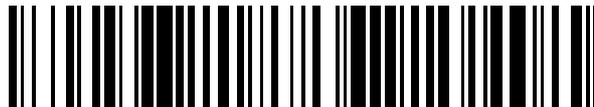


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 807 728**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/10**

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **07.03.2017 E 17159578 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **20.05.2020 EP 3257742**

54 Título: **Mamparo estanco**

30 Prioridad:

**17.06.2016 US 201615185159**

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

**24.02.2021**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**MCNAMARA, KYLE L.;  
LAUSER, EDWARD FREDERICK;  
BOWEN, DAVID WILLIAM;  
CROW, KEVIN ANDREW y  
NIEZGODA, MICHAEL STEPHEN**

74 Agente/Representante:

**CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel**

**ES 2 807 728 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**

Mamparo estanco

**Campo**

5 La presente invención se refiere a un mamparo estanco para un avión y más particularmente a un mamparo estanco con soporte estructural.

**Antecedentes**

10 Los mamparos estancos para aviones, particularmente un mamparo estanco de popa tiene típicamente forma de cúpula. La forma de cúpula tiene la capacidad de distribuir las cargas ejercidas sobre la estructura con forma de cúpula como una carga de membrana de manera efectiva a la estructura del fuselaje. No obstante, una desventaja de este mamparo con forma de cúpula o semiesférico es que es difícil enrutar los sistemas a través del mamparo con el mamparo en una forma curva. Los sistemas de enrutamiento a través de un mamparo con forma de cúpula incluyen mayores complejidades de diseño ya que se necesita una estructura adicional para proporcionar superficies planas para la fijación del sistema. Un mamparo más plano proporciona interfaces más sencillas para sistemas de avión como el eléctrico, hidráulico y combustible, así como, otros sistemas dentro de un avión. Es más, debido a la naturaleza que se extiende longitudinalmente del mamparo en forma de cúpula que se extiende en una dirección a lo largo del fuselaje, la forma de cúpula compite con el espacio de cabina utilizable dentro del fuselaje, lo que proporciona una ocupación ineficiente del espacio dentro del fuselaje.

20 En contrapartida, los mamparos estancos para aviones también se han construido para tener una forma más plana. Un mamparo con una construcción más plana es más eficiente espacialmente dentro del fuselaje. No obstante, esta forma más plana generalmente da como resultado que el mamparo sea más pesado que un mamparo con forma de cúpula que, al contrario, distribuye más eficientemente las cargas. Además, la construcción de mamparo estanco más plana requiere una estructura de soporte más compleja para resistir las cargas de cizalla y flexión que se producen por la presurización del fuselaje que se ejerce a través de una superficie más plana. Esto contrasta con la construcción de mamparo con forma de cúpula que distribuye la carga de manera más eficiente con una ruta de carga mejorada o distribución de carga de membrana.

25 El documento US 2011/233334 A1 divulga una estructura, especialmente una estructura de fuselaje de un avión o una nave espacial. El documento US 6.213.428 B1 divulga una estructura de proa de avión. El documento EP 2824031A2 divulga paneles de presión. El documento JP S62 203899 A divulga un mamparo estanco.

**Sumario**

30 La presente invención está definida por las reivindicaciones independientes 1 y 11. El preámbulo de la reivindicación 1 se divulga en el documento US 2011/0233334 A1.

Las características, funciones y ventajas que se han expuesto se pueden alcanzar independientemente en diversas realizaciones o se pueden combinar en otras realizaciones, de las que se pueden ver más detalles con referencia a la siguiente descripción y los siguientes dibujos.

35 **Breve sumario de los dibujos**

La figura 1 es una vista en planta lateral parcialmente cortada de una porción de popa de un avión con mamparo en sección transversal;  
 la figura 2 es una vista lateral de popa en perspectiva del conjunto de pared de mamparo mostrado en la figura 1 junto con largueros que se extienden hacia el lado delantero del avión;  
 40 la figura 3 es una vista lateral delantera en perspectiva del conjunto de pared de mamparo de la figura 2;  
 la figura 4 es una vista en sección transversal de una junta de empalme como se ve a lo largo de la línea 4-4 de la figura 2;  
 la figura 5 es una vista en sección transversal como se ve a lo largo de la línea 5-5 en la figura 3 de sujeción de clip de la segunda sección de pared que se extiende en el lado delantero del conjunto de pared del mamparo;  
 45 la figura 6 es una vista en perspectiva inferior ampliada en corte parcial del lado de popa del conjunto de pared del mamparo de la figura 2;  
 la figura 7 es una vista en perspectiva ampliada en corte parcial del lado de popa del conjunto de pared de mamparo de la figura 2;  
 la figura 8 es una vista en sección transversal vista a lo largo de la línea 8-8 en la figura 3 que ve un soporte intercostal que se extiende en el lado delantero del conjunto de pared asociado con una viga de soporte primaria;  
 50 y

la figura 9 es una vista en sección transversal como se ve a lo largo de la línea 9-9 en la figura 3 que ve un soporte intercostal que se extiende en el lado delantero del conjunto de pared asociado con una viga de soporte secundaria.

**Descripción**

5 Un mamparo estanco de un avión, como el de un mamparo estanco de popa, tiene ciertas demandas puestas en esa estructura dependiendo de la configuración del mamparo. Por ejemplo, un mamparo con forma de cúpula tiene beneficios de distribución de carga y un peso estructural más ligero que un mamparo configurado más plano. Por otra parte, una configuración más plana de un mamparo estanco a menudo requiere una construcción más pesada y sistemas de soporte más complejos, y, sin embargo, permite un paso más fácil por los sistemas de la aeronave a través de la estructura del mamparo. El aparato y el método que se describirán en el presente documento utilizan ventajosamente los beneficios de estas diferentes construcciones de mamparo.

15 En referencia a la figura 1, el avión 10 incluye una sección de cola 12 que está posicionada en un extremo o lado de popa 14 del avión 10. El mamparo estanco 16 se coloca dentro del avión 10 para proporcionar una separación sellada del lado de popa o no presurizado 14 del avión 10 del lado delantero o presurizado 18 que incluye la cabina 20 del avión 10. A medida que el avión 10 gana altitud, el avión 10 presuriza la cabina 20 para proporcionar a los pasajeros dentro de la cabina 20 un ambiente más habitable y confortable. Durante el proceso de presurización, se aplica fuerza contra el mamparo 16 desde dentro de la cabina 20 en una dirección hacia el lado de popa 14 del avión 10 y en el momento de esta presurización, el lado de popa 14 experimenta una reducción en la presión de aire como resultado de que el lado de popa 14 no se sella a presión al entorno exterior del avión 10. Cuando el avión 10 desciende en altitud, el lado de popa 14 del avión 10 aumenta de presión y la presión de la cabina 20 en el lado delantero 18 se normaliza para ser comparable a la presión de aire de la altitud a la que aterriza el avión 10.

20 El mamparo estanco 16 incluye el conjunto de pared 22 que incluye la primera sección de pared 24 y la segunda sección de pared 26 que se discutirá con más detalle en este documento. El conjunto de soporte de mamparo 28 como también se discutirá con más detalle en este documento proporciona soporte al conjunto de pared 22 de mamparo 16 particularmente durante la presurización de la cabina 20.

30 La primera sección de pared 24, tal como se ve en las figuras 1-3, se extiende en la dirección 30 no paralela a una longitud L del avión 10. En esta realización, la primera sección de pared 24 se extiende generalmente en una dirección transversal 30 con respecto a la longitud L del avión 10. La segunda sección de pared 26 está sujeta a la primera sección de pared 24. La segunda sección de pared 26 incluye una forma curvada 32, tal y como se observa en la figura 1, tal que la forma curvada 32 incluye una porción convexa 34 que se extiende más a lo largo de la longitud L del avión 10 en la dirección 36 hacia el extremo de popa 14 del avión 10 que la primera sección de pared 24. La primera sección de pared 24 está construida para tener una configuración relativamente plana o tener alguna curvatura o contorno según sea necesario. No obstante, la primera sección de pared 24 tiene una configuración más plana que la configuración de la segunda sección de pared 26. Esta configuración más plana de la primera sección de pared 24 que la configuración de la segunda sección de pared 26 proporciona a la primera sección de pared 24 una configuración más eficiente para el paso de sistemas como el eléctrico, hidráulico y combustible, así como, otros sistemas a través del mamparo 16 a través de las aberturas 38 como se ve en las figuras 2 y 3 definidas en la primera sección de pared 24.

40 La segunda sección de pared 26 adquiere una forma curvada 32 y, en esta realización, una forma de cúpula 40, tal y como se ve en la figura 1. La forma de cúpula 40 de la segunda sección de pared 26 proporciona el beneficio de una distribución eficiente de la carga de membrana de las cargas al fuselaje 42 del avión 10. Las cargas experimentadas por el mamparo 16 ocurren particularmente cuando el avión 10 gana altitud con el proceso de presurización del lado delantero 18 del mamparo 16 que incluye la cabina 20 y la disminución de la presión en el lado de popa 14 del mamparo 16. La configuración en forma de cúpula 40 de la segunda sección de pared 26 requiere menos peso para la segunda estructura de pared 26 que la configuración más plana de la segunda sección de pared 26 y reduce la necesidad de estructuras de soporte más complejas para soportar la segunda sección de pared 26 que las configuraciones más planas.

