilíndrico ensamblada 34' tal como se muestra en la figura 1B. Para los fines de la presente divulgación, las referencias con respecto a las regiones laterales 40 abarcan y son de aplicación del mismo modo a los paneles laterales 40' (la figura 1B). De forma similar, las referencias en la presente divulgación a la región de corona 36 y la región de quilla 38 abarcan y son de aplicación del mismo modo a unos respectivos del panel de corona 36' (la figura 1B) y el panel de quilla 38' (la figura 1B).

Haciendo aún referencia a la figura 3, las regiones laterales 40 pueden incluir uno o más de los cortes 52 para las ventanas de pasajeros 50. Una carga de presurización de cabina P se puede aplicar al interior del fuselaje 16. La carga de presurización de cabina P representa la presurización interna de la cabina de pasajeros a una altitud. La Administración de Aviación Federal (FAA, *Federal Aviation Administration*) requiere que la presión de cabina se mantenga a una altitud de presión de no más de 8.000 pies (2.438,4 m) a la altitud de crucero normal de una aeronave. Con factores de seguridad, la carga de presurización de cabina P que ha de ser capaz de soportar el fuselaje 16 es de hasta aproximadamente 125 kPa (18,2 psi) a pesar de que el fuselaje 16 se puede configurar para soportar unas cargas de presurización más altas. La carga de presurización de cabina P que se impone sobre la aeronave 10 en la figura 3 da como resultado una carga de tensión circunferencial (que no se muestra) que está orientada en una dirección circunferencial del revestimiento 42 del fuselaje 16 y se representa mediante $\sigma_{\text{circunferencial}}$ en la figura 5 tal como se analiza con más detalle en lo sucesivo.

La figura 4 ilustra una sección de cuerpo cilíndrico 34 del fuselaje 16 que muestra la región de corona 36, la región de quilla 38 y el par de regiones laterales 40. La sección de cuerpo cilíndrico 34 puede incluir el revestimiento 42 que es soportado por una pluralidad de nervaduras separadas en sentido circunferencial 46 y una pluralidad de cuadernas separadas en sentido axial 48. Las nervaduras 46 pueden portar fuerzas axiales tales como cargas de tensión axiales debido a la presurización de cabina P (la figura 3). Las cuadernas 48 pueden mantener la forma del fuselaje 16. Las cuadernas 48 también pueden potenciar la resistencia al pandeo del fuselaje 16 bajo flexión. Las nervaduras 46 y las cuadernas 48 pueden aumentar de forma colectiva la rigidez a la flexión del revestimiento 42. El revestimiento 42 puede incluir una pluralidad de los cortes 52 que están colocados en una disposición de yuxtaposición a lo largo de una hilera de ventanas 49. La figura 4 ilustra varias de las cargas primarias que tienen lugar en las regiones 36, 38 debido al momento de flexión M_1 (la figura 2) sobre el fuselaje 16. Por ejemplo, la región de corona 36 se puede cargar principalmente en tensión T, la región de quilla 38 se puede cargar principalmente en compresión C, y cada una de las regiones laterales 40 se puede cargar principalmente en cizalladura tal como se muestra en la figura 5. La carga de tensión T en la región de corona 36 y la carga de compresión C en la región de quilla 38 están orientadas en paralelo con respecto a un eje longitudinal 12 de la aeronave 10.

La figura 4A ilustra una porción de la región lateral que se toma de la sección de cuerpo cilíndrico de la figura 4. La porción que se muestra en la figura 4A puede representar la región lateral 40 en una ubicación del fuselaje 16 (la figura 4) hacia delante de la intersección del ala 32 con el fuselaje 16 (la figura 1A). La porción de la región lateral 40 en la figura 4A incluye un par de los cortes en forma de rombo 52 que se forman en el revestimiento 42 en una relación de yuxtaposición uno con respecto a otro.

La figura 5 ilustra un elemento 41 representativo de la región lateral 40 que se toma de una ubicación entre los cortes 52 (la figura 4A). El elemento 41 representativo se proporciona para ilustrar la orientación de los esfuerzos en la región lateral 40. Por ejemplo, las componentes del esfuerzo de cizalladura $T_{\text{cizalladura-1}}$ tienen lugar en la región lateral 40 como resultado del momento de flexión hacia abajo M_1 (la figura 2). La magnitud del esfuerzo de cizalladura $T_{\text{cizalladura-1}}$ se puede corresponder con la magnitud del momento de flexión M_1 (la figura 2) que, por lo general, alcanza su valor más alto cerca de la intersección de los largueros de ala (que no se muestran) con el fuselaje 16 (la figura 2) y, en general, disminuye a lo largo de una dirección lejos del ala 32 (la figura 2). La carga de presurización de cabina P (la figura 3) da como resultado un esfuerzo de tensión circunferencial $\sigma_{\text{circunferencial}}$ que tiene lugar en el elemento 41 representativo de la región lateral 40. El esfuerzo de tensión circunferencial $\sigma_{\text{circunferencial}}$ se muestra orientado en paralelo con respecto al eje circunferencial 14. La magnitud del esfuerzo de tensión circunferencial $\sigma_{\text{circunferencial}}$ es, en general, constante a lo largo de la longitud del fuselaje 16 (la figura 2).

La figura 6 es una ilustración adicional del elemento 41 representativo de la región lateral 40 que muestra la componente de tensión de la trayectoria de cargas de cizalladura $N_{\text{cizalladura-1}}$ como resultado del momento de flexión M_1 (la figura 2). A este respecto, la carga de cizalladura en la región lateral 40 debido al momento de flexión M_1

también tiene una componente de compresión (que no se muestra) que se puede orientar, en general, en perpendicular con respecto a la orientación de la componente de tensión de la carga de cizalladura. Para los fines de la presente divulgación, las referencias a la trayectoria de cargas de cizalladura $N_{cizalladura-1}$ están en relación con la componente de tensión de la carga de cizalladura en la región lateral 40. En la figura 6, la trayectoria de cargas de cizalladura $N_{cizalladura-1}$ se muestra orientada con un ángulo de carga de cizalladura $\alpha_{cizalladura-1}$ de aproximadamente + 45 grados en relación con el eje longitudinal 12. Tal como se ha indicado anteriormente, la orientación de la trayectoria de cargas de cizalladura $N_{cizalladura-1}$ depende de la ubicación a lo largo del fuselaje 16 (la figura 4) y de la dirección del momento de flexión. El momento de flexión M_1 en la figura 2 se puede describir como negativo con la convención normal. La figura 6 también ilustra la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{circunferencial}$ que está orientada en paralelo con respecto al eje circunferencial 14.

La figura 7 es una ilustración del elemento 41 representativo de la región lateral 40 que muestra la orientación de una trayectoria de cargas resultante $N_{resultado-1}$ que es la resultante de la combinación de la trayectoria de cargas de cizalladura $N_{cizalladura-1}$ (la figura 6) y la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{circunferencial}$ (la figura 6). La trayectoria de cargas de cizalladura $N_{cizalladura-1}$ (la figura 6) y la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{circunferencial}$ (la figura 6) son aditivas en el sentido de que la resultante (es decir, la combinación) de la carga de cizalladura y la carga de tensión circunferencial es, en general, de una magnitud mayor que una u otra de la carga de cizalladura o la carga de tensión circunferencial actuando solas. La resultante de la carga de cizalladura y la carga de tensión circunferencial comprende el esfuerzo principal (que no se muestra) que actúa sobre la región lateral 40. La trayectoria de cargas resultante $N_{resultado-1}$ está orientada con un ángulo de carga resultante $\alpha_{resultado-1}$. El ángulo de carga resultante $\alpha_{resultado-1}$ representa la orientación del esfuerzo principal (que no se muestra) en la región lateral 40.

El ángulo de carga resultante $\alpha_{resultado-1}$ puede variar entre el ángulo de carga de cizalladura $\alpha_{cizalladura-1}$ de + 45 grados (la figura 6) y el eje circunferencial 14. En una realización, la trayectoria de cargas resultante $N_{resultado-1}$ se puede orientar con un ángulo de carga resultante $\alpha_{resultado-1}$ de aproximadamente + 60 grados en relación con el eje longitudinal 12. La orientación de la trayectoria de cargas resultante $N_{resultado-1}$ puede depender de la magnitud y la dirección de la carga de cizalladura, la carga de tensión circunferencial, y cargas adicionales u otras cargas que puedan estar actuando sobre el fuselaje 16 (la figura 4). Tales cargas adicionales pueden incluir, pero no se limitan a, las cargas de torsión en el fuselaje 16 que son causadas por el movimiento del timón de dirección 26 (las figuras 1A - 1B) y/o el timón de profundidad 30 (las figuras 1A - 1B) durante la realización de maniobras por parte de la aeronave 10 (las figuras 1A - 1B).

La figura 8 es una vista lateral de la aeronave 10 que ilustra un momento de flexión M_2 que actúa sobre el fuselaje 16. La dirección del momento de flexión M_2 es opuesta a la dirección del momento de flexión M_1 de la figura 2. El momento de flexión M_2 en la figura 8 se puede describir como positivo con la convención normal. El momento de flexión M_2 en la figura 8 puede tener lugar en respuesta a la aplicación de una carga gravitacional negativa sobre la aeronave 10. La aplicación de una carga gravitacional negativa puede tener lugar durante la realización de maniobras por parte de la aeronave 10 o como resultado de una turbulencia o una ráfaga descendente sobre la aeronave 10.

La figura 9 es una ilustración de un elemento 41 representativo de la región lateral 40 que se toma de una ubicación de la región lateral 40 entre el par de los cortes 52 que se indican en la figura 8. Debido a la dirección del momento de flexión M_2 (la figura 8), las componentes del esfuerzo de cizalladura $T_{cizalladura-2}$ están orientadas en una imagen especular con respecto a la orientación de las componentes del esfuerzo de cizalladura $T_{cizalladura-1}$ en la figura 5. La carga de presurización de cabina P (la figura 3) da como resultado el esfuerzo de tensión circunferencial $\sigma_{circunferencial}$. El esfuerzo de tensión circunferencial $\sigma_{circunferencial}$ está orientado en paralelo con respecto al eje circunferencial 14.

La figura 10 ilustra la orientación de la trayectoria de cargas de cizalladura $N_{cizalladura-2}$ que resulta del momento de flexión M_2 (la figura 8) sobre el fuselaje 16 (la figura 8). La trayectoria de cargas de cizalladura $N_{cizalladura-2}$ está orientada con un ángulo de carga de cizalladura $\alpha_{cizalladura-2}$ de aproximadamente - 45 grados en relación con el eje longitudinal 12. La orientación de la trayectoria de cargas de cizalladura $N_{cizalladura-2}$ se corresponde con la orientación de las componentes del esfuerzo de cizalladura $T_{cizalladura-2}$ que se muestran en la figura 9. La figura 10 también ilustra la orientación de la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{circunferencial}$ que es paralela con respecto al eje circunferencial 14.

La figura 11 es una ilustración del elemento 41 representativo de la región lateral 40 que muestra la trayectoria de cargas $N_{resultado-2}$ de la resultante de la combinación de la trayectoria de cargas de cizalladura $N_{cizalladura-2}$ (la figura 10) y la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{circunferencial}$ (la figura 10). La trayectoria de cargas resultante $N_{resultado-2}$ está orientada con el ángulo de carga resultante $\alpha_{resultado-2}$ que puede variar entre el eje circunferencial 14 y el ángulo de carga de cizalladura $\alpha_{cizalladura-2}$ (la figura 10).

La figura 12 es una vista lateral de una porción de la región lateral 40 de un fuselaje que materializa la invención. La región lateral 40 que se muestra en la figura 12 representa una porción de la hilera de ventanas 49 e incluye un

primer corte 52a que tiene forma de rombo y un segundo corte 52b que también tiene forma de rombo. El primer y el segundo cortes 52a, 52b se forman en el revestimiento 42 en una relación de yuxtaposición uno con respecto a otro. La forma de rombo del primer y el segundo cortes 52a, 52b prevé una trayectoria de cargas directa y continua entre el primer y el segundo cortes 52a, 52b. Por ejemplo, la figura 12 ilustra las trayectorias de cargas resultantes $N_{\text{resultado}}$ que se extienden de una forma sustancialmente continua desde la porción inferior 76 de la región lateral 40 en general por debajo del primer corte 52a hasta la porción superior 74 de la región lateral 40 en general por encima del segundo corte 52b. La porción inferior 76 de la región lateral 40 comprende la porción de la región lateral 40 que se encuentra por debajo de la posición más baja del primer y el segundo cortes 52a, 52b. La porción superior 74 de la región lateral 40 comprende la porción de la región lateral 40 que se encuentra por encima de la posición más alta del primer y el segundo cortes 52a, 52b.

El revestimiento 42 de la región lateral 40 de la figura 12 está formado por material compuesto que tiene una pluralidad de fibras de refuerzo 44 que están embebidas dentro de una matriz. Las fibras 44 del revestimiento 42 se disponen de tal modo que al menos una porción de las fibras 44 está orientada en una relación sustancialmente paralela con respecto a las trayectorias de cargas resultantes $N_{\text{resultado}}$. Algunas de las fibras 44 también se pueden orientar sustancialmente en paralelo con respecto a otras trayectorias de cargas. Por ejemplo, una porción de las fibras 44 se puede encontrar sustancialmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{\text{circunferencial}}$ que está alineada con el eje circunferencial 14. Al orientar las fibras 44 del revestimiento 42 sustancialmente en paralelo con respecto a las trayectorias de cargas, las fibras 44 pueden portar de forma eficiente una carga de tensión. En una realización, las fibras 44 se pueden orientar con un ángulo de fibra α_{fibra} de entre aproximadamente + 50 grados y + 75 grados en relación con el eje longitudinal 12 o con unos ángulos menores que + 50 grados y mayores que + 75 grados. Las fibras 44 también se pueden orientar con un ángulo de fibra α_{fibra} de entre aproximadamente - 50 grados y - 75 grados en relación con el eje longitudinal 12 o con unos ángulos menores que - 50 grados y mayores que - 75 grados. Por ejemplo, las fibras 44 se pueden encontrar, adicionalmente, sustancialmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas de cizalladura (que no se muestra) que se puede orientar a +/- 45 grados en relación con el eje longitudinal 12. Una porción de las fibras 44 también se puede orientar generalmente en paralelo con respecto al eje circunferencial 14. De acuerdo con la invención, al menos una porción de las fibras 44 en la figura 12 se extiende al menos desde una posición en general por debajo de un extremo inferior 60b del primer corte 52a hasta una posición en general por encima de un extremo superior 60a del segundo corte 52b. De forma similar, al menos una porción de las fibras 44 se extiende desde una posición en general por debajo del extremo inferior 60b del segundo corte 52b hasta una posición en general por encima de y el extremo superior 60a del primer corte 52a. El revestimiento 42 también puede incluir unas fibras 44 que están orientadas a lo largo de otras direcciones que no se muestran. Las fibras 44 se pueden devanar de forma continua en torno a la circunferencia de la sección de cuerpo cilíndrico 34 (la figura 4) o las fibras 44 pueden tener una longitud finita y pueden terminar en cualquier posición circunferencial sobre la sección de cuerpo cilíndrico 34, para algunas de las fibras, incluyendo en cualquier posición dentro de la hilera de ventanas 49.

La forma de rombo de los cortes 52 que se ilustran en la figura 12 puede incluir cuatro segmentos laterales 58 que están orientados con un ángulo de segmento lateral θ_b que se mide en relación con el eje menor b . De acuerdo con la invención, al menos uno, y preferiblemente más o la totalidad de los segmentos laterales 58 están orientados sustancialmente en paralelo con respecto a una o más trayectorias de cargas directas. Por ejemplo, los segmentos laterales 58 se pueden orientar sustancialmente en paralelo con respecto a las trayectorias de cargas resultantes $N_{\text{resultado}}$ y/o sustancialmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{\text{circunferencial}}$. No obstante, los segmentos laterales 58 se pueden orientar en cualquier dirección, incluyendo una dirección generalmente en paralelo con respecto a las trayectorias de cargas de cizalladura $N_{\text{cizalladura-1}}$, $N_{\text{cizalladura-2}}$ (las figuras 6, 10). A este respecto, los segmentos laterales 58 se pueden orientar con cualquier ángulo entre las direcciones de las trayectorias de cargas de cizalladura $N_{\text{cizalladura-1}}$, $N_{\text{cizalladura-2}}$ (las figuras 6, 10). Por ejemplo, los segmentos laterales 58 se pueden orientar con cualquier ángulo de segmento lateral θ_b entre aproximadamente + 45 grados en relación con el eje longitudinal 12 y - 45 grados en relación con el eje longitudinal 12 a pesar de que se contemplan ángulos fuera del intervalo de +/- 45 grados.

Haciendo aún referencia a la figura 12, la colocación y la orientación de los cortes 52 en la región lateral 40 se pueden definir con respecto al eje mayor a y el eje menor b de cada corte 52. En una realización, cada uno de los cortes 52 se puede disponer de tal modo que el eje mayor a del corte 52 está orientado sustancialmente en paralelo con respecto al eje circunferencial 14 de la aeronave 10. Los cortes 52 en la región lateral 40 pueden estar separados uno con respecto a otro a una distancia de paso 72. La distancia de paso 72 se puede definir como la distancia desde la intersección de los ejes mayor y menor a , b de un corte 52 hasta la intersección de los ejes mayor y menor a , b de un corte 52 adyacente. En una realización, los cortes 52 pueden estar separados por una distancia de paso 72 de aproximadamente 46 a 71 cm (de 18 a 28 pulgadas) y, más preferiblemente, por una distancia de paso 72 de entre aproximadamente 56 - 61 cm (de 22 a 24 pulgadas). La figura 13 es un diagrama 100 de unas cargas y condiciones de frontera que se pueden aplicar a un modelo de elementos finitos 120 (la figura 14) de la porción de la región lateral 40 (la figura 12) para simular y predecir la respuesta estructural de la región lateral 40 a una carga de cizalladura (que no se muestra) y una carga de tensión circunferencial (que no se muestra) que actúan sobre el fuselaje 16 (la figura 2). El diagrama 100 incluye el primer y el segundo cortes 52a, 52b y tiene una frontera

de arriba 102, una frontera de debajo 104, una frontera delantera 106 y una frontera trasera 108. La frontera de arriba 102 incluye una pluralidad de restricciones 110 para restringir la frontera de arriba 102 frente a la translación a lo largo de los ejes x, y y z y frente a la rotación en torno a los respectivos ejes x, y y z. Un sistema de coordenadas de referencia RCS (*Rectangular Coordinate System*, Sistema de Coordenadas Rectangulares) se ilustra en la esquina izquierda de debajo del diagrama 100 en la figura 13. La frontera de debajo 104, la frontera delantera 106 y la frontera trasera 108 no están restringidas.

En el diagrama 100, una fuerza de cizalladura $F_{\text{cizalladura}}$ de aproximadamente 1400 N / cm (800 libras / pulgada (lb / pulgada)) se aplica a la frontera delantera 106 y la frontera trasera 108 para simular el esfuerzo de cizalladura (que no se muestra) que tiene lugar en la región lateral 40 (la figura 12) debido a un momento de flexión (que no se muestra) sobre el fuselaje 16 (las figuras 1A - 1B). La orientación de la fuerza de cizalladura $F_{\text{cizalladura}}$ en la figura 13 es similar a la orientación de las componentes del esfuerzo de cizalladura $T_{\text{cizalladura-1}}$ de la figura 5 que resulta del momento de flexión M_1 (la figura 2). En la figura 13, una fuerza de tensión circunferencial $F_{\text{circunferencial}}$ de aproximadamente 2100 N / cm (1200 lb / pulgada) se aplica a la frontera de debajo 104 para simular una tensión circunferencial en el plano debido a la presurización de cabina. La orientación de la fuerza de tensión circunferencial $F_{\text{circunferencial}}$ en la figura 13 es similar a la orientación del esfuerzo de tensión circunferencial $\sigma_{\text{circunferencial}}$ en la figura 5.

La figura 14 es una ilustración de una FEM 120 que comprende una malla de elementos 122 de la región lateral 40 (la figura 12). La malla de elementos 122 incluye el primer y el segundo cortes 52a, 52b que tienen la forma de un rombo. La figura 14 ilustra unos contornos de esfuerzo 128 de la distribución de un esfuerzo de von Mises 126 en la región lateral 40 en respuesta a la aplicación de la fuerza de cizalladura $F_{\text{cizalladura}}$ (la figura 13) y la fuerza de tensión circunferencial $F_{\text{circunferencial}}$ (la figura 13). Los contornos de esfuerzo 128 separan los niveles de esfuerzos por la magnitud de esfuerzo relativa 124. Tal como se muestra en la figura 14, unas concentraciones de esfuerzos de magnitud relativamente alta 130 de aproximadamente 47 ksi como máximo tienen lugar en una banda relativamente estrecha a lo largo de un segmento lateral 58 de cada uno del primer y el segundo cortes 52a, 52b. No obstante, se determinó que las concentraciones de esfuerzos de 47 ksi a lo largo de los cortes en forma de rombo 52a, 52b eran un 35 por ciento más bajas que las concentraciones de esfuerzos de aproximadamente 70 ksi que tuvieron lugar a lo largo de unos cortes en forma de óvalo convencionales (que no se muestran) en una FEM equivalente (que no se muestra) que está sometida a unas cargas y condiciones de frontera similares.

La figura 14 también ilustra unas concentraciones de esfuerzos de magnitud intermedia 132 que se extienden desde la porción inferior 76 del primer corte 52a hacia la porción superior 74 del segundo corte 52b. Unas concentraciones de esfuerzos de magnitud baja 134 se ilustran en el resto de la representación gráfica de la FEM 120. Las concentraciones de esfuerzos de magnitud intermedia 132 se extienden a lo largo de la misma dirección que al menos un segmento lateral 58 de cada corte en forma de rombo 52a, 52b. La forma de las concentraciones de esfuerzos de magnitud intermedia 132 se corresponde con la dirección de una trayectoria de cargas resultante N_f de la fuerza de cizalladura $F_{\text{cizalladura}}$ (la figura 13) y la fuerza de tensión circunferencial $F_{\text{circunferencial}}$ (la figura 13).

La figura 15 es una ilustración de la solución de FEM similar a la FEM de la figura 14 y que ilustra adicionalmente una trayectoria de laminación 90 que se puede implementar durante la fabricación de una sección de cuerpo cilíndrico de material compuesto unitaria 34 (la figura 1A). La trayectoria de laminación 90 también se puede implementar durante la fabricación de los paneles laterales 40' (la figura 1B) que se pueden ensamblar con un panel de corona 36' (la figura 1B) y un panel de quilla 38' (la figura 1B) para formar una sección de cuerpo cilíndrico ensamblada 34' (la figura 1B). La trayectoria de laminación 90 prevé una anchura relativamente grande de una cinta de material compuesto (que no se muestra) que se puede aplicar en una única pasada tal como mediante una máquina de colocación de cinta (que no se muestra). La anchura relativamente grande de la trayectoria de laminación 90 puede reducir la cantidad total de tiempo que se requiere para colocar una sección de cuerpo cilíndrico 34 (la figura 4) mediante la reducción del número total de pasadas que son requeridas por un cabezal de aplicación de cinta (que no se muestra) de una máquina de laminación de cinta (que no se muestra). Además, los bordes laterales de la trayectoria de laminación 90 se apoyan contra los segmentos laterales rectos 58 de los cortes en forma de rombo 52a, 52b, eliminando la necesidad de operaciones especiales de recorte o de corte de cinta.

La figura 16 ilustra una realización de la región lateral 40 que tiene una región de acolchado 82 que está ubicada, en general, en un área de la región lateral 40 entre los cortes 52. La región de acolchado 82 se puede extender por debajo y/o por encima del primer y el segundo cortes 52a, 52b. La región de acolchado 82 representa un aumento en cuanto al espesor de la región lateral 40 a partir de un espesor de revestimiento nominal t_{nom} (la figura 18) de la región lateral 40. El revestimiento 42 de la región lateral 40 puede estar formado por material metálico o material compuesto. El material metálico adecuado puede incluir aluminio, titanio, aluminio - litio y otros materiales metálicos o combinaciones de material adecuados. La región de acolchado 82 para un revestimiento metálico 42 puede comprender un aumento en cuanto al espesor combinado del revestimiento metálico.

Para el revestimiento 42 que está formado por material compuesto, la región de acolchado 82 puede estar compuesta por una o más capas de acolchado 84 de material compuesto que se pueden laminar por encima del revestimiento 42 en un esquema de laminación 88. La figura 16 ilustra las capas de acolchado 84 dispuestas en la

forma de una X. Las capas de acolchado 84 pueden contener unas fibras de capa de acolchado 86 que se pueden orientar a lo largo de una dirección generalmente en paralelo con respecto a una o más trayectorias de cargas en la región lateral 40. Las capas de acolchado 84 también se pueden orientar generalmente en paralelo con respecto a los segmentos laterales 58 de los cortes 52, lo que puede coincidir con la orientación de una o más de trayectorias de cargas.

La figura 17 ilustra un esquema de laminación 88 opcional para colocar unas capas de acolchado 84 en la región de acolchado 82. Las capas de acolchado 84 se muestran dispuestas en unas formas de X escalonadas que pasan a través de una garganta 80 de la región lateral 40. La garganta 80 se puede definir como la ubicación general de la distancia más corta entre un par adyacente de los cortes 52. Cada capa de acolchado 84 se puede orientar en paralelo con respecto a una trayectoria de cargas. El esquema de laminación 88 da como resultado un aumento gradual o progresivo en el espesor del revestimiento 42 de la región lateral 40 a lo largo de una dirección general desde la porción superior 74 de la región lateral 40 hacia la garganta 80. El esquema de laminación 88 también da como resultado un aumento progresivo en cuanto al espesor del revestimiento 42 a lo largo de una dirección general desde la porción inferior 76 de la región lateral 40 hacia la garganta 80. El esquema de laminación en forma de X 88 puede dar como resultado, adicionalmente, el espesor del revestimiento 42 que se encuentra en un máximo en la garganta 80 que, de forma ventajosa, puede coincidir con una ubicación de esfuerzo máximo.

La figura 18 muestra una sección transversal de la región lateral 40 que ilustra el aumento progresivo en cuanto al espesor de revestimiento $t_{\text{acolchado}}$ de la región lateral 40 debido a la disposición de las capas de acolchado 84. Las capas de acolchado 84 dan como resultado un aumento progresivo en cuanto al espesor de la región lateral 40 desde un espesor de revestimiento nominal t_{nom} hasta un espesor de revestimiento $t_{\text{acolchado}}$ aumentado de la región de acolchado 82. El aumento progresivo en cuanto al espesor de revestimiento $t_{\text{acolchado}}$ prevé una transferencia de carga eficiente a través del área de la región lateral 40 entre los cortes 52 (la figura 17). De forma ventajosa, el aumento progresivo en cuanto al espesor de revestimiento $t_{\text{acolchado}}$ que se ilustra en la figura 18 puede reducir los esfuerzos interlaminares dentro del revestimiento 42, lo que puede reducir el potencial para la deslaminación de capas.

La figura 19 ilustra una realización adicional de un esquema de laminación 88 para colocar unas capas de acolchado 84 en la región de acolchado 82. El esquema de laminación 88 incluye unas capas de acolchado 84 que están orientadas con un ángulo poco profundo en relación con el eje circunferencial 14 (la figura 12). Las capas de acolchado 84 adicionales se pueden añadir para manejar la carga de tensión circunferencial (que no se muestra) que es causada por la presurización de cabina P (la figura 3). A este respecto, las capas de acolchado 84 adicionales se pueden orientar con un ángulo que se aproxima a la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{\text{circunferencial}}$. Las capas de acolchado 84 adicionales se pueden escalonar para facilitar un aumento progresivo en cuanto al espesor de revestimiento $t_{\text{acolchado}}$ (la figura 18) hacia la garganta 80.