50 Como puede observarse en las figuras 2 y 3, la segunda sección de pared 26 se extiende en una dirección alejada de la primera sección de pared 24 de tal manera que la primera y segunda secciones de pared 24, 26 se extienden dentro de las dimensiones internas del fuselaje 42 para establecer una conexión sellada a presión con el fuselaje 42. La primera y segunda secciones de pared 24, 26 están sujetas juntas a lo largo de la junta de empalme 44 que se extiende a través del conjunto de pared 22 en una dirección 46 no paralela a la longitud L del avión 10. La junta de empalme 44, tal y como se observa en la figura 4, incluye la primera sección de pared 24 y la segunda sección de pared 26 colocadas separadas entre sí a lo largo de la junta de empalme 44 formando un espacio 47 entre el primer y el segundo miembro de pared 24, 26. Una placa de empalme 48 está posicionada para apoyarse en el primer y segundo miembro de pared 24 y 26 y para abarcar el espacio 47. Un miembro de empalme 47 está remachado o sujeto de otra manera como se menciona para otras sujeciones de miembros en este documento, a los miembros de pared primero y segundo 24 y 26 que proporcionan una conexión sellada a presión de los miembros de pared

primero y segundo 24 y 26 a lo largo de la junta de empalme 44.

El mamparo estanco 16 incluye además una estructura de cuerda 50, tal como se observa en las figuras 2 y 3. La estructura de cuerda 50 se extiende alrededor del perímetro 51 de las secciones de pared primera y segunda 24, 26 del conjunto de pared 22. La estructura de cuerda 50, como se ve en la figura 5 tiene una configuración de sección transversal generalmente en forma de "T" ya que la estructura de cuerda se extiende alrededor del perímetro 51 con el miembro transversal 52 que se extiende a lo largo y por encima del revestimiento 54 del fuselaje 42. Un miembro de vástago 56 se extiende lejos del miembro transversal 52 en una dirección alejada del miembro transversal 52. Como se discute en más detalle aquí, la estructura de cuerda 50 facilita una conexión sellada entre el conjunto de pared 22 y el fuselaje 42. La segunda sección de pared 26 del conjunto de pared 22, en esta realización, incluye miembros de soporte de nervio de refuerzo 27, tal como se observa en las figuras 3 y 5, que se extienden en una dirección radial de forma de cúpula 40 y proporciona soporte estructural para la sección de pared 26 y ayuda en la distribución de carga de membrana.

En el lado delantero 18 del miembro de vástago 56, la base 60 del refuerzo de sujeción de cúpula 62 se extiende desde la parte superior del miembro de vástago 56 al miembro transversal 52 de la estructura de cuerda 50, tal y como se ve en la figura 5. Tal como se observa en las figuras 2 y 3, el refuerzo de sujeción de cúpula 62 incluye dos placas separadas 57 y 59 que se colocan dentro del larguero 72 para extenderse a lo largo de la base 73 del larguero 72, tal como se observa en las figuras 3 y 5, en donde el larguero 72 adopta una configuración general de tipo canal en esta realización. De este modo, como se ve en la vista de la figura 5, la placa 59 se muestra con un refuerzo de sujeción de cúpula 62. La sujeción de la placa 57, no mostrada, en esta vista, es similar a la descrita aquí para la placa 59.

En la porción superior 61 del miembro de vástago 56, la base 60 y el miembro de vástago 56 intercalan una porción del segundo miembro de pared 26. En la porción superior 61 del miembro de vástago 56, el miembro de vástago 56, el segundo miembro de pared 26, la base 60 y la placa 59 están sujetos juntos con remaches 64 mostrados esquemáticamente. Debe entenderse que al referirse a los remaches como la forma de sujetar los miembros juntos en esta realización, se pueden emplear otros tipos de sujeción para sujetar miembros como con el uso de pernos, soldadura u otras sujeciones conocidas. En la porción inferior 65 del miembro de vástago 56, la base 60 del refuerzo de sujeción de cúpula 62 se colocan contiguas entre sí y el miembro de vástago 56, la base 60 y la placa 59 también se sujetan con remaches 66 mostrados esquemáticamente en esta realización.

En el lado delantero 18 del miembro de vástago 56 de la estructura de cuerda 50, la placa 59 del refuerzo de sujeción de cúpula 62 está sujeta al revestimiento 54, con el miembro transversal 52 intercalado entre el revestimiento 54 y la placa 59, con remaches 68 mostrados esquemáticamente. Extendiéndose más en la dirección del lado delantero 18 hacia la cabina 20, la placa 59 del refuerzo de sujeción de cúpula 62 se extiende más allá del miembro transversal 52 de la estructura de cuerda 50. La placa 59 está sujeta al revestimiento 54 a través de la base 73 del larguero 72 con remaches 70 mostrados esquemáticamente. Como resultado de estas conexiones remachadas de esta realización, las cargas de membrana que se originan en la segunda sección de pared 26 se transfieren al revestimiento 54 del fuselaje 42.

En referencia a las figuras 6 y 7, el mamparo estanco 16 incluye además una viga de soporte primaria 74 situada en el lado de popa 14 del conjunto de pared 22. En esta realización, la viga 74 se extiende a lo largo de la dirección 46 de la junta de empalme 44, tal y como se ve en la figura 2. Una primera porción de extremo 76 y una segunda porción de extremo 78 opuesta de la viga de soporte primaria 74 están sujetas, cada una, a la estructura de cuerda 50. La interconexión de la segunda porción de extremo 78 a la estructura de cuerda 50 y la transferencia de cargas recibidas por el soporte de viga primaria 74 desde el conjunto de pared 22 al lado delantero 18 del mamparo 16 es la misma que se describirá para la primera porción de extremo 76. Así, la descripción en el presente documento de la conexión de la primera porción de extremo 76 de la viga de soporte primaria 74 proporcionará la descripción de la conexión y el rendimiento de la segunda porción de extremo 78 opuesta de la viga de soporte primaria 74.

La viga de soporte primaria 74 se extiende a lo largo de la dirección 46, tal y como se observa en la figura 3, de la junta de empalme 44, tal y como se mencionó anteriormente. Durante la presurización dentro del avión 10, el refuerzo de soporte 80, tal como se observa en las figuras 4 y 7, recibe carga del conjunto de pared 22 a lo largo de la junta de empalme 44 y transfiere la carga al soporte de viga primaria 74. El refuerzo 80 incluye la primera porción de extremo 82 y la segunda porción de extremo 84 opuesta. La primera porción de extremo 82 del refuerzo 80 está sujeta a la viga de soporte primaria 74 por medio de pernos, remaches, soldadura u otra sujeción. El refuerzo 80 se extiende desde la primera porción de extremo 82 que está conectada a la viga de soporte primaria 74 hasta la segunda porción de extremo 84 opuesta que está conectada al conjunto de pared 22. La segunda porción de extremo 84 está sujeta al conjunto de pared 22 de manera similar por medio de pernos, remaches, soldadura u otra sujeción.

La primera porción de extremo 76 de la viga de soporte primaria 74 está sujeta al miembro de cuerda 50 con el primer conjunto de soporte 86, tal como se observa en las figuras 6 y 7. El primer conjunto de soporte 86 está posicionado en el lado de popa 14 del miembro de cuerda 50 y la segunda porción de extremo 78 opuesta de la viga

de soporte primaria 74 está sujeta al miembro de cuerda 50 con el segundo conjunto de soporte 88 también posicionado en el lado de popa 14 del miembro de cuerda 50. El primer conjunto de soporte 86 se sujeta adicionalmente al primer miembro de soporte intercostal 90, tal como se observa en las figuras 3, 6 y 8. El primer miembro de soporte intercostal 90 se coloca en un lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50, en donde el primer miembro de soporte intercostal 90 se extiende en una dirección alejada del lado delantero 18 opuesto del miembro de cuerda 50. El segundo conjunto de soporte 88 se sujeta adicionalmente a un segundo miembro de soporte intercostal 92, tal y como se ve en la figura 3. El segundo miembro de soporte intercostal 92 también se coloca en un lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50, en donde el segundo miembro de soporte intercostal 92 también se extiende en una dirección alejada del lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50.

El primer conjunto de soporte 86, tal y como se observa en la figura 7, se construye igual, en esta realización, que el segundo conjunto de soporte 88 (no se muestra completamente), tal y como se ve en la figura 6. El primer conjunto de soporte 86 incluye un primer conjunto de orejeta 94 que define aberturas de pasador separadas 95. El primer conjunto de orejeta 94 se sujeta al soporte de viga primario 74 por medio de remaches, pernos, soldadura u otra sujeción. El segundo conjunto de orejeta 96 que define de manera similar las aberturas de pasador separadas 98 se sujeta a la cuerda 50 como se describirá a continuación. El primer conjunto de soporte 86 incluye además una placa de conector 100, en esta realización, la placa 100 es una placa biplanar y cada porción de extremo opuesta de la placa 100 define una abertura de pasador (no mostrada). Con cada abertura de pasador de la placa de conector 100 alineada con aberturas de pasador separadas 95 y 98 del primer y segundo conjuntos de orejeta 94, 96, respectivamente, los pasadores 102 se insertan a través de estas aberturas alineadas que proporcionan una conexión entre el primer y el segundo conjunto de orejeta 94 y 96 y conectan el soporte de viga primario 74 con el primer conjunto de soporte 86 a la estructura de cuerda 50.