La figura 20 es una representación gráfica de desplazamientos 160 de un modelo de optimización de formas de un corte rectangular redondeado 162 que se muestra en trazo discontinuo. Las restricciones del modelo de optimización de formas incluían mantener el área del corte 162 a un valor previamente determinado (por ejemplo, de aproximadamente 645 cm^2 (100 pulgadas cuadradas)). Además, la geometría del corte rectangular redondeado 162 se restringió para que fuera no más pequeño que una altura previamente determinada y no más pequeño que una anchura previamente determinada. El esfuerzo máximo en la porción de la región lateral 40 se restringió para que se encontrara dentro de un intervalo previamente determinado del esfuerzo admisible 170 del material. La representación gráfica de desplazamientos 160 ilustra los contornos de esfuerzo 174 de las magnitudes de esfuerzo relativas 166 en diferentes ubicaciones a lo largo de los bordes del corte 162. Los vectores de desplazamiento 164a ilustran la tendencia de las esquinas 162a del corte rectangular redondeado 162 a desplazarse hacia dentro y lejos de las áreas de una magnitud de esfuerzo 168 relativamente alta de 490 MPa (71 ksi, es decir, unas magnitudes más altas que el esfuerzo admisible del material que se indica mediante el número de referencia 170). Los vectores de desplazamiento 164b ilustran la tendencia de los lados 162b y los extremos superior e inferior 162c del corte rectangular redondeado 162 a desplazarse hacia fuera y hacia las áreas de una magnitud de esfuerzo 172 relativamente baja (es decir, unas magnitudes más bajas que el esfuerzo admisible 170 del material). En el modelo de optimización de formas, la combinación de movimientos a lo largo de los vectores de desplazamiento 164a, 164b dio como resultado que el corte rectangular redondeado 162 evolucionara a un corte en forma de rombo (la figura 22).

La figura 21 es una ilustración del corte en forma de rombo 52 que tiene unos segmentos laterales rectos 58 que se intersectan en los lados 54 y los extremos 60. El tamaño y la forma del corte 52 se pueden definir con respecto al eje mayor a y el eje menor b . Por ejemplo, la altura A del corte 52 se mide a lo largo del eje mayor a entre las intersecciones de los segmentos laterales 58 en los extremos 60 opuestos. La anchura B se mide a lo largo del eje menor b entre las intersecciones de los segmentos laterales 58 en los lados 54 opuestos. El corte 52 puede tener una relación de aspecto de la altura con respecto a la anchura A, B de no menos de aproximadamente $1,3 : 1$. En una realización, el corte en forma de rombo 52 puede tener una relación de aspecto de la altura con respecto a la anchura A, B que se define mediante la expresión, $1,3 B \leq A \leq 5 B$. A este respecto, la altura A puede variar en

cuanto a su tamaño de aproximadamente 1,3 B a aproximadamente 5 B. En una realización preferida, la relación de aspecto del corte 52 se encuentra entre aproximadamente 2 : 1 y 5 : 1 a pesar de que la relación de aspecto puede ser más grande que 5 : 1. En una realización adicional, el corte 52 puede tener una relación de aspecto de la altura con respecto a la anchura A, B de aproximadamente 1,8 : 1 a 2,2 : 1. Cada uno de los cortes 52 puede tener un área de aproximadamente 645 a 1935 cm² (de 100 a 300 pulgadas cuadradas) a pesar de que el corte 52 se puede proporcionar en un área menor que 645 cm² o mayor que 1935 cm² (menor que 100 pulgadas cuadradas o mayor que 300 pulgadas cuadradas). En una realización preferida, el corte 52 puede tener un área en el intervalo de aproximadamente 775 - 903 cm² (120 - 140 pulgadas cuadradas). La figura 22 ilustra los extremos 60 del corte en forma de rombo 52 que tiene unas esquinas de extremos redondeados 62 de un radio r_a y los lados 54 que tienen unas esquinas de lados redondeados 56 de un radio r_b . Los radios laterales r_b en las esquinas laterales 56 pueden ser más grandes que los radios de extremo r_a en las esquinas de extremo 62 para reducir al mínimo las concentraciones de esfuerzos en los lados 54. Los radios de extremo r_a y/o los radios laterales r_b se pueden dimensionar como una función de la altura A del corte 52. Por ejemplo, en una realización preferida, los radios de extremo r_a pueden variar en cuanto a su tamaño de aproximadamente 0,05 veces la altura A del corte 52 hasta aproximadamente 0,50 veces la altura A. Los radios laterales r_b pueden variar en cuanto a su tamaño de aproximadamente 0,05 veces la altura A del corte 52 hasta aproximadamente 3,0 veces la altura A del corte 52. No obstante, los radios de extremo r_a y/o los radios laterales r_b se pueden proporcionar en unos tamaños más grandes o más pequeños que los tamaños que se han indicado en lo que antecede. Los segmentos laterales 58 se pueden orientar con el ángulo de segmento lateral θ_b que se mide en relación con el eje menor b . El ángulo de segmento lateral θ_b puede variar de aproximadamente 50 grados a 80 grados a pesar de que se contemplan ángulos fuera del intervalo de 50 - 80 grados.

La figura 23 es una ilustración de una realización de la forma de rombo de lado curvo 300 del corte 52 (las figuras 1A - 1B) que tiene unos segmentos laterales curvos 316. La realización 300 ilustrada puede tener una altura 306 que se mide a lo largo del eje mayor y que se extiende entre las intersecciones de una línea recta 320 entre las tangentes 314 con respecto al radio de extremo $r_{\text{extremo-300}}$ y el radio lateral $r_{\text{lateral-300}}$ en cada la esquina de extremo 310 de la realización 300. La anchura 308 se puede medir a lo largo del eje menor 304 y que se extiende entre las intersecciones de la línea recta 320 entre las tangentes 314 con respecto al radio de extremo $r_{\text{extremo-300}}$ y el radio lateral $r_{\text{lateral-300}}$ en cada esquina lateral 312. La realización 300 puede tener la relación de aspecto de la altura 306 con respecto a la anchura 308 de aproximadamente 1,8 : 1 a 2,2 : 1, y unos radios laterales $r_{\text{lateral-300}}$ en las esquinas laterales 312 que son más grandes que los radios de extremo $r_{\text{extremo-300}}$ en las esquinas de extremo 310. La realización de la forma de rombo de lado curvo 300 puede tener un área de aproximadamente 120 - 140 pulgadas cuadradas. Los segmentos laterales curvos 316 pueden tener una curvatura convexa en la que cada uno de los segmentos laterales curvos 316 es tangente con respecto al radio de extremo $r_{\text{extremo-300}}$ correspondiente y el radio lateral $r_{\text{lateral-300}}$. El grado de curvatura de cada uno de los segmentos laterales 316 se puede definir en relación con la línea recta 320 que se extiende entre las tangentes 314. La curvatura 318 de cada segmento lateral 316 puede ser de tal modo que una distancia máxima desde el segmento lateral curvo 316 hasta la línea recta 320 es no mayor que aproximadamente un 20 por ciento de la distancia según la línea recta 320 entre las tangentes 314. De forma ventajosa, la curvatura de los segmentos laterales curvos 316 puede dar cabida a múltiples trayectorias de cargas (que no se muestran) que tienen unas orientaciones diferentes.

La figura 24 es una ilustración de una realización de la forma de rombo redondeado convencional 400 del corte 52 (las figuras 1A - 1B) que tiene unos lados redondeados 412 de una curvatura sustancialmente constante. Los lados redondeados 412 se pueden extender entre las esquinas de extremo superior e inferior 410 y pueden ser tangentes con respecto a las esquinas de extremo 410. La realización de la forma de rombo redondeado convencional 400 puede tener una altura 406 que se mide a lo largo del eje mayor 402 y que se extiende entre las intersecciones de las líneas de extensiones que se extienden desde la tangente 414 en el lado redondeado 412 y la esquina de extremo 410 a cada lado de las esquinas de extremo 410. La realización 400 puede tener una anchura 408 que se mide a lo largo del eje menor 404 y que se extiende entre las intersecciones del eje menor 404 con los lados redondeados 412 de la realización 400. La realización 400 puede tener una altura 406 de aproximadamente 16 - 18 pulgadas, la relación de aspecto de la altura 406 con respecto a la anchura 408 de aproximadamente 1,5 : 1 a 1,9 : 1, y un área de aproximadamente 806 - 870 cm² (125 - 135 pulgadas cuadradas). La figura 25 es una ilustración de una realización de la forma de rombo redondeada potenciada 500 del corte 52 (las figuras 1A - 1B) que tiene unos lados redondeados 512 de una curvatura sustancialmente constante. Los lados redondeados 512 se pueden extender entre las esquinas de extremo superior e inferior 510 y pueden ser tangentes con respecto a las esquinas de extremo 510. La realización 500 puede tener una altura 506 que se mide a lo largo del eje mayor 502 y que se extiende entre las intersecciones de las líneas de extensiones que se extienden desde la tangente 514 en el lado redondeado 512 y la esquina de extremo 510 a cada lado de las esquinas de extremo 510. La realización 500 puede tener una anchura 508 que se mide a lo largo del eje menor 504 y que se extiende entre las intersecciones del eje menor 504 con los lados redondeados 512 de la realización 500. La realización de la forma de rombo redondeada potenciada 500 puede tener una altura 506 de aproximadamente 51 a 66 cm (22 - 26 pulgadas), una relación de aspecto de aproximadamente 2 : 1 a 2,4 : 1, y un área de aproximadamente 1226 a 1355 cm² (190 - 210 pulgadas cuadradas). La figura 26 es una ilustración de una realización de los cortes 52 que están inclinados en relación con el eje circunferencial 14 de la aeronave 10. En la realización que se muestra, los cortes 52 están

orientados de tal modo que el eje mayor a de cada corte 52 está orientado con un ángulo θ_{inclin} en relación con el eje circunferencial 14 de la aeronave 10. De forma opcional, los cortes 52 se pueden inclinar con el ángulo θ_{inclin} en uno u otro sentido (por ejemplo, inclinarse hacia delante o inclinarse hacia atrás) en relación con el eje circunferencial 14. En una realización, los cortes 52 se pueden orientar de tal modo que el eje mayor a está orientado dentro de ± 20 grados del eje circunferencial 14 de la aeronave a pesar de que los cortes se pueden orientar con unos ángulos mayores que ± 20 grados. El ángulo θ_{inclin} de orientación de cualquier corte 52 dado puede ser de tal modo que al menos uno de los segmentos laterales 58 del corte 52 está orientado sustancialmente en paralelo con respecto a una trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$, sustancialmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{\text{circunferencial}}$ (las figuras 6, 10), o sustancialmente en paralelo con respecto a una de las trayectorias de cargas de cizalladura $N_{\text{cizalladura-1}}$, $N_{\text{cizalladura-2}}$ (las figuras 6, 10) o cualquier otra trayectoria de cargas.

El ángulo θ_{inclin} de orientación se puede seleccionar adicionalmente de tal modo que dos o más de los segmentos laterales 58 de un corte 52 dado están orientados sustancialmente en paralelo con respecto a una de las trayectorias de cargas resultantes $N_{\text{resultado-1}}$, $N_{\text{resultado-2}}$ (las figuras 7, 11), la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{\text{circunferencial}}$ (las figuras 6, 10), una de las trayectorias de cargas de cizalladura $N_{\text{cizalladura-1}}$, $N_{\text{cizalladura-2}}$ (las figuras 6, 10), o con cualquier otra orientación de la trayectoria de cargas. Por ejemplo, un corte 52 se puede orientar de tal modo que uno de los segmentos laterales 58 del corte 52 está orientado sustancialmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado-1}}$ (la figura 7) de la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{\text{circunferencial}}$ (la figura 6) y la componente de tensión de la trayectoria de cargas de cizalladura $N_{\text{cizalladura-1}}$ (la figura 6). Otro segmento lateral 58 del mismo corte 52 se puede orientar sustancialmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas resultante (que no se muestra) de la combinación de la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{\text{circunferencial}}$ (la figura 7) y la componente de compresión (que no se muestra) de la carga de cizalladura (que no se muestra).

Adicionalmente, a este respecto, el revestimiento 42 puede incluir unas fibras 44 que se pueden orientar en una alineación sustancial con la trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$ (la figura 7) de la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{\text{circunferencial}}$ (la figura 6) y la componente de tensión de las trayectorias de cargas de cizalladura $N_{\text{resultado-1}}$, $N_{\text{resultado-2}}$ (las figuras 7, 11) y puede incluir adicionalmente unas fibras 44 que están orientadas sustancialmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas resultante (que no se muestra) de la combinación de la trayectoria de cargas de tensión circunferencial $N_{\text{circunferencial}}$ (la figura 6) y la componente de compresión (que no se muestra) de la trayectoria de cargas de cizalladura (que no se muestra). Las fibras 44 se pueden orientar de una forma que representa una estructura de armadura (que no se muestra) que se extiende a lo largo de la hilera de ventanas 49. Por ejemplo, una porción de las fibras 44 se puede orientar con unos ángulos de entre aproximadamente $+45$ grados y $+80$ grados en relación con el eje longitudinal 12 y otra porción de las fibras 44 se puede orientar con unos ángulos (que no se muestran) de entre aproximadamente $+100$ grados y $+160$ grados en relación con el eje longitudinal 12. En una realización, una porción de las fibras 44 se puede orientar a aproximadamente $+60$ grados en relación con el eje longitudinal 12 y otra porción de las fibras 44 se puede orientar a aproximadamente $+150$ grados en relación con el eje longitudinal 12 representando una disposición de armadura sesgada (que no se muestra) a lo largo de la hilera de ventanas 49. El ángulo θ_{inclin} de orientación de los cortes 52 puede ser constante a lo largo de la longitud del fuselaje 16 o el ángulo θ_{inclin} puede variar a lo largo de la longitud del fuselaje 16.

La figura 27 ilustra un diagrama de flujo que representa una o más operaciones que se pueden incluir en una metodología 600 para formar unos cortes 52 (la figura 12) en al menos una de las regiones laterales 40 (la figura 12) del fuselaje 16 de una aeronave 10 (la figura 12). La etapa 602 del método puede comprender formar los cortes 52 (la figura 12) en la región lateral 40 en una relación de yuxtaposición uno con respecto a otro. Los cortes 52 pueden estar separados uno con respecto a otro a una distancia de paso 72 deseada (la figura 12). De forma opcional, la distancia de paso 72 se puede corresponder con la separación entre los asientos para pasajeros (que no se muestran) de la aeronave 10 (las figuras 1A - 1B). Por ejemplo, la distancia de paso 72 se puede encontrar en el intervalo de aproximadamente 46 - 71 cm (18 - 28 pulgadas). La etapa 604 puede comprender determinar el momento de flexión M_1 (la figura 2) que actúa sobre el fuselaje 16 (la figura 12). A pesar de que la metodología 600 se describe en el contexto del momento de flexión negativo M_1 que se ilustra en la figura 2, la metodología también se puede poner en práctica usando el momento de flexión positivo M_2 que se ilustra en la figura 8. El momento de flexión M_1 (la figura 2) se puede determinar mediante la predicción de las cargas sobre el fuselaje 16 (la figura 12) en una simulación por ordenador. El momento de flexión M_1 (la figura 2) también se puede determinar mediante la medición de las cargas sobre el fuselaje 16 (la figura 12) durante la realización de pruebas estáticas o mediante la medición directa de las cargas sobre el fuselaje 16 durante la realización de pruebas de vuelo.

La etapa 606 puede comprender determinar la carga de cizalladura (que no se muestra) que se genera en la región lateral 40 (la figura 12) en respuesta al momento de flexión M_1 (la figura 2) que actúa sobre el fuselaje 16 (la figura 12). La carga de cizalladura se puede determinar por medios analíticos sobre la base de una simulación por ordenador. Como alternativa, la carga de cizalladura se puede determinar durante la realización de pruebas estáticas usando galgas extensométricas u otra instrumentación. La carga de cizalladura también se puede medir durante la realización de pruebas de vuelo.

ES 2 637 594 T3

- 5 La etapa 608 del método puede comprender determinar una carga de presurización de cabina P (la figura 3) sobre el fuselaje 16 (la figura 12). La carga de presurización de cabina P se puede determinar sobre la base de los requisitos de la FAA para mantener la altitud de presión de la cabina. Por ejemplo, con factores de seguridad, se puede requerir que el fuselaje 16 soporte hasta aproximadamente 125 kPa (18,2 psi) a pesar de que el fuselaje 16 se puede configurar para soportar unas cargas de presurización más altas.
- 10 La etapa 610 del método puede comprender determinar una carga de tensión circunferencial (que no se muestra) que se genera en la región lateral 40 (la figura 12) como resultado de la carga de presurización de cabina P (la figura 3). La carga de tensión circunferencial se puede determinar mediante una simulación por ordenador o mediante la medición de las cargas que actúan sobre el fuselaje 16 (la figura 12) durante la realización de pruebas a escala real o durante la realización de pruebas de vuelo de las mismas mediante el uso de unas galgas extensométricas (que no se muestran) que se pueden acoplar al revestimiento 42 del fuselaje 16 (la figura 12).
- 15 La etapa 612 del método puede comprender determinar una trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$ (la figura 12) de una resultante de la combinación de la carga de cizalladura (que no se muestra) y la carga de tensión circunferencial (que no se muestra). Por ejemplo, la trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$ se puede determinar por medios matemáticos sobre la base de la magnitud y la orientación de la carga de cizalladura conocida (que no se muestra) y la carga de tensión circunferencial conocida (que no se muestra). La trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$ también se puede determinar para otras combinaciones de las trayectorias de cargas y no se limita a la trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$ de la combinación de la carga de cizalladura y la carga de tensión circunferencial. Por ejemplo, la trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$ se puede basar en las cargas de torsión que son inducidas en el fuselaje 16 (la figura 12) por el timón de profundidad 30 (las figuras 1A - 1B) y/o el timón de dirección 26 (las figuras 1A - 1B).
- 20 La etapa 614 puede comprender configurar los cortes 52 (la figura 12) de tal modo que la trayectoria de cargas se extiende a lo largo de la región lateral 40 (la figura 12) de una forma sustancialmente continua desde la porción inferior 76 (la figura 12) de la región lateral 40 por debajo del primer corte 52a hasta la porción superior 74 (la figura 12) de la región lateral 40 por encima del segundo corte 52b. Los cortes 52 también se pueden configurar de tal modo que la trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$ se extiende de una forma sustancialmente continua desde la porción inferior 76 de la región lateral 40 por debajo del segundo corte 52b hasta la porción superior 74 de la región lateral 40 por encima del primer corte 52a.
- 25 La etapa 616 puede comprender proporcionar los cortes 52 (la figura 12) en la forma de un rombo que tiene unos segmentos laterales 58 (la figura 12) que están orientados generalmente en paralelo con respecto a una trayectoria de cargas tal como la trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$ (la figura 12). Como alternativa, los segmentos laterales 58 se pueden orientar a lo largo de la trayectoria de cargas de cizalladura $N_{\text{resultado}}$. Los segmentos laterales 58 también se pueden orientar generalmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$ de la combinación de la carga de cizalladura (que no se muestra), la carga de tensión circunferencial (que no se muestra), y otras cargas que se pueden imponer sobre el fuselaje 16 (la figura 12).
- 30 La etapa 618 puede comprender orientar al menos una porción de las fibras 44 (la figura 12) del revestimiento 42 (la figura 12) para que se encuentren sustancialmente en paralelo con respecto a una trayectoria de cargas tal como la trayectoria de cargas resultante $N_{\text{resultado}}$ (la figura 12). Las fibras 44 del revestimiento 42 se pueden extender desde una posición en general por debajo del extremo inferior 60b del primer corte 52a hasta una posición en general por encima del extremo superior 60a del segundo corte 52b. Las fibras 44 del revestimiento 42 se pueden orientar con un ángulo de entre aproximadamente 50 grados y 75 grados en relación con el eje longitudinal 12 (la figura 12) de la aeronave 10 (la figura 12). No obstante, las fibras 44 se pueden orientar con unos ángulos menores que 50 grados y mayores que 75 grados.
- 35 La etapa 620 puede comprender laminar unas capas de acolchado de material compuesto 84 (la figura 16) por encima del revestimiento 42 (la figura 16) en una región de acolchado 82 (la figura 16) de la región lateral 40 (la figura 16). Cada capa de acolchado 84 puede incluir una pluralidad de fibras de capa de acolchado 86 (la figura 16) que se pueden orientar sustancialmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas. La región de acolchado 82 puede dar como resultado un aumento progresivo en cuanto al espesor del revestimiento 42 en la región de acolchado 82 en relación con el espesor de revestimiento nominal t_{nom} (la figura 18).
- 40 A pesar de que la adición de las ventanas de pasajeros 50 (las figuras 1A - 1B) a una aeronave 10 (las figuras 1A - 1B) aumenta, en general, el peso global de la aeronave 10 debido al refuerzo estructural (es decir, el espesor de revestimiento aumentado) que se requiere para manejar las concentraciones de esfuerzos, la trayectoria de cargas mejorada que es provista por el corte en forma de rombo 52 (la figura 4) reduce las concentraciones de esfuerzos en la región lateral 40 (la figura 4) en un 35 a un 45 por ciento estimado en relación con unos cortes de ventana en forma de óvalo convencionales (que no se muestran) de aproximadamente la misma área. La reducción en cuanto a las concentraciones de esfuerzos prevé una reducción en cuanto al espesor de revestimiento en torno a los bordes del corte 52 y en la hilera de ventanas 49 (la figura 4) que ahorra peso. Los ahorros de peso se pueden aplicar hacia
- 45
- 50
- 55

un aumento en cuanto a la capacidad de carga útil o una mejora en la economía de combustible de la aeronave 10. Como alternativa, los ahorros de peso que se logran con los cortes en forma de rombo 52 (la figura 4) se pueden aplicar hacia unas ventanas 50 que sean de un área más grande. A pesar de que unas ventanas 50 más grandes requieren un aumento en cuanto al espesor de revestimiento en la hilera de ventanas 49 (la figura 4), el espesor máximo del revestimiento 42 para las ventanas en forma de rombo 50 es menor que para las ventanas en forma de óvalo convencionales de la misma área.

Muchas modificaciones y otras realizaciones de la divulgación se le ocurrirán a un experto en la materia a la que pertenece la presente divulgación, que cuente con el beneficio de las enseñanzas que se presentan en las descripciones anteriores y los dibujos asociados. Las realizaciones que se describen en el presente documento pretenden ser ilustrativas y no se tiene por objeto que sean limitantes o exhaustivas. A pesar de que en el presente documento se emplean términos específicos, los mismos se usan solo en un sentido genérico y descriptivo y no para fines de limitación. La invención solo está limitada por el alcance de las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un fuselaje de aeronave, que comprende:
- una sección de cuerpo cilíndrico (34) que tiene un revestimiento que está formado por material compuesto que tiene unas fibras de refuerzo (44) que están embebidas en una matriz;
- 5 un primer corte (52a) y un segundo corte (52b) que se forman en la sección de cuerpo cilíndrico en una relación de yuxtaposición uno con respecto a otro;
- una trayectoria de cargas directa que se extiende de una forma sustancialmente continua desde una porción inferior (76) de la sección de cuerpo cilíndrico en general por debajo del primer corte hasta una porción superior (74) de la sección de cuerpo cilíndrico en general por encima del segundo corte, caracterizado por que:
- 10 el primer y el segundo cortes tienen, cada uno, una forma general de rombo que incluye un segmento lateral que está orientado generalmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas directa;
- al menos una porción de las fibras está orientada generalmente en paralelo con respecto al segmento lateral y se extiende desde una posición por debajo de un extremo inferior (60b) del primer corte hasta una posición por encima de un extremo superior (60a) del segundo corte.
- 15 2. El fuselaje de aeronave de la reivindicación 1, en el que:
- la región lateral incluye un revestimiento (42) que tiene un espesor de revestimiento nominal;
- incluyendo la región lateral una región de acolchado (82) al menos en un área entre el primer y el segundo cortes; y
- siendo el espesor de revestimiento en la región de acolchado mayor que el espesor de revestimiento nominal.
3. El fuselaje de aeronave de la reivindicación 2, en el que:
- 20 el primer (52a) y el segundo (52b) cortes definen una garganta a la distancia más corta entre los mismos; y
- aumentando, en general, el espesor de revestimiento en la región de acolchado (82) a lo largo de al menos una de una dirección desde la porción superior hacia la garganta y una dirección desde la porción inferior hacia la garganta.
4. El fuselaje de aeronave de la reivindicación 2, en el que al menos una porción de las fibras (44) está orientada con un ángulo de aproximadamente 50 a 75 grados en relación con un eje longitudinal de la aeronave.
- 25 5. El fuselaje de aeronave de la reivindicación 1, en el que las formas de rombo tienen un eje mayor y un eje menor, y en el que el eje mayor está orientado dentro de +/- 20 grados de un eje circunferencial de la aeronave.
6. El fuselaje de aeronave de la reivindicación 5, en el que:
- la forma de rombo tiene cuatro segmentos laterales.
7. Un fuselaje de aeronave de la reivindicación 1, en el que:
- 30 la sección de cuerpo cilíndrico (34) que tiene al menos un panel lateral (40);
- un primer corte (52a) y un segundo corte (52b) que se forman en el panel lateral en una relación de yuxtaposición uno con respecto a otro; y
- una trayectoria de cargas directa que se extiende a lo largo de la sección de cuerpo cilíndrico (34), extendiéndose la trayectoria de cargas de una forma sustancialmente continua desde una porción inferior del panel lateral en general por debajo del primer corte (52a) hasta una porción superior del panel lateral en general por encima del segundo corte (52b).
- 35 8. Un método de formación de cortes en una región lateral de un fuselaje de aeronave, que comprende las etapas de:

proporcionar una sección de cuerpo cilíndrico (34) que tiene un revestimiento que está formado por material compuesto que tiene unas fibras de refuerzo (44) que están embebidas en una matriz;

formar un primer corte (52a) y un segundo corte (52b) en una relación de yuxtaposición uno con respecto a otro en la región lateral; y

- 5 configurar el primer corte y el segundo corte de tal modo que una trayectoria de cargas directa se extiende a lo largo de la región lateral de una forma sustancialmente continua desde una porción inferior de la región lateral en general por debajo del primer corte hasta una porción superior de la región lateral en general por encima del segundo corte

- 10 caracterizado por que el primer y el segundo cortes tienen, cada uno, una forma en general de rombo que incluye un segmento lateral que está orientado generalmente en paralelo con respecto a la trayectoria de cargas directa, y en el que al menos una porción de las fibras está orientada generalmente en paralelo con respecto al segmento lateral y se extiende desde una posición por debajo de un extremo inferior (60b) del primer corte hasta una posición por encima de un extremo superior (60a) del segundo corte.

9. El método de la reivindicación 8, en el que el método comprende adicionalmente las etapas de:

incluir una región de acolchado (82) en la región lateral al menos en un área entre el primer y el segundo cortes; y

- 15 aumentar el espesor del revestimiento en la región de acolchado en relación con el espesor de revestimiento nominal.

10. El método de la reivindicación 8, en el que el primer (52a) y el segundo (52b) cortes en forma de rombo tienen un eje mayor y un eje menor.