El primer miembro de soporte intercostal 90, como se ve en la figura 8 y el segundo miembro de soporte intercostal 92, tal y como se observa en la figura 3, están sujetos al primer conjunto de soporte 86 y al segundo conjunto de soporte 88, respectivamente. A su vez, los conjuntos de soporte intercostal primero y segundo 90 y 92 están sujetos al revestimiento 54 del avión 10. La conexión de los conjuntos de soporte primero y segundo 86 y 88 sujetos a los miembros de soporte intercostal primero y segundo 90 y 92, respectivamente, es igual en esta realización. De forma similar, la conexión del primer y segundo intercostal 90 y 92 al revestimiento 54 del avión 10 también se realiza de la misma manera en esta realización.

En referencia a la figura 8, se muestra el primer conjunto de orejeta 96 del primer conjunto de soporte 86 colocado en el lado de popa 14 de la estructura de cuerda 50 con el vástago 56 de la estructura de cuerda 50 colocado entre el primer conjunto de orejeta 96 y el primer soporte intercostal 90. En la figura 8, el primer soporte intercostal 90 se muestra con la banda 103 y las pestañas superior e inferior 104 y 106, respectivamente, tal y como se ve en la figura 3. Además, la placa posterior 105 del primer intercostal 90 se extiende a lo largo de la banda 103. En la porción superior 61 del vástago 56 de la estructura de cuerda 50, unos remaches 108 mostrados esquemáticamente sujetan la banda 103, la placa posterior 105 del primer soporte intercostal 90, el vástago 56 y el primer conjunto de orejeta 96 del primer conjunto de soporte 86 juntos. Otras formas de sujeción como atornillar, soldadura y similares pueden emplearse como es el caso de otras fijaciones de remaches empleadas aquí.

En la porción inferior 65 del vástago 56 de la estructura de cuerda 50, unos remaches 110, mostrados esquemáticamente, sujetan la banda 103 y la placa posterior 105 del primer soporte intercostal 90 al vástago 56. El miembro transversal 52 en el lado delantero 18 de la estructura de cuerda 50 se coloca entre la banda 103 y la pestaña inferior 106 del primer soporte intercostal 90 en un lado y el revestimiento 54 del avión 10, en el otro lado. El miembro transversal 52 está sujeto a la banda 103, la pestaña inferior 106 y el revestimiento 54 con remaches 112 mostrados esquemáticamente. Como el primer soporte intercostal et 90 se extiende lejos del vástago 56 de la estructura de cuerda 50 en el lado delantero 18 de la estructura de cuerda 50, los remaches 114 mostrados esquemáticamente sujetan la banda 103 y la pestaña inferior 106 del primer soporte intercostal 90 al revestimiento 54.

En el extremo distal 116 del primer soporte intercostal 90, el clip 118 está sujeto a la banda 103 del primer soporte intercostal 90 con remaches 120. El extremo distal 119 del clip 118 se apoya en el clip de revestimiento 121 que se extiende hasta el revestimiento 54. El miembro transversal 123 del clip de revestimiento 121 se superpone al revestimiento 54 en esta realización. En este ejemplo, el clip de revestimiento 121 está sujeto al clip 118 y al nervio 131 con remaches 125 o por medio de otra sujeción como se menciona aquí para sujetar los miembros. El miembro transversal 123 del clip de revestimiento 121 está remachado al revestimiento 54 con los remaches 133 mostrados esquemáticamente o por medio de otra sujeción como se menciona aquí para la sujeción de los miembros. El larguero 72 se ve en esta vista colocado detrás y separado del primer miembro intercostal 90, en este ejemplo. Con la fijación del clip 118 al revestimiento 54, esto proporciona el anclaje del primer miembro intercostal 90 para resistir el momento inducido ejercido al primer miembro intercostal 90 del esfuerzo de carga del primer conjunto de orejeta 96 del primer miembro de soporte 86 asociado con el soporte de viga primario 74.

De este modo, una carga ejercida sobre el conjunto de pared 22 durante la presurización se ejerce sobre el soporte de viga primario 74 a través de refuerzos 80. El soporte de viga primario 74 transfiere, en parte, esta carga a los conjuntos de soporte primero y segundo 86 y 88. Con los conjuntos de soporte primero y segundo 86 y 88 conectados a la estructura de cuerda 50, por ejemplo, el primer conjunto de orejeta 96, como se ve en la figura 8 se conecta al vástago 56 de la estructura de cuerda 50 y al primer soporte intercostal 90. El primer soporte intercostal 90 se conecta y se ancla con el revestimiento 54 del fuselaje 42 del avión 10. Este es el caso similar para el segundo conjunto de soporte 88 que se conecta a la estructura de cuerda 50 y el segundo soporte intercostal 92 en donde el segundo soporte intercostal 92 se conecta y se ancla con el revestimiento 54.

El soporte adicional al soporte de viga primario 74 también está provisto de al menos una viga de soporte secundaria 122, tal como se observa en las figuras 6 y 7. En esta realización, cuatro soportes de viga secundarios 122 están posicionados separados a lo largo de una longitud del soporte de viga primario 74 y cada uno está sujeto al soporte de viga primario 74 y a la estructura de cuerda 50. El soporte de viga secundario 122 incluye la primera porción de extremo 124 y la segunda porción de extremo 126 opuesta. La primera porción de extremo 124 está conectada a la estructura de cuerda 50 con un primer conjunto de soporte 128 colocado en un lado de popa 14 de la estructura de cuerda 50. La segunda porción de extremo 126 opuesta está conectada al soporte de viga primario 74 con un segundo conjunto de soporte 130 colocado en el lado de popa 14 del conjunto de pared 22 y de la estructura de cuerda 50.

Tal y como se observa en la figura 7, la primera porción de extremo 124 de la viga de soporte secundaria 122 se sujeta a la estructura de cuerda 50 con el primer conjunto de soporte 128. El primer conjunto de soporte 128 incluye el primer conector de orejeta 132 que define la abertura (no mostrada) y está sujeto a la estructura de cuerda 50, como se comentará más adelante. La primera porción de extremo 124 de la viga de soporte secundaria 122 incluye el segundo conector de orejeta 134 que define la abertura 135. El pasador 136 colocado a través de la abertura 135 del primer conector de orejeta 132 forma una primera conexión de pasador 138 entre la primera porción de extremo 124 de la viga de soporte secundaria 122 y la estructura de cuerda 50.

Tal y como se ve en la figura 6, la segunda porción de extremo 126 de la viga de soporte secundaria 122 incluye el tercer conector de orejeta 140 que define la abertura 141 y el soporte de la viga primaria 74 incluye el cuarto conector de orejeta 142, que en esta realización incluye un orificio (no mostrado) que se extiende a través de la viga de soporte primaria 74. Con la abertura 141 del tercer conector de orejeta 140 alineada con la abertura del cuarto conector de orejeta 142, el pasador 144 se coloca para extenderse a través de la abertura 141 del tercer conector de orejeta 142 y la abertura y el cuarto conector de orejeta 142. Con el pasador 144 así colocado, se forma una segunda conexión de pasador 146 entre la segunda porción de extremo 126 de la viga de soporte secundaria 122 y la viga de soporte primaria 74.

La viga de soporte secundaria 122 incluye además una pata 148, tal como se observa en las figuras 6 y 7, que se extiende entre la primera y la segunda conexión de pasador 138, 146 de tal manera que la segunda conexión de pasador 146 está posicionada más separada de la primera sección de pared 24 del conjunto de pared 22 que lo que la primera conexión de pasador 138 está separada de la estructura de cuerda 50, tal y como se ve en la figura 6.

En referencia a las figuras 2, 3, 7 y 9, el primer conjunto de soporte 128 sujeta la primera porción de extremo 124 de la viga de soporte secundaria 122 al lado de popa 14 de la estructura de cuerda 50. Tal y como se discutirá con mayor detalle más adelante, el primer conjunto de soporte 128 se sujeta adicionalmente al tercer soporte intercostal 150 colocado en un lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50. El tercer soporte intercostal 150 se extiende en una dirección alejada del lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50 y el tercer soporte intercostal 150 está sujeto al revestimiento 54 del fuselaje 42 del avión 10.

En referencia a la figura 9, el primer conjunto de soporte 128 se muestra con el primer conector de orejeta 132 del primer conjunto de soporte 128 colocado en el lado de popa 14 de la estructura de cuerda 50 con el vástago 56 de la estructura de cuerda 50 colocado entre el primer conector de orejeta 132 y el tercer soporte intercostal 150.

En la figura 9, el tercer soporte intercostal 150 se muestra con la banda 152 y las pestañas superior e inferior 154 y 156, respectivamente, tal y como se ve en la figura 3. Además, la placa posterior 158 del tercer soporte intercostal 150 se extiende a lo largo de la banda 152. En la porción superior 61 del vástago 56 de la estructura de cuerda 50, unos remaches 160 mostrados esquemáticamente sujetan la banda 152, la placa posterior 105 del tercer soporte intercostal 150, la primera sección de pared 24, el vástago 56 y el primer conector de orejeta 132 del primer conjunto de soporte 128 juntos. Otras formas de sujeción como atornillar, soldadura y similares pueden emplearse como es el caso de otras fijaciones de remaches empleadas aquí.