11. El método de la reivindicación 8, en el que la forma de rombo tiene cuatro segmentos laterales.

20

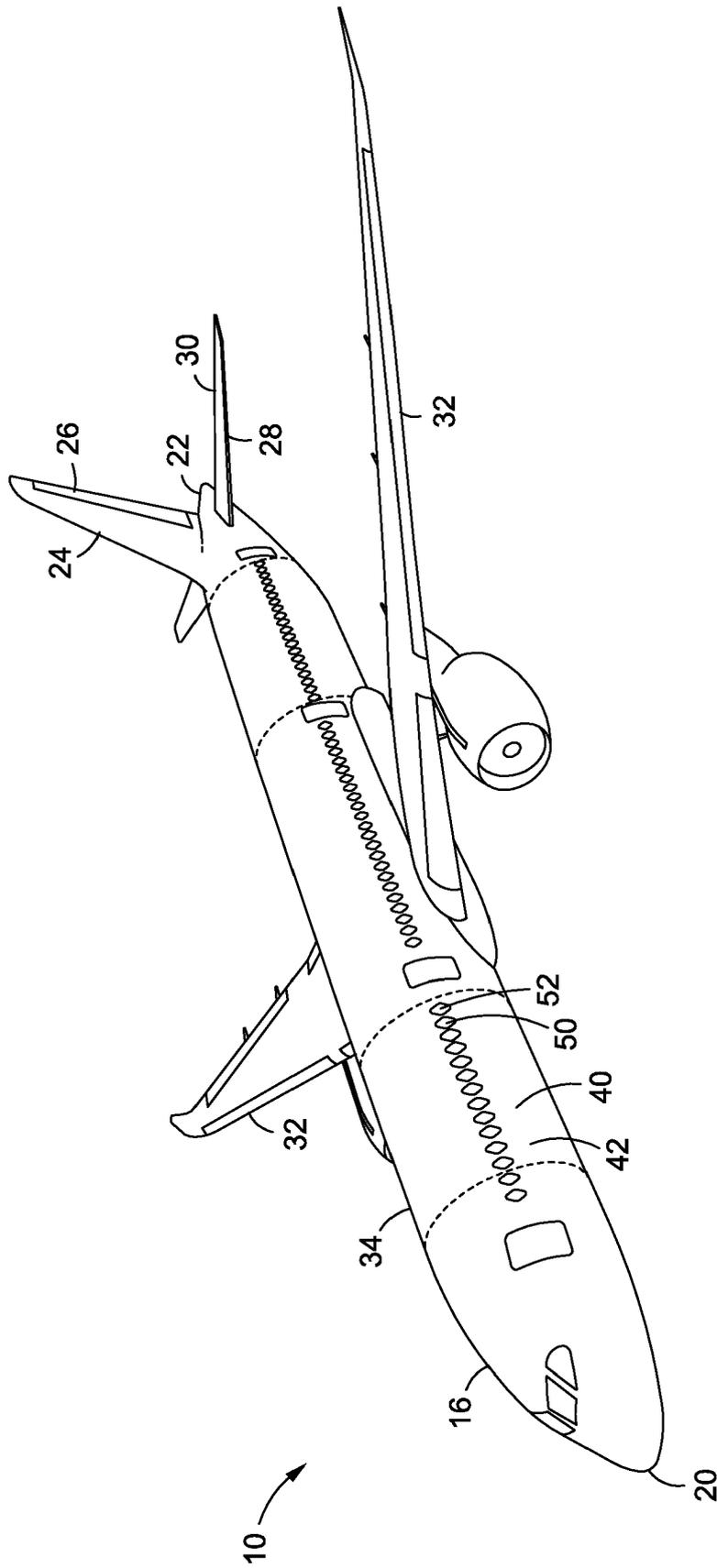


Fig. 1A

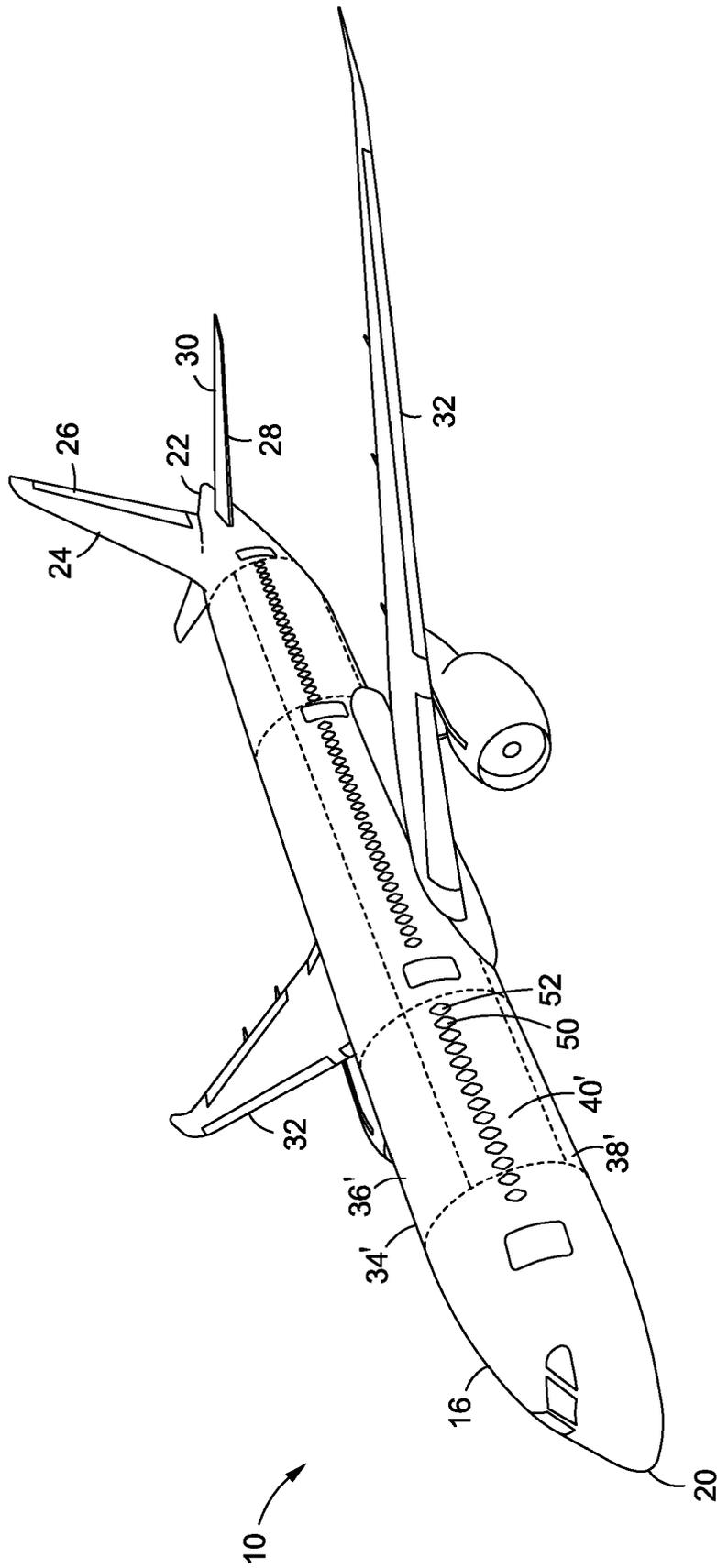


Fig. 1B

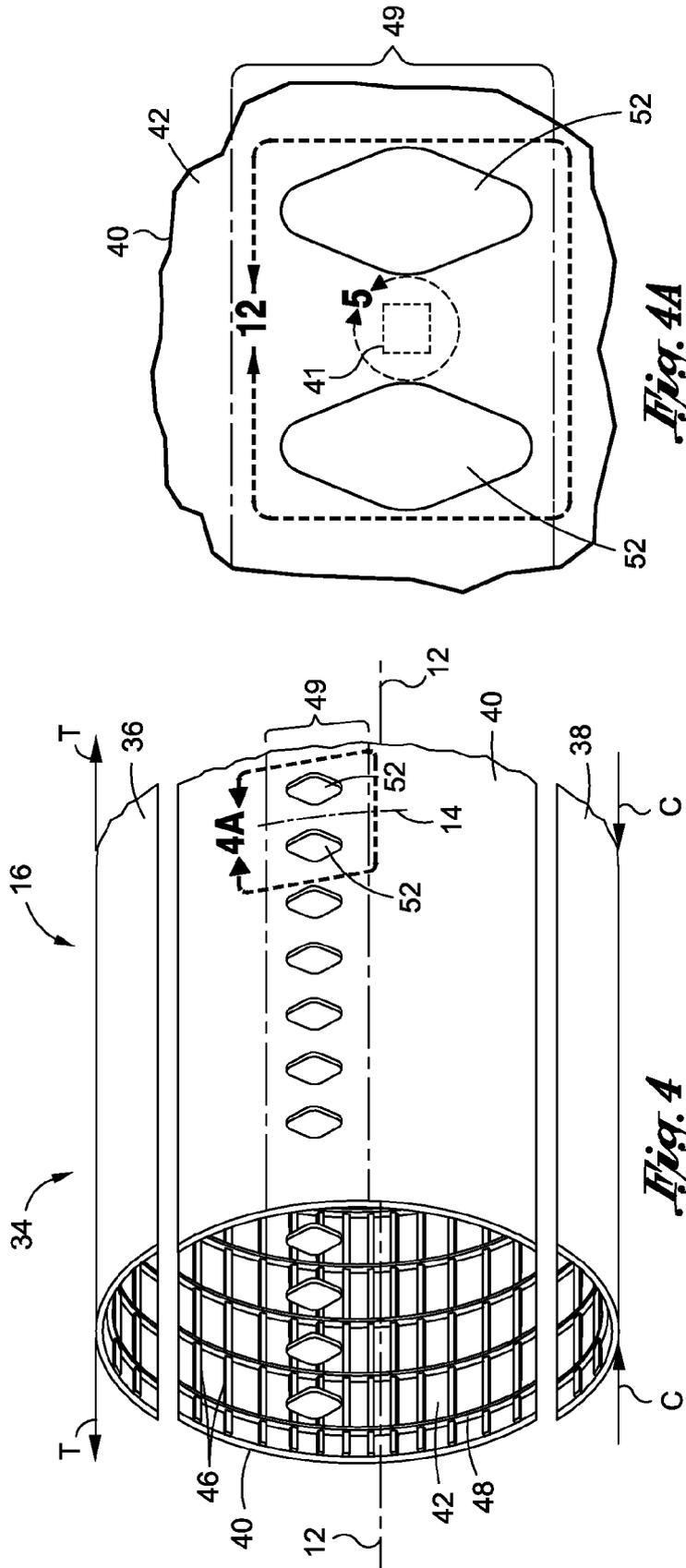


Fig. 4

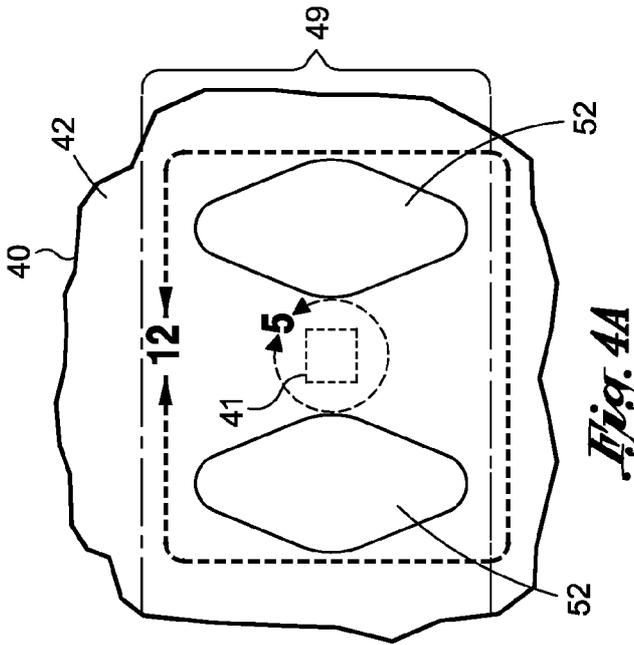


Fig. 4A

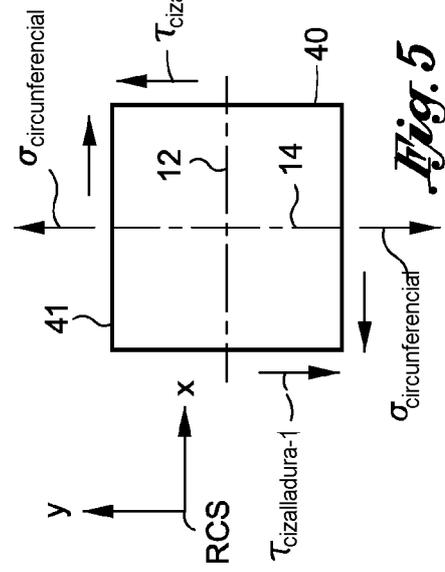


Fig. 5

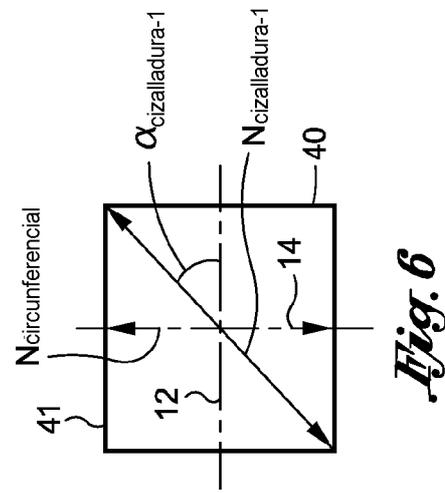


Fig. 6

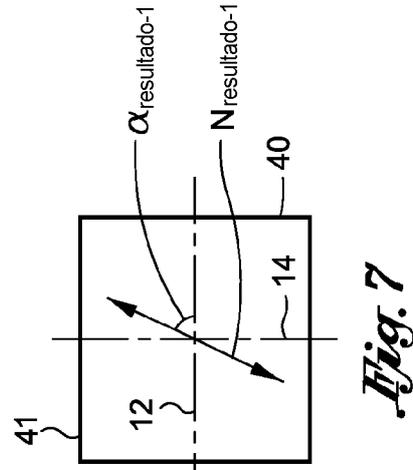


Fig. 7

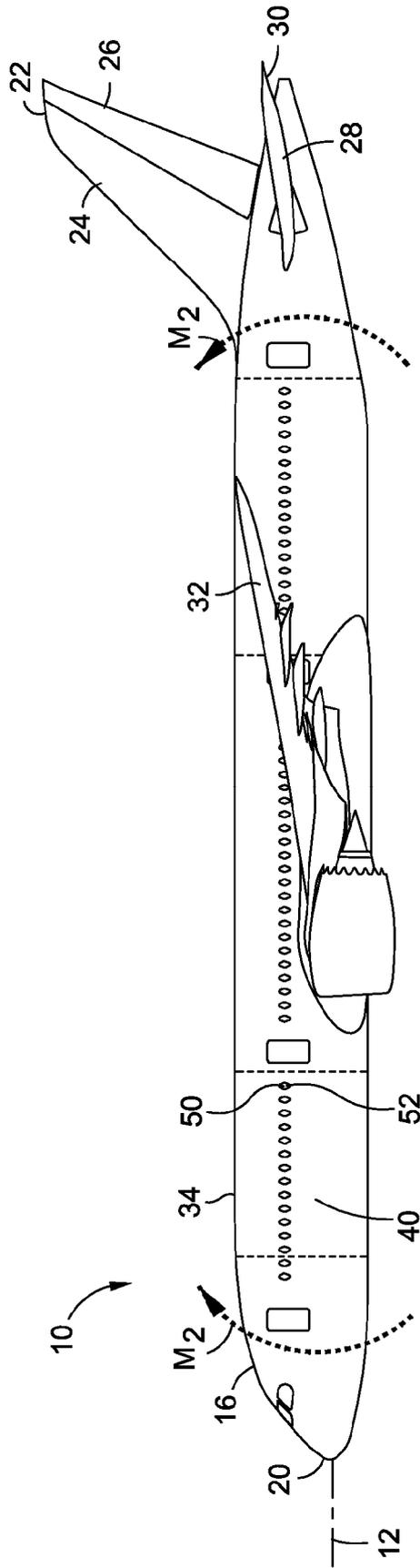


Fig. 8

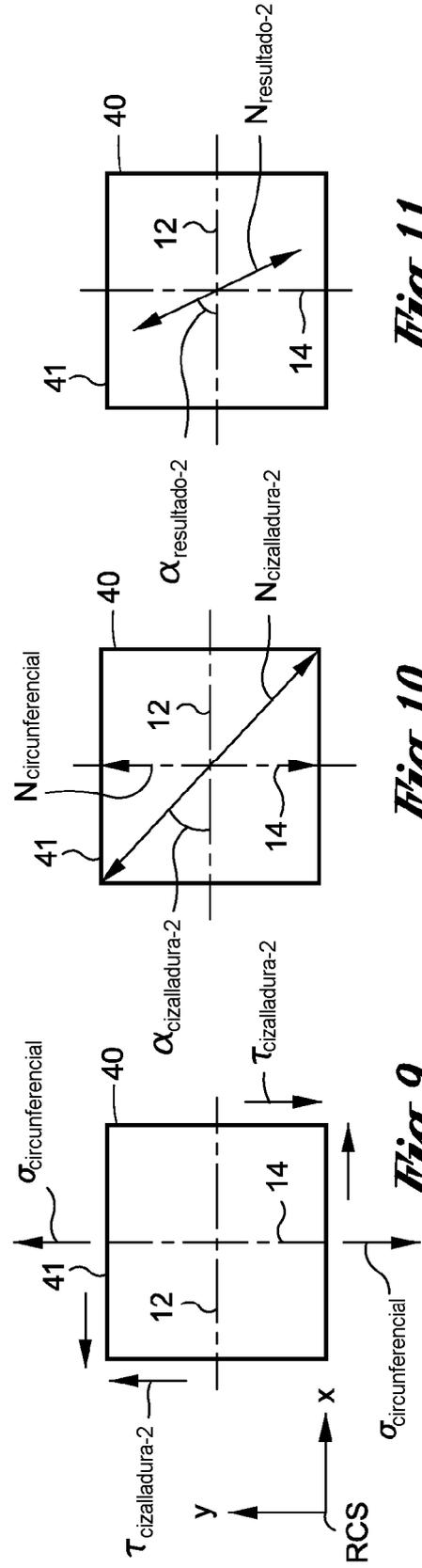


Fig. 9

Fig. 10

Fig. 11

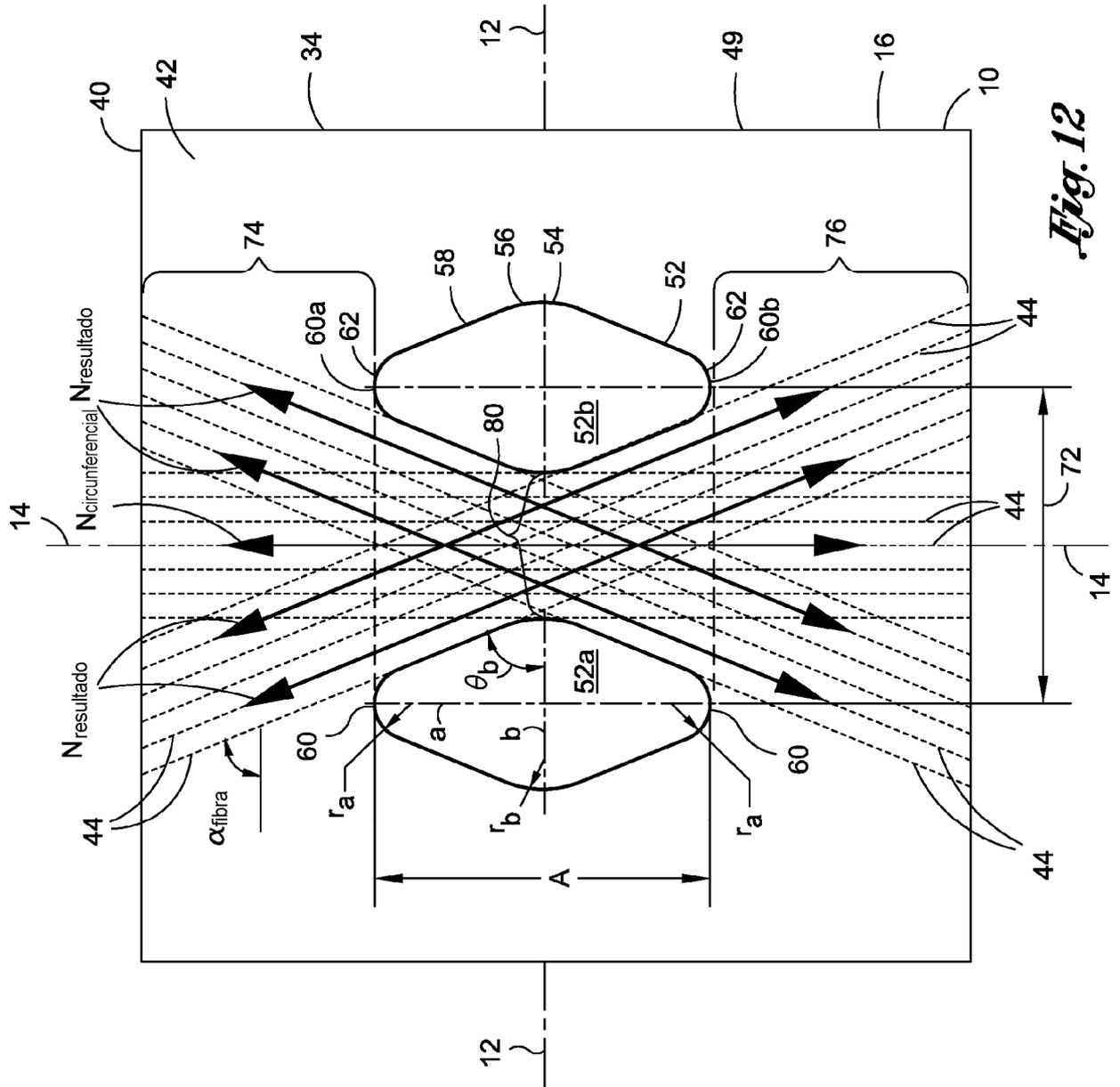