En la porción inferior 65 del vástago 56 de la estructura de cuerda 50, unos remaches 162, mostrados esquemáticamente, se utilizan para sujetar la banda 152, la placa posterior 158 del tercer soporte intercostal 150, el vástago 56 y el primer conector de orejeta 132 del primer conjunto de soporte 128 juntos. El miembro transversal 52 en el lado delantero 18 de la estructura de cuerda 50 se coloca entre la banda 152 y la pestaña inferior 156 del tercer soporte intercostal 150 en un lado y el revestimiento 54 del fuselaje 42 del avión 10, en el otro lado. El miembro

transversal 52 está sujeto a la banda 152, la pestaña inferior 156 y el revestimiento 54 con remaches 164 mostrados esquemáticamente. Cuando el tercer soporte intercostal 150 se extiende lejos del vástago 56 de la estructura de cuerda 50 en el lado delantero 18 de la estructura de cuerda 50, unos remaches 166, mostrados esquemáticamente, sujetan la banda 152, la pestaña inferior 156 del tercer soporte intercostal 150 al revestimiento 54 del fuselaje 42.

5 El larguero 72 se ve en esta vista colocado detrás y separado del tercer soporte intercostal 150, en este ejemplo. El miembro de pared posterior 168 de la viga de soporte secundaria 122 se extiende desde el primer conjunto de soporte 128 y se apoya en el lado de popa 14 de la primera sección de pared 24. El miembro de pared posterior 168 proporciona soporte adicional para la primera sección de pared 24 durante la presurización del lado delantero 18 dentro del avión 10.

10 De este modo, una carga ejercida sobre el conjunto de pared 22 durante la presurización se ejerce sobre el soporte de viga primario 74 a través de refuerzos 80, como se ha explicado anteriormente. El soporte de viga primario 74 transfiere, en parte, esta carga a la viga de soporte secundaria 122 a través del segundo conjunto de soporte 130 al primer conjunto de soporte 128. El primer conjunto de soporte 128 está conectado, tal y como se ha descrito anteriormente, al vástago 56 de la estructura de cuerda 50 y al tercer soporte intercostal 150, tal y como se ve en la figura 9. El tercer soporte intercostal 150 a su vez se conecta y se ancla con el revestimiento 54 del fuselaje 42 del avión 10. Esta es, de manera similar, la ruta de carga para los otros soportes de viga secundarios 122 de transferencia de carga desde el soporte de viga primario 74 al tercer soporte intercostal 150 y desde allí para anclarse en el revestimiento 54 del fuselaje 42.

20 Un método para ensamblar un mamparo estanco 16 incluye la etapa de posicionar la primera sección de pared 24 y la segunda sección de pared 26 adyacentes entre sí. El método incluye además la etapa de sujetar la primera sección de pared 24 a la segunda sección de pared 26, en donde la segunda sección de pared 26 comprende una forma curvada 32 con una porción convexa 34 que se extiende más a lo largo de la longitud L del avión 10 en la dirección 36 hacia un extremo de popa 14 del avión 10 que la primera sección de pared 24. La fijación de la primera sección de pared 24 a la segunda sección de pared 26 forma una junta de empalme 44 entre las secciones de pared 25 primera y segunda 24, 26 y forma el conjunto de pared 22.

El método incluye además una etapa de posicionar la estructura de cuerda 50 alrededor de un perímetro exterior 51 del conjunto de pared 22. Además se incluye en el método una etapa de posicionamiento de la viga de soporte primaria 74 en el lado de popa 14 del conjunto de pared 22 para extenderse en la dirección 46 a lo largo de la junta de empalme 44 como se ve en la figura 2. También se incluye la etapa de sujetar una primera porción de extremo 76 de la viga de soporte primaria 74 a la estructura de cuerda 50 con el primer conjunto de soporte 86 colocado en el lado de popa 14 de la estructura de cuerda 50 y sujetar el primer conjunto de soporte 86 al primer miembro de soporte intercostal 90 colocado en un lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50. El primer miembro intercostal 90 se extiende en una dirección alejada del lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50. El método también incluye sujetar una segunda porción de extremo 78 opuesta de la viga de soporte primaria 74 a la estructura de cuerda 50 con el segundo conjunto de soporte 88 colocado en el lado de popa 14 de la estructura de cuerda 50 y sujetar el segundo conjunto de soporte 88 al segundo miembro de soporte intercostal 92 colocado en un lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50. El segundo miembro de soporte intercostal 92 se extiende en una dirección alejada del lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50.

40 El método incluye la etapa de asegurar cada uno de los primeros y segundos miembros de soporte intercostal 90 y 92 al revestimiento 54 del avión 10. Adicionalmente, el método incluye además sujetar la primera porción de extremo 124 de la viga de soporte secundaria 122 a la estructura de cuerda 50 con el primer conjunto de soporte 128 colocado en el lado de popa 14 de la estructura de cuerda 50 formando la primera conexión de pasador 138. También se incluye en el método la etapa de sujetar la segunda porción de extremo 126 de la viga de soporte secundaria 122 al soporte de la viga primario 74 con el segundo conjunto de soporte 130 colocado en el lado de popa 14 de la estructura de cuerda 50 formando la segunda conexión de pasador 146. La viga de soporte secundaria 122 incluye la pata 148, tal y como se observa en la figura 7, que se extiende entre la primera y la segunda conexión de pasador 138, 146, de modo que la segunda conexión de pasador 146 está posicionada separada más lejos de la primera sección de pared 24 del conjunto de pared 22 de lo que la primera conexión de pasador 138 está separada de la estructura de cuerda 50, tal y como se ve en la figura 6.

50 Este método para ensamblar un mamparo estanco 16 incluye además las etapas de sujetar el primer conjunto de soporte 128, asociado con la viga de soporte secundaria 122 colocada en el lado de popa 14 de la estructura de cuerda 50 al tercer soporte intercostal 150 que se coloca en un lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50, tal como se observa en las figuras 6 y 9. El tercer soporte intercostal 150 se extiende en una dirección alejada del lado delantero 18 opuesto de la estructura de cuerda 50. Adicionalmente, este método incluye sujetar el tercer soporte intercostal 150 al revestimiento 54 del avión 10, tal y como se ve en la figura 9.

Aunque varias realizaciones se han descrito anteriormente, esta divulgación no pretende limitarse a la misma. Se pueden hacer variaciones a las realizaciones divulgadas que todavía están dentro del alcance de las reivindicaciones adjuntas.

**REIVINDICACIONES**

1. Un mamparo estanco (16) posicionable en un avión (10), que comprende:

un conjunto de pared (22), que comprende:

5 una primera sección de pared (24) que se extiende, en caso de que el mamparo estanco (16) esté colocado en el avión (10), en una dirección (30) no paralela a la longitud (L) del avión (10); y una segunda sección de pared (26) sujeta a la primera sección de pared (24), en donde la segunda sección de pared (26) comprende una forma curvada (32) tal que la forma curvada (32) incluye una porción convexa (34) que se extiende más a lo largo de la longitud (L) del avión (10) en una dirección (36) hacia un extremo de popa (14) del avión (10) que la primera sección de pared (24), en donde la primera sección de pared (24) y la segunda sección de pared (26) están sujetas juntas a lo largo de una junta de empalme (44) que se extiende a través del conjunto de pared (22) en una dirección (46) no paralela a la longitud (L) del avión (10);

en donde el mamparo estanco (16) comprende además:

15 una estructura de cuerda (50) que facilita una conexión sellada entre el conjunto de pared (22) y el fuselaje (42) del avión (10), y que se extiende alrededor de un perímetro (51) de las secciones de pared primera y segunda (24, 26); y una viga de soporte primaria (74) colocada en un lado de popa (14) del conjunto de pared (22) y que se extiende a lo largo de la dirección (46) de la junta de empalme (44), en donde una primera porción de extremo (76) y una segunda porción de extremo (78) opuesta de la viga de soporte primaria (74) están sujetas cada una a la estructura de cuerda (50); y la viga de soporte primaria (74) se extiende a lo largo de la dirección (46) de la junta de empalme (44).

2. El mamparo estanco (16) de la reivindicación 1, en donde la forma curvada (32) de la segunda sección de pared (26) comprende una forma de cúpula (40).

3. El mamparo estanco (16) de cualquier reivindicación anterior, en donde la segunda sección de pared (26) se extiende en una dirección alejada de la primera sección de pared (24).

25 4. El mamparo estanco (16) de cualquier reivindicación anterior, en donde la estructura de cuerda (50) está sujeta al conjunto de pared (22) y a un nervio (27) y puede sujetarse a un revestimiento (54) del avión (10).

5. El mamparo estanco de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en donde el mamparo estanco (16) incluye además un refuerzo de soporte (80) que comprende una primera porción de extremo (82) y una segunda porción de extremo (84) opuesta, en donde:

30 la primera porción de extremo (82) está sujeta a la viga de soporte primaria (74) y se extiende desde la viga de soporte primaria (74) a la segunda porción de extremo (84) opuesta en una dirección, y la segunda porción de extremo (84) opuesta está sujeta al conjunto de pared (22), en donde el refuerzo de soporte (80) transmite una fuerza de carga a la viga de soporte primaria (74) con el conjunto de pared (22) presurizado dentro del avión (10).

35 6. El mamparo estanco de la reivindicación 5, en donde la primera porción de extremo (82) de la viga de soporte primaria (84) está sujeta a la estructura de cuerda (50) con un primer conjunto de soporte (86) colocado en un lado de popa de la estructura de cuerda (50) y la segunda porción de extremo (78) opuesta de la viga de soporte primaria (74) está sujeta a la estructura de cuerda (50) con un segundo conjunto de soporte (88) colocado en el lado de popa de la estructura de cuerda (50), en donde:

40 el primer conjunto de soporte (86) se sujeta adicionalmente a un primer miembro de soporte intercostal (90) colocado en un lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50), en donde el primer miembro de soporte intercostal (90) se extiende en una dirección alejada del lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50); y el segundo conjunto de soporte (88) se sujeta adicionalmente a un segundo miembro de soporte intercostal (92) colocado en un lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50), en donde el segundo miembro de soporte intercostal (92) se extiende en una dirección alejada del lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50); y en donde,

45 opcionalmente, el primer miembro de soporte intercostal (90) y el segundo miembro de soporte intercostal (92) se pueden sujetar cada uno a un revestimiento (54) del avión (10).

50 7. El mamparo estanco de la reivindicación 6, incluyendo además al menos una viga de soporte secundaria (122) que comprende:

una primera porción de extremo (124); y  
una segunda porción de extremo (126) opuesta, en donde:

5 la primera porción de extremo (124) está conectada a la estructura de cuerda (50) con un primer conjunto de soporte (128) colocado en un lado de popa de la estructura de cuerda (50); y  
la segunda porción de extremo (126) opuesta está conectada a la viga de soporte primaria (74) con un segundo conjunto de soporte (130) colocado en el lado de popa de la estructura de cuerda (50).

8. El mamparo estanco de la reivindicación 7, en donde el primer conjunto de soporte (86) sujeta la primera porción de extremo (124) de la al menos una viga de soporte secundaria (122) a la estructura de cuerda (50), en donde el primer conjunto de soporte (128) comprende un primer conector de orejeta (132) sujeto a la estructura de cuerda (50) y la primera porción de extremo (124) de la al menos una viga de soporte secundaria (122) comprende un segundo conector de orejeta (134) de modo que un pasador (136) colocado a través del primer conector de orejeta (132) y el segundo conector de orejeta (134) forme una primera conexión de pasador (138) entre la al menos una viga de soporte secundaria (122) y la estructura de cuerda (50).

9. El mamparo estanco de la reivindicación 8, en donde la segunda porción de extremo (126) opuesta de la al menos una viga de soporte secundaria (122) comprende un tercer conector de orejeta (140) y el soporte de viga primaria (74) comprende un cuarto conector de orejeta (142) tal que un pasador (144) colocado a través del tercer conector de orejeta (140) y el cuarto conector de orejeta (142) forma una segunda conexión de pasador (146) entre la al menos una viga de soporte secundaria (122) y la viga de soporte primaria (74), y en donde, opcionalmente, la al menos una viga de soporte secundaria (122) incluye además una pata (148) que se extiende entre las conexiones de pasador primera y segunda (138, 146) de modo que la segunda conexión de pasador (146) está posicionada separada más lejos de la primera sección de pared (24) del conjunto de pared (22) de lo que la primera conexión de pasador (138) está separada de la estructura de cuerda (50).

10. El mamparo estanco de la reivindicación 9, con el primer conjunto de soporte (74) colocado en el lado de popa de la estructura de cuerda (50), el primer conjunto de soporte (128) se sujeta adicionalmente a un tercer miembro de soporte intercostal (150) colocado en un lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50) y se extiende en una dirección alejada del lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50) y en donde, opcionalmente, el tercer miembro de soporte intercostal (150) puede sujetarse al revestimiento (54) del avión (10).

11. Un método para ensamblar un mamparo estanco (16), que comprende las etapas de:

30 posicionar una primera sección de pared (24) y una segunda sección de pared (26) adyacentes entre sí; formar una junta de empalme (44) entre las secciones de pared primera y segunda (24, 26);  
sujetar la primera sección de pared (24) a la segunda sección de pared (26) a lo largo de la junta de empalme (44) que se extiende a través del conjunto de pared (22) en una dirección (46) no paralela a la longitud (L) del avión (10), en donde la segunda sección de pared (26) comprende una forma curvada (32) con una porción convexa (34) que se extiende más a lo largo de la longitud (L) de un avión (10) en una dirección hacia un extremo de popa del avión (10) que la primera sección de pared (24), y formando un conjunto de pared (22); y  
35 posicionar una viga de soporte primaria (74) en un lado de popa (14) del conjunto de pared (22), en donde la viga de soporte primaria (74) se extiende a lo largo de la dirección (46) de la junta de empalme (44), en donde una primera porción de extremo (76) y una segunda porción de extremo (78) opuesta de la viga de soporte primaria (76) están sujetas, cada una, a una estructura de cuerda (50) del mamparo estanco (16), facilitando la estructura de cuerda una conexión sellada entre el conjunto de pared (22) y el fuselaje (42) del avión (10), estructura de cuerda (50) que se extiende alrededor de un perímetro (51) de las secciones de pared primera y segunda (24, 26), y en donde la viga de soporte primaria (74) se extiende a lo largo de la dirección (46) de la junta de empalme (44).

45 12. El método para ensamblar un mamparo estanco de la reivindicación 11, incluyendo además una etapa de posicionar la estructura de cuerda (50) alrededor de un perímetro exterior (51) del conjunto de pared (22).

13. El método para ensamblar un mamparo estanco de la reivindicación 12, incluyendo además las etapas de:

50 sujetar la primera porción de extremo (76) de la viga de soporte primaria (74) a la estructura de cuerda (50) con un primer conjunto de soporte (86) colocado en un lado de popa de la estructura de cuerda (50) y sujetar el primer conjunto de soporte (74) a un primer miembro de soporte intercostal (90) colocado en un lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50) en donde el primer miembro de soporte intercostal (90) se extiende en una dirección alejada del lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50);  
sujetar la segunda porción de extremo (78) opuesta de la viga de soporte primaria (74) a la estructura de cuerda (50) con un segundo conjunto de soporte (88) colocado en el lado de popa de la estructura de cuerda (50) y  
55 sujetar el segundo conjunto de soporte (88) a un segundo miembro de soporte intercostal (92) colocado en un lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50) en donde el segundo miembro de soporte intercostal (92) se extiende en una dirección alejada del lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50); y

sujetar cada uno de los miembros de soporte intercostal primero y segundo (90, 92) a un revestimiento (54) de un avión (10).

14. El método para ensamblar un mamparo estanco de la reivindicación 13, incluyendo además las etapas de:

5 sujetar una primera porción de extremo de al menos una viga de soporte secundaria (122) a la estructura de cuerda (50) con un primer conjunto de soporte (128) colocado en el lado de popa de la estructura de cuerda (50) formando una primera conexión de pasador (138); y

10 sujetar una segunda porción de extremo de la al menos una viga de soporte secundaria (122) a la viga de soporte primaria (74) con un segundo conjunto de soporte colocado en el lado de popa de la estructura de cuerda (50) formando una segunda conexión de pasador (146), en donde la al menos una viga de soporte secundaria (122) comprende una pata que se extiende entre la primera y la segunda conexión de pasador (138, 146) de tal manera que la segunda conexión de pasador (146) está posicionada separada más lejos de la primera sección de pared (24) del conjunto de pared (22) de lo que la primera conexión de pasador está separada de la estructura de cuerda (50).

15. El método para ensamblar un mamparo estanco de la reivindicación 14, incluyendo además las etapas de:

15 sujetar el primer conjunto de soporte (128) asociado con la al menos una viga de soporte secundaria (122) colocada en el lado de popa de la estructura de cuerda (50) a un tercer miembro de soporte intercostal (140) colocado en un lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50) que se extiende en una dirección alejada del lado delantero opuesto de la estructura de cuerda (50); y  
sujetar el tercer miembro de soporte intercostal (140) al revestimiento (54) del avión (10).