Fig. 12

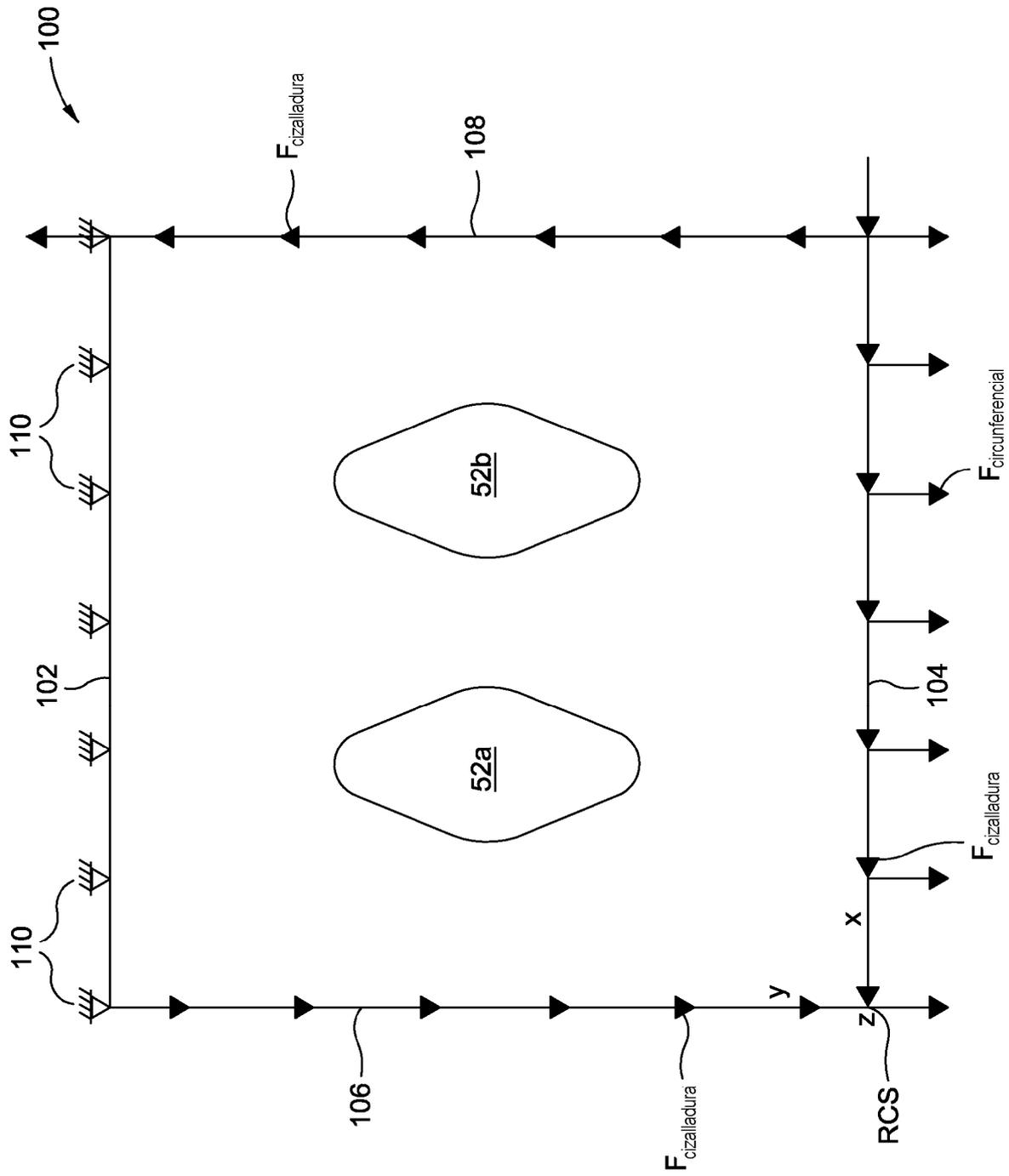


Fig. 13

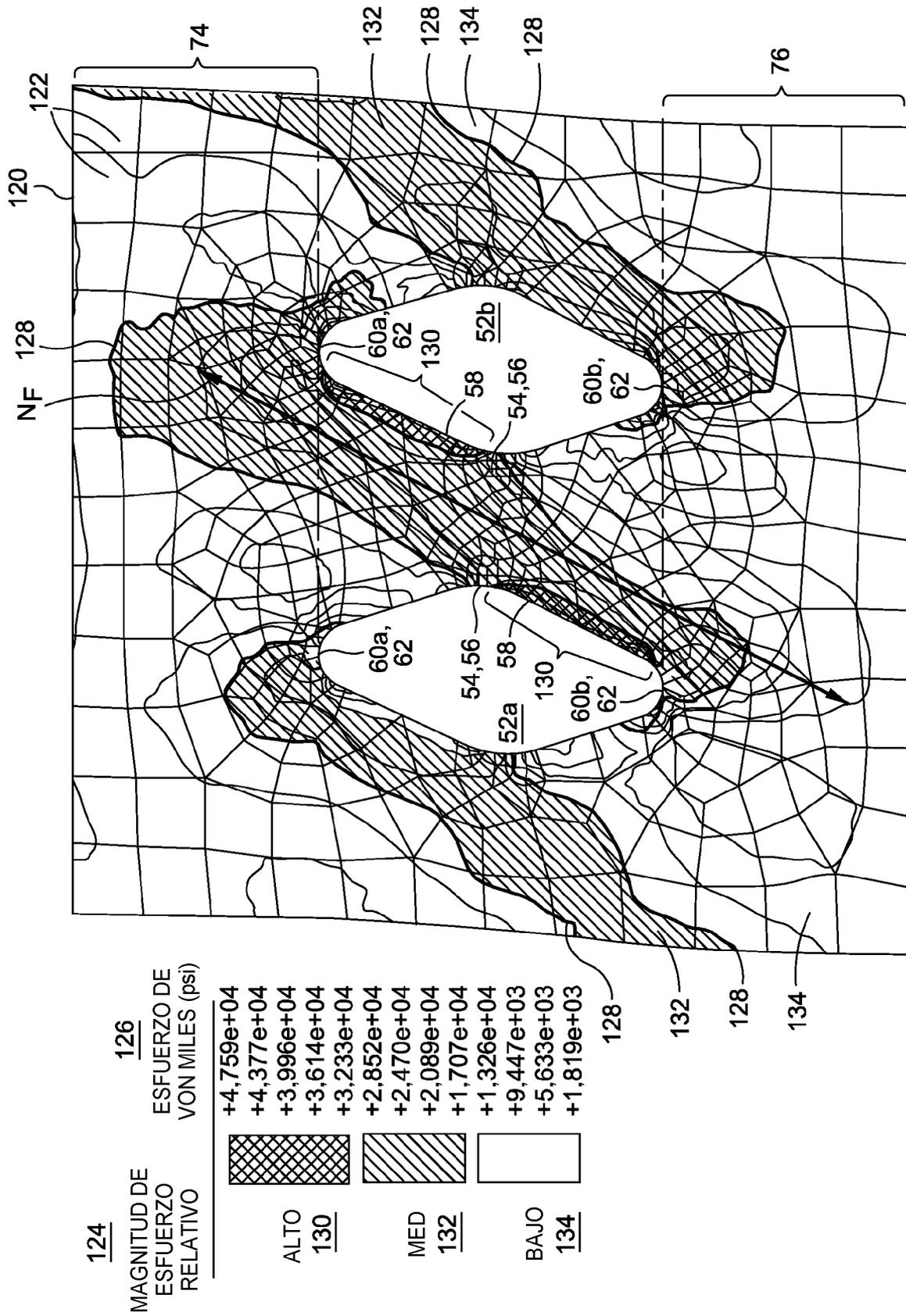


Fig. 14

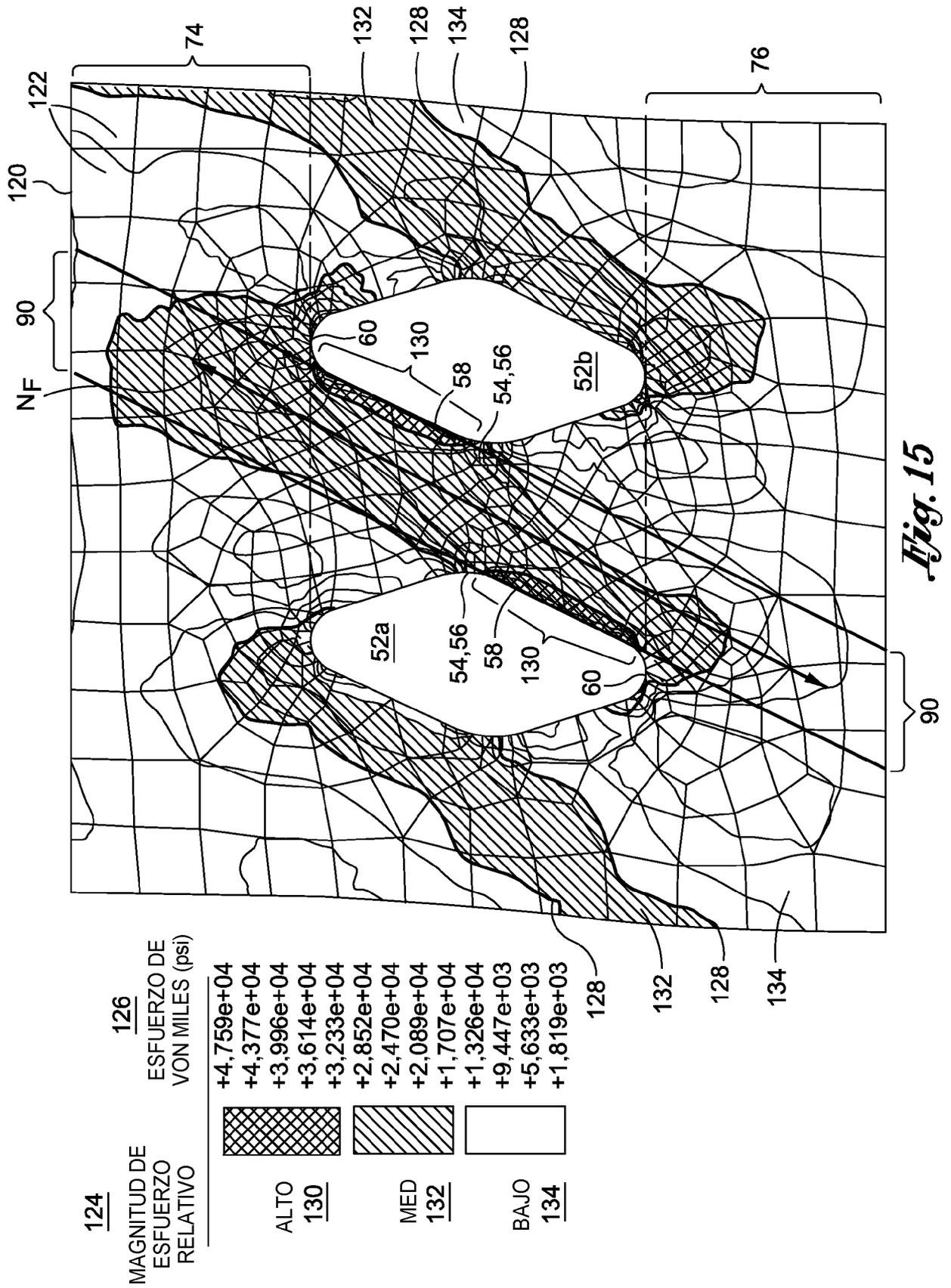


Fig. 15

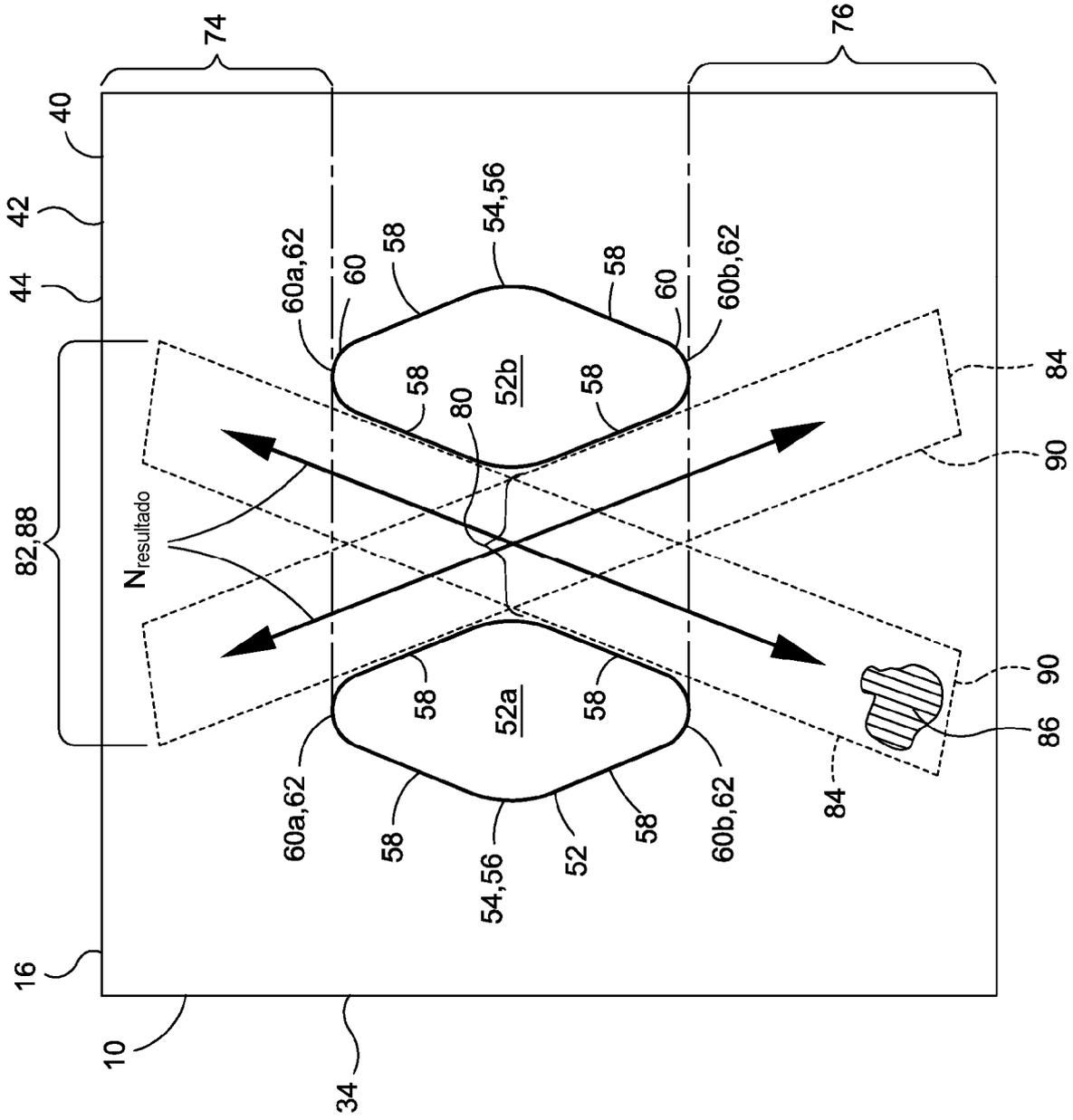


Fig. 16

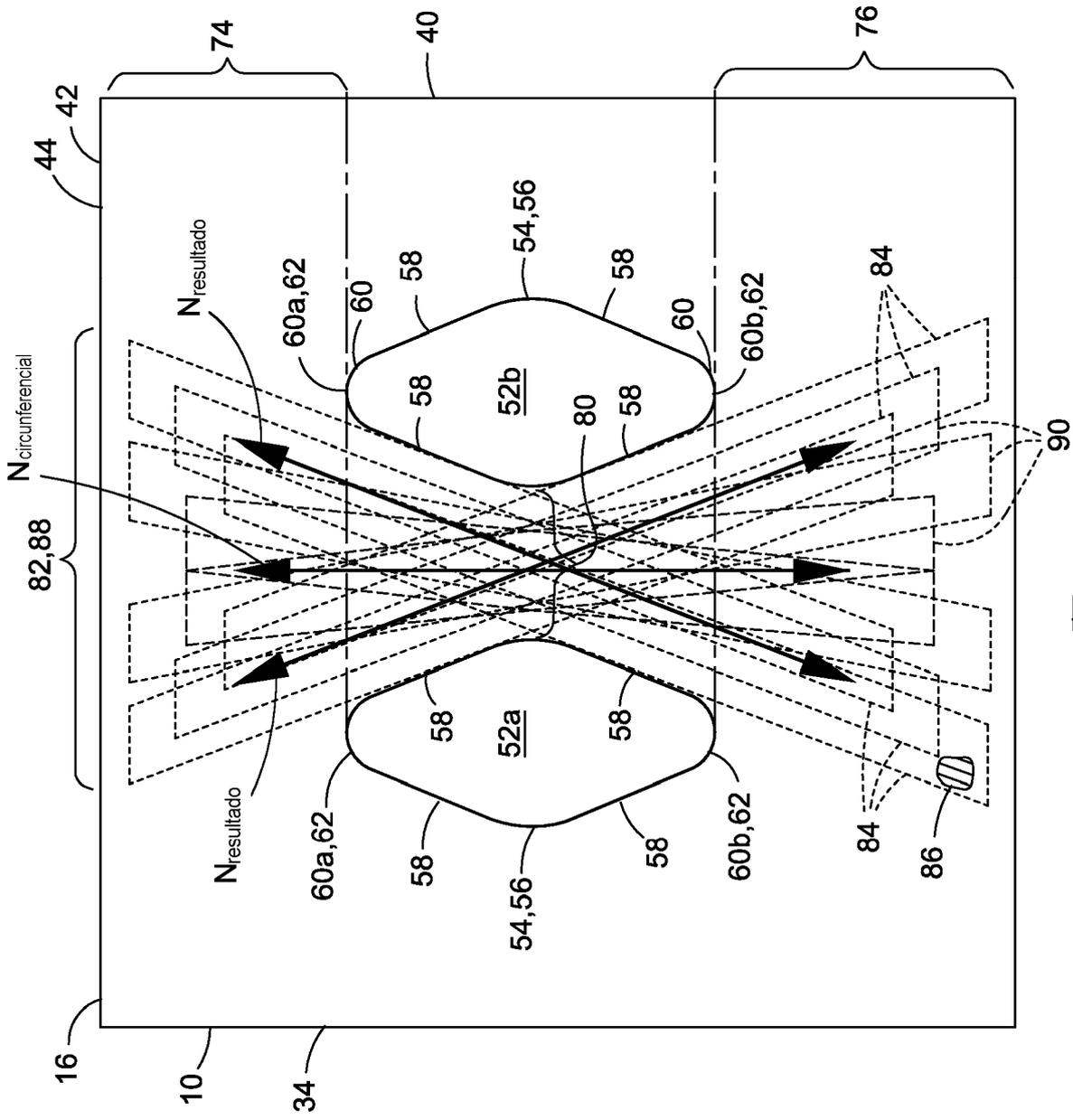


Fig. 19

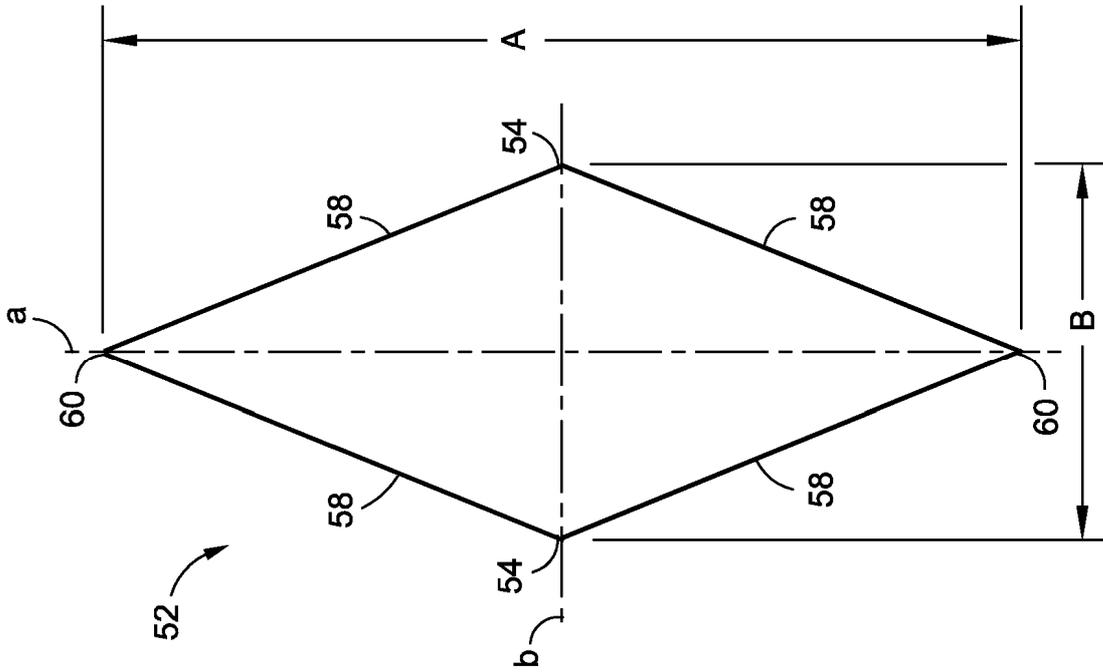


Fig. 21

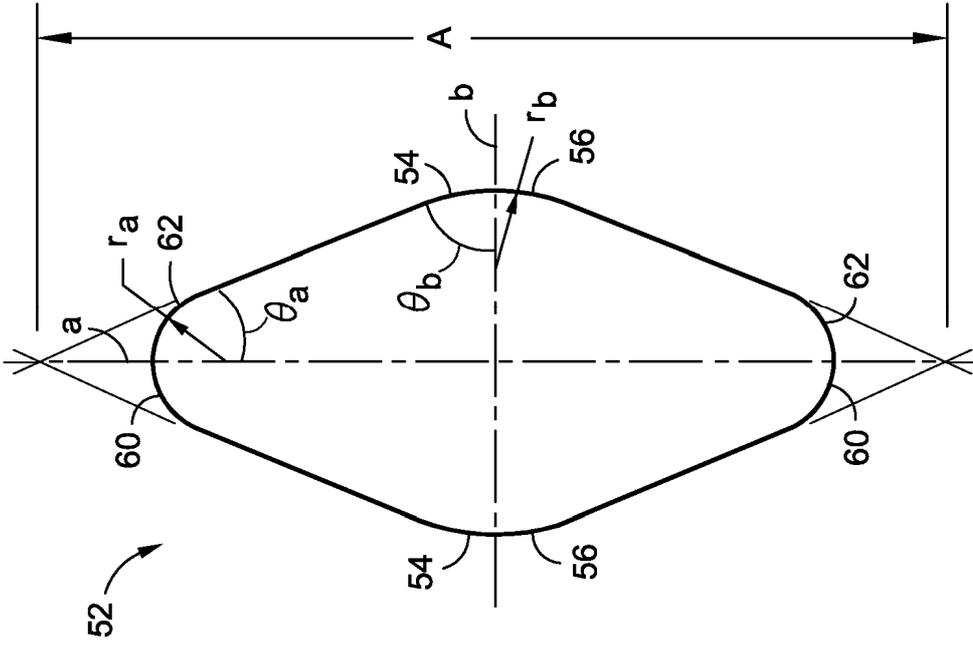


Fig. 22

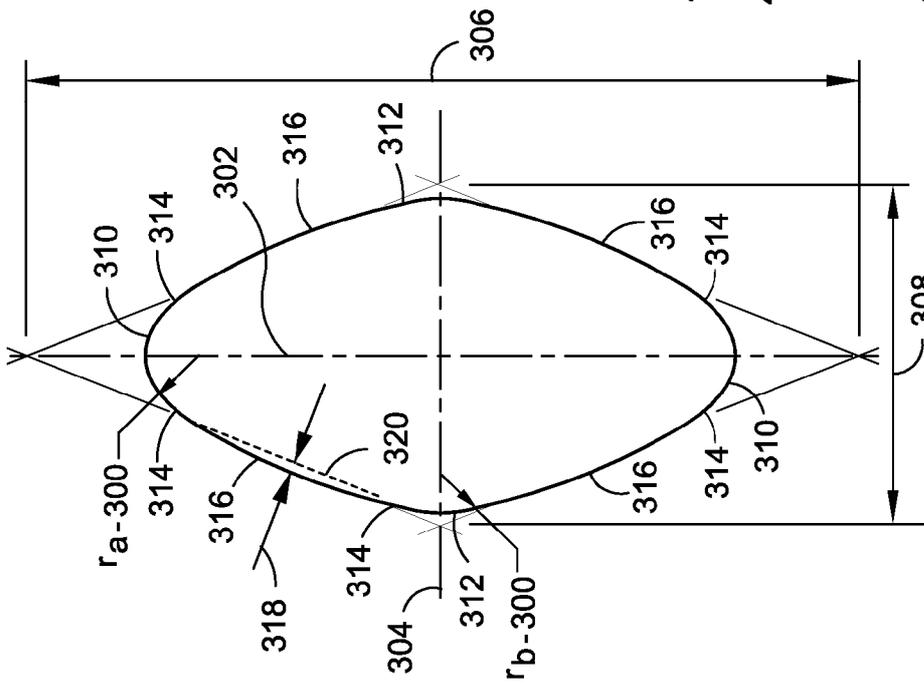


Fig. 23

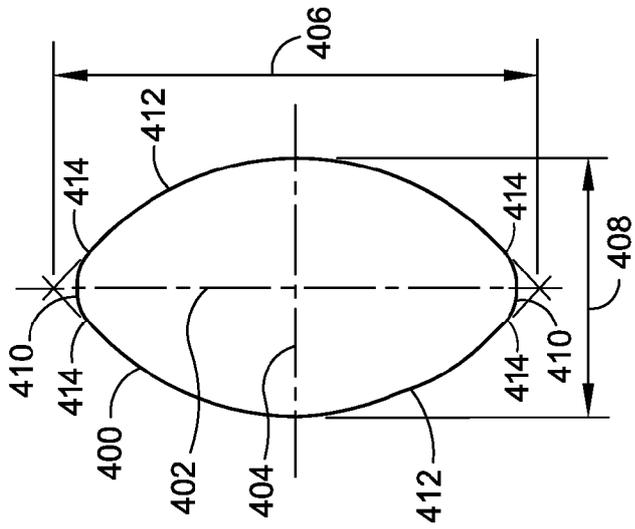


Fig. 24

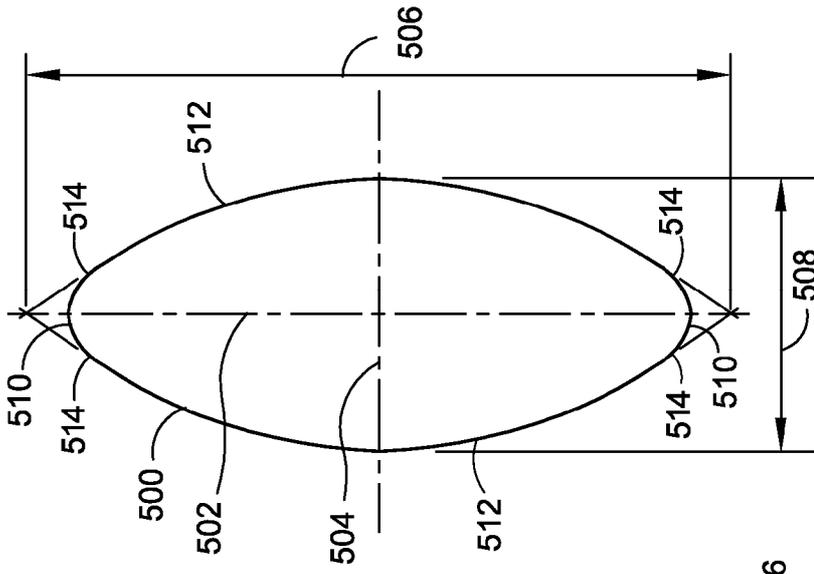


Fig. 25

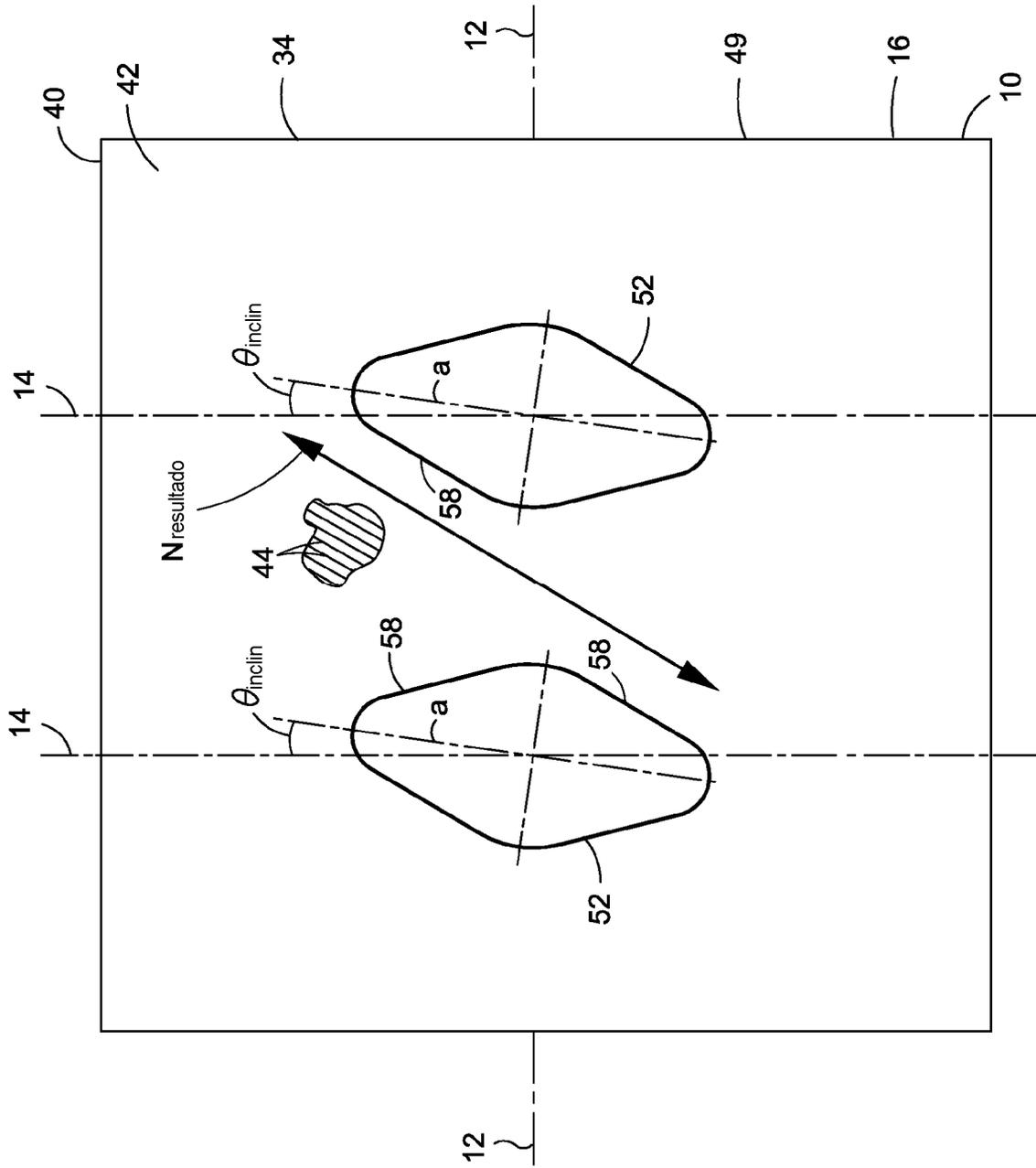


Fig. 26

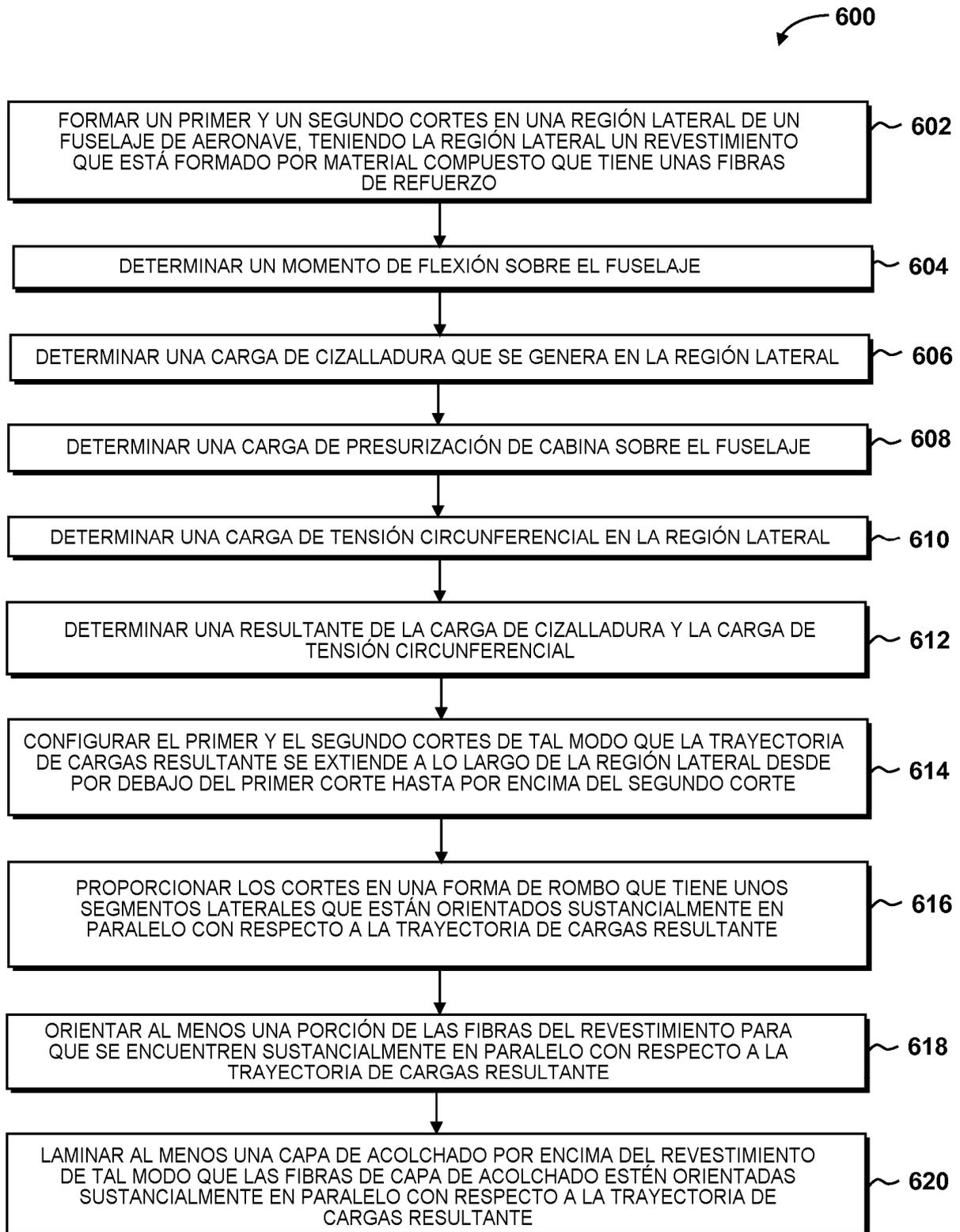


Fig. 27