20

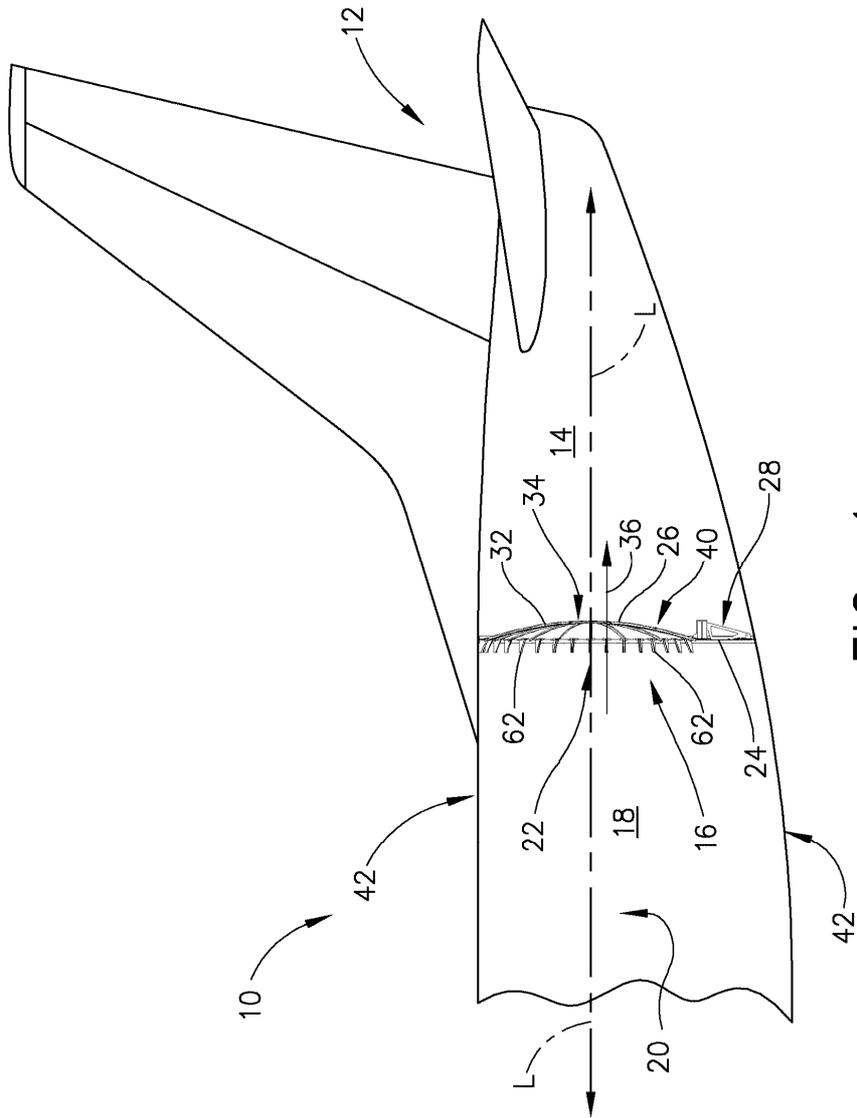


FIG. 1

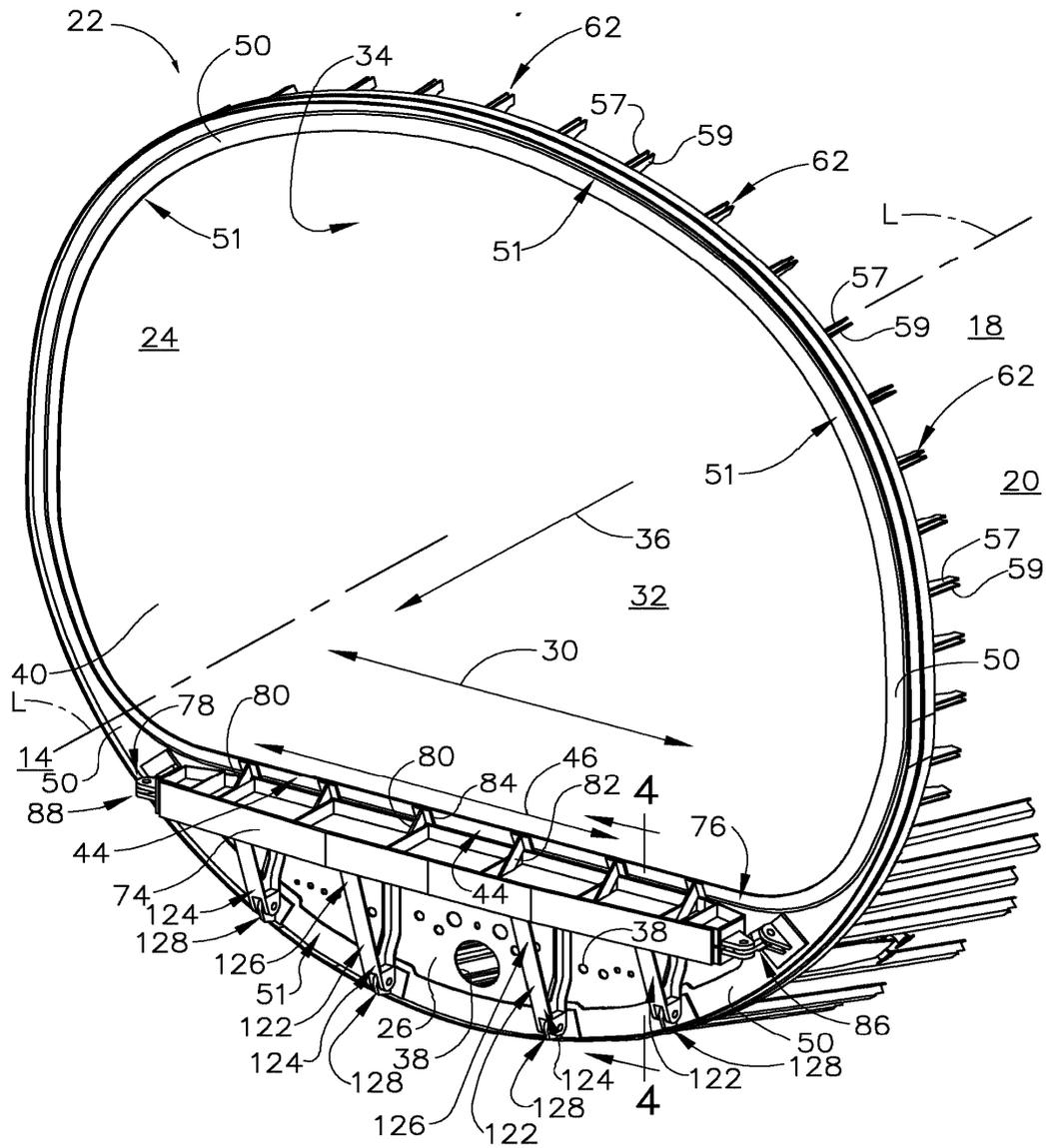


FIG. 2

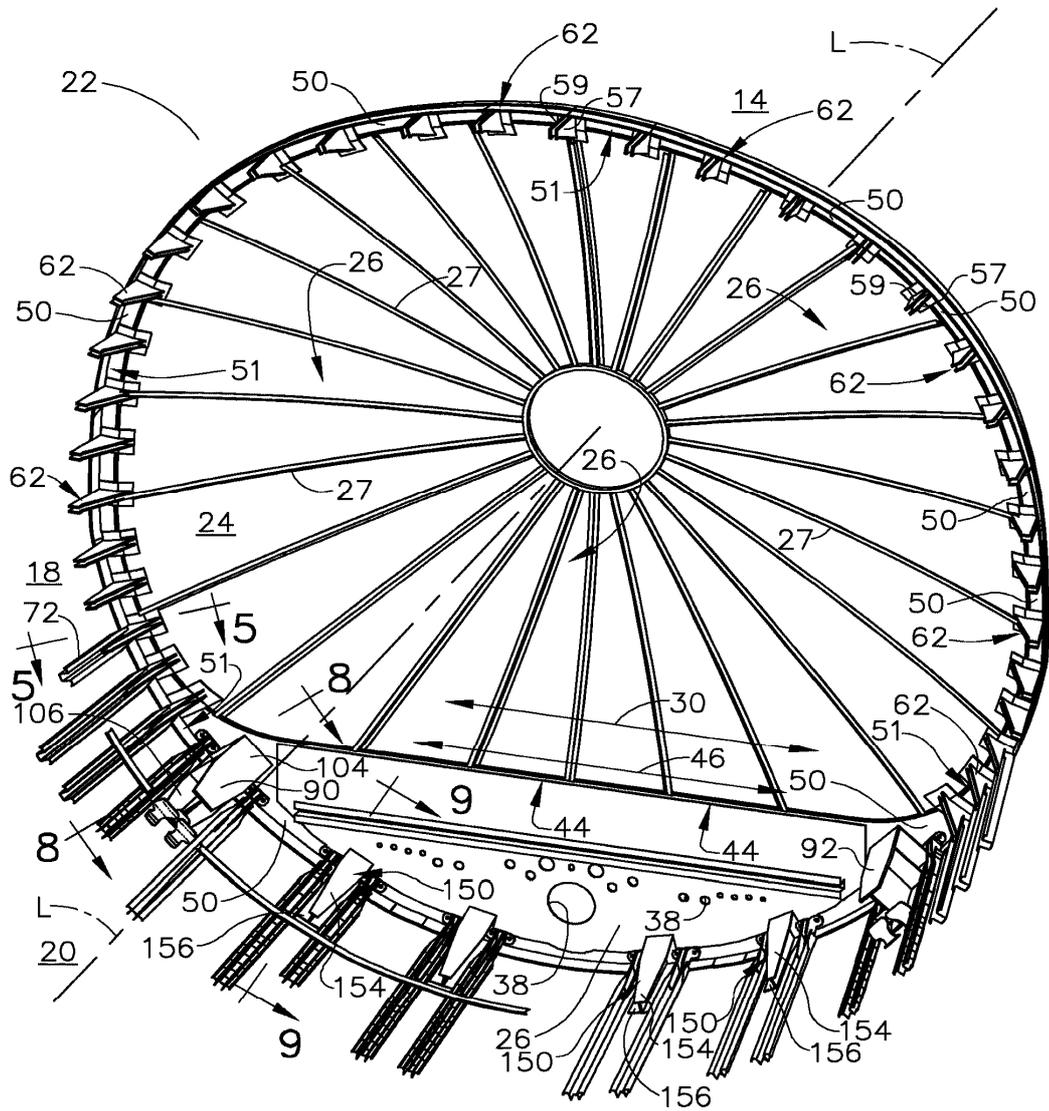


FIG. 3

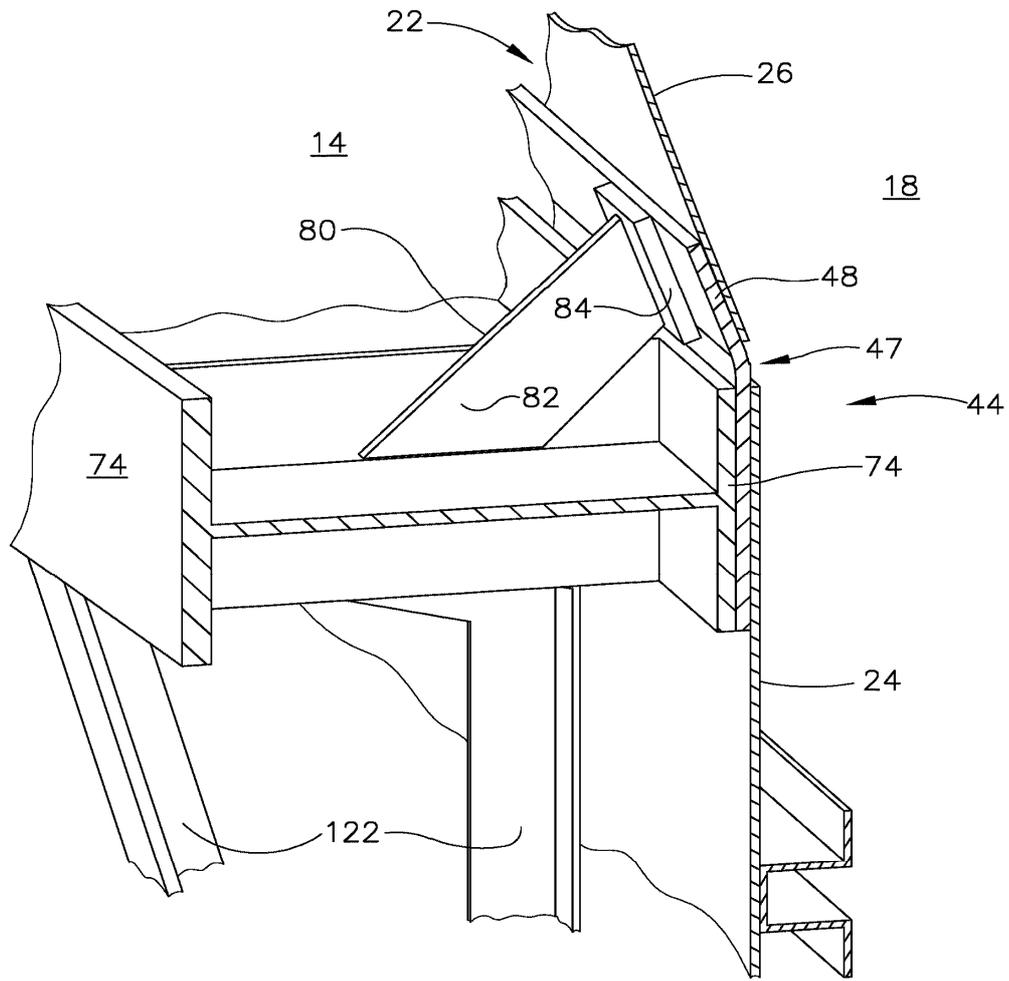


FIG. 4

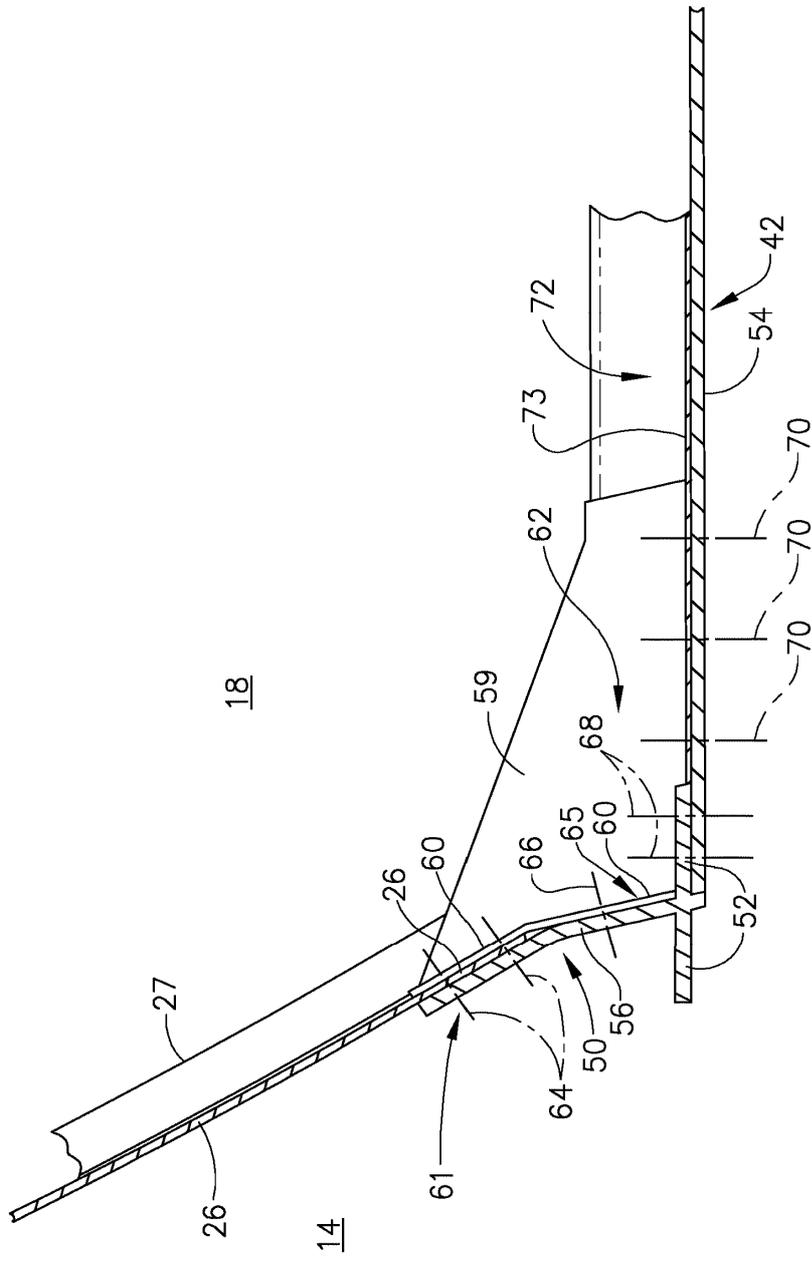


FIG. 5

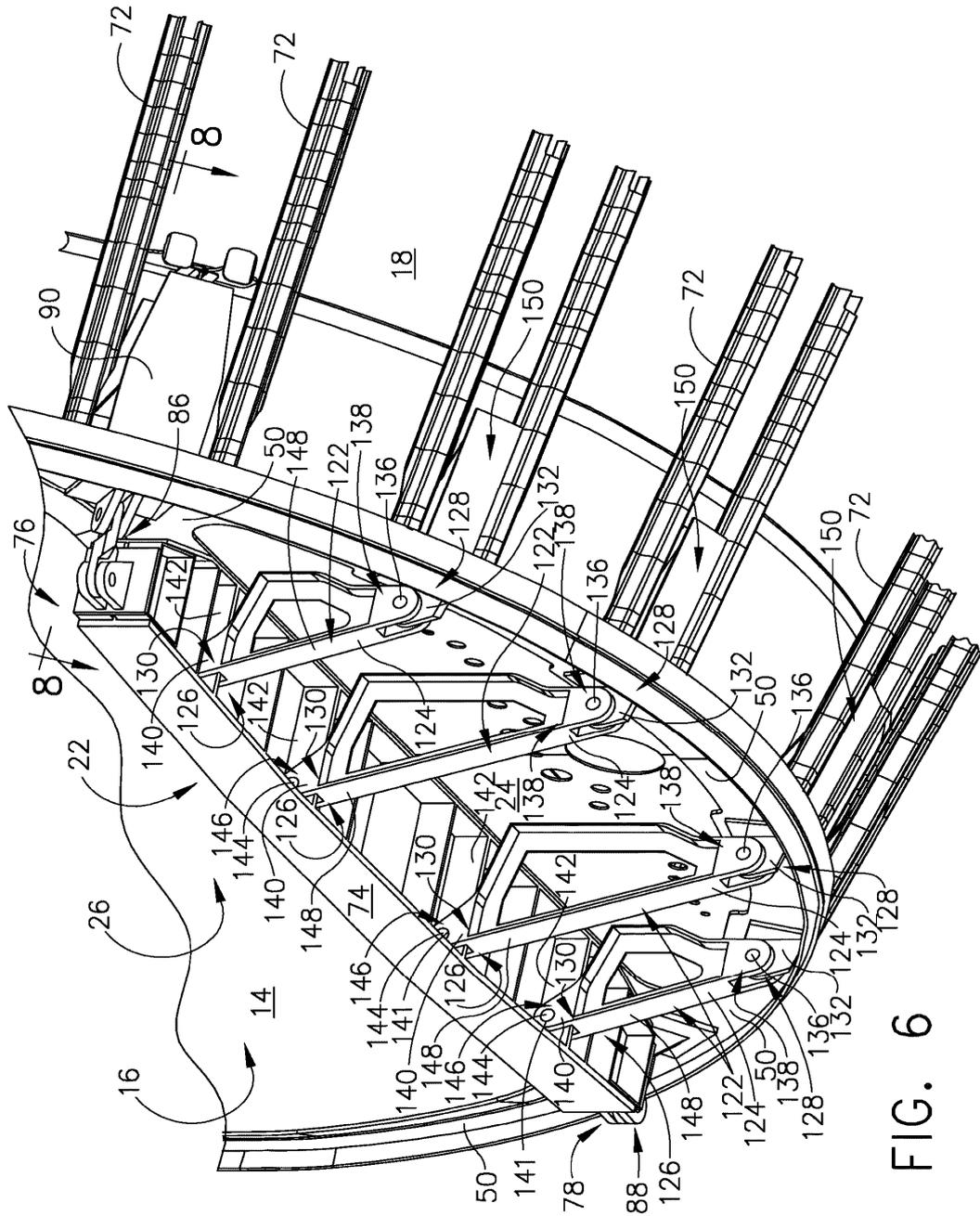


FIG. 6



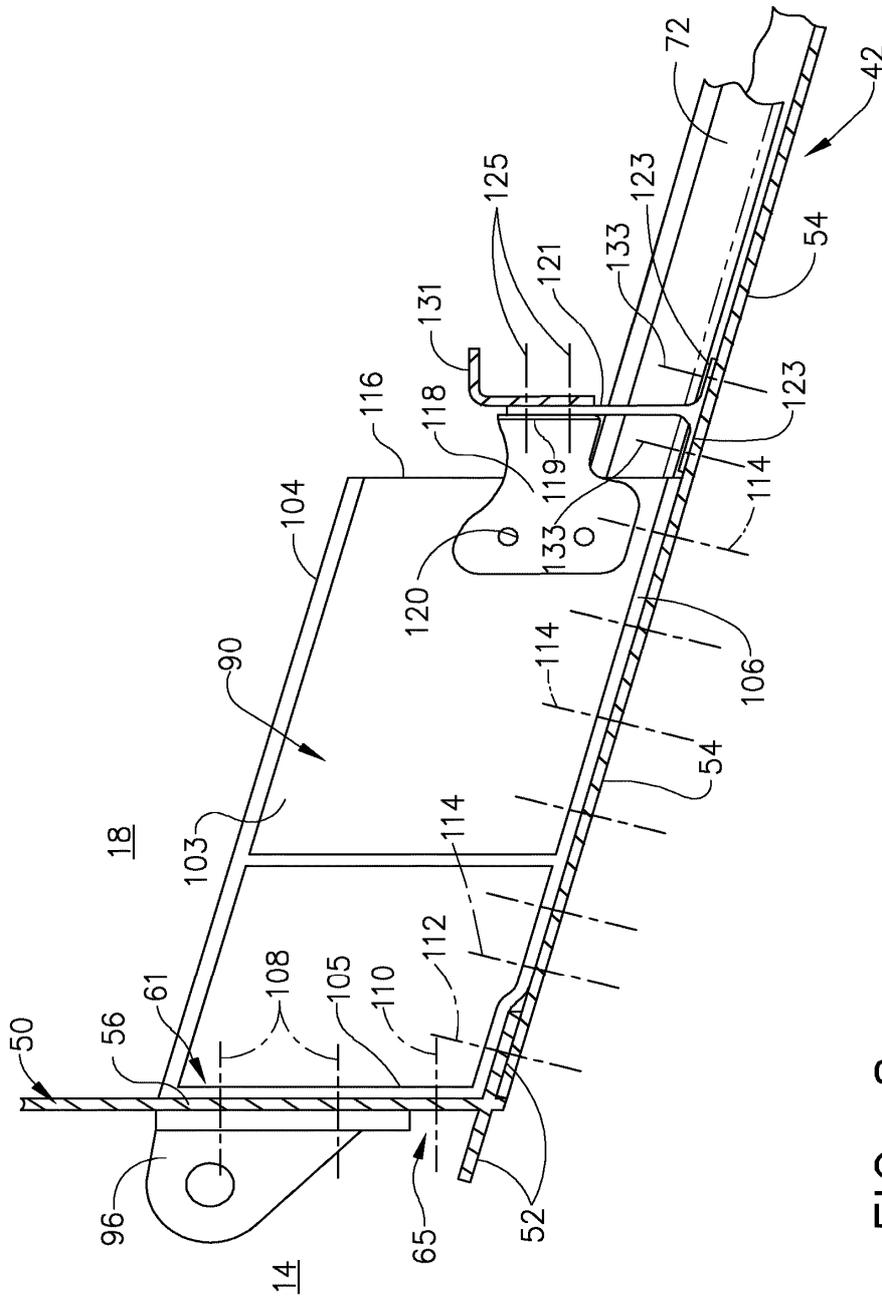


FIG. 8

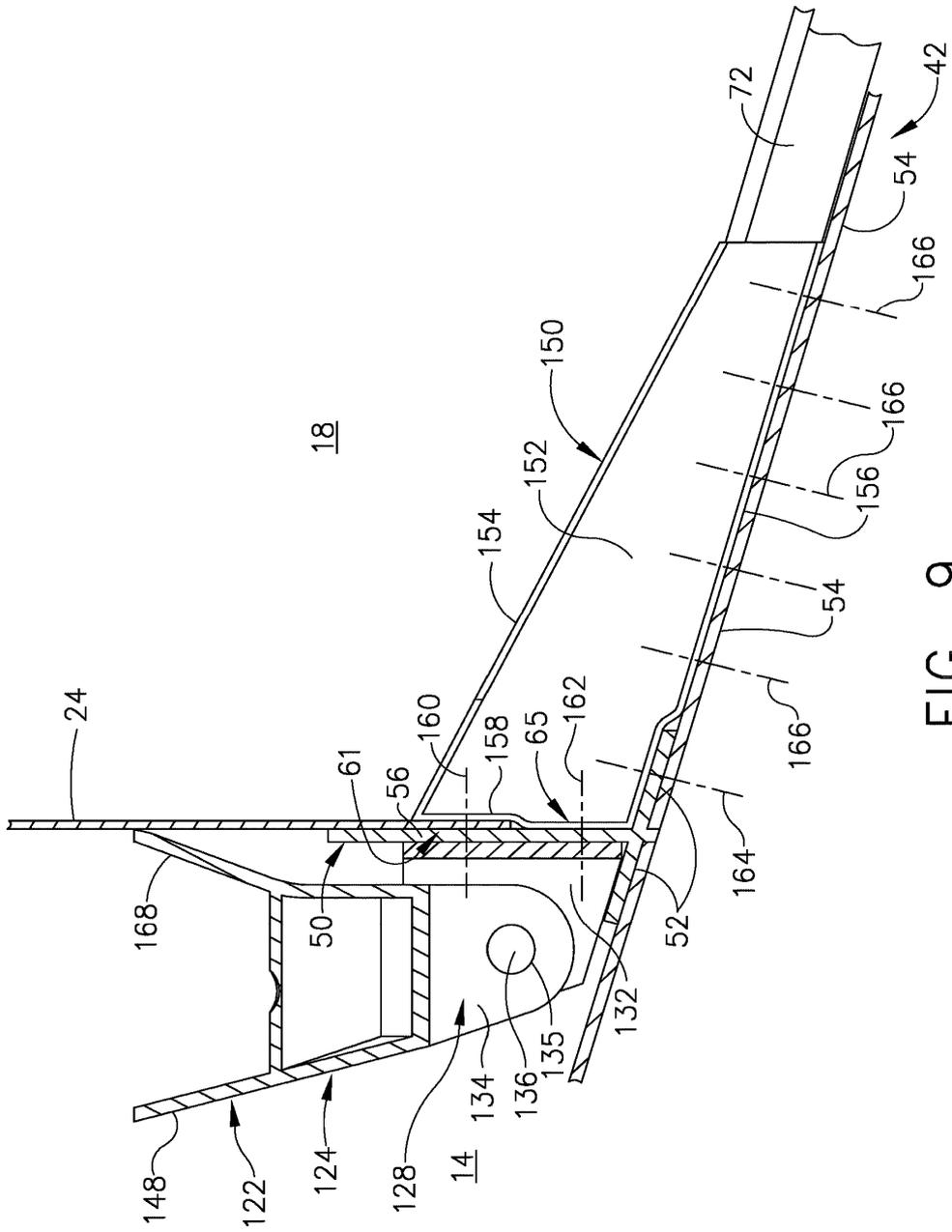


FIG. 9