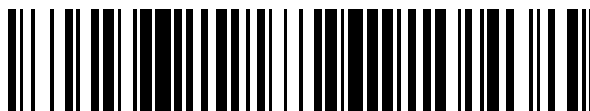


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 739 448**

51 Int. Cl.:

F02K 1/00 (2006.01)

F02K 1/42 (2006.01)

F02K 1/52 (2006.01)

B64D 33/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.08.2015** **E 15832217 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **01.05.2019** **EP 3180506**

54 Título: **Disposición de escape para aeronave con sensor**

30 Prioridad:

14.08.2014 US 201462037381 P

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

31.01.2020

73 Titular/es:

MC GEE, CRAIG S. (50.0%)
1850 McGee Lane
Lewisville, TX 75077-1701, US y
FRITCHER, SAM R. (50.0%)

72 Inventor/es:

MC GEE, CRAIG S. y
FRITCHER, SAM R.

74 Agente/Representante:

RIZZO , Sergio

ES 2 739 448 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

Disposición de escape para aeronave con sensor

5 ANTECEDENTES DE LA DESCRIPCIÓN

Las aeronaves pueden disponer (o tener) diversos tipos de sensores para obtener imágenes, detectar químicos y similares. Por ejemplo, los equipos de detección pueden proporcionar imágenes infrarrojas y fotográficas con información geoespacial, química y radiológica. Los equipos de detección pueden utilizar múltiples sensores. Los sensores ilustrativos incluyen escáneres lineales, espectrómetros infrarrojos de alta velocidad, espectrómetros de rayos gamma y cámaras digitales aéreas, entre otros.

La información de los sensores puede utilizarse con múltiples fines, como la respuesta a emergencias, seguridad, levantamientos ambientales, monitoreo meteorológico, etc. Por ejemplo, la información de los equipos de detección puede evaluar el grado y la gravedad de los daños a infraestructuras fundamentales durante emergencias.

En muchos casos, los sensores y otros instrumentos están expuestos en la parte inferior de la aeronave para permitir dirigir la detección hacia el suelo. Incluso puede que sea necesario que haya una ventana o abertura formada en la parte inferior del fuselaje de la aeronave de modo que los equipos de detección puedan alojarse dentro de la aeronave. En función del tipo de aeronave utilizada, las obstrucciones o interferencias causadas por aspectos de la aeronave pueden interrumpir o alterar la capacidad de detección de los equipos de detección. Por ejemplo, muchos tipos de aeronaves poseen un escape desde un motor turbohélice frontal que se dirige debajo del fuselaje de la aeronave. En estas situaciones, el escape puede interferir con la capacidad de detección. Otras aeronaves, como una aeronave de doble motor, por ejemplo, una plataforma Aero Commander 680 FL/G, pueden no sufrir estas desventajas.

La materia de la presente descripción se refiere a la resolución de uno o más de los problemas establecidos anteriormente, o al menos a la reducción los efectos de estos.

US 2011/0131948 describe un sistema de escape para una aeronave que tiene un ducto de escape principal para comunicar el gas de escape de una salida de escape del motor y está configurado para moverse con el motor.

US 5 699 662 describe un sistema de ducto de escape para una aeronave que tiene al menos un sistema de propulsión a turbohélice montado en el ala dentro de una barquilla.

SUMARIO DE LA DESCRIPCIÓN

Se utiliza una disposición de escape para una aeronave que tiene equipos de detección y un motor de propulsión frontal. Una extensión de escape se monta en el lado inferior de la aeronave a lo largo de un borde del fuselaje para dirigir el escape de las tuberías de escape del motor a un punto de los equipos de detección, o más allá de estos, típicamente expuestos en la parte central de la aeronave. Respecto a la extensión, una entrada se monta adyacente a la tubería de escape del motor y define un embudo u orificio cónico que no está directamente fijado a la tubería de escape. Es así que uno o más conductores de la extensión se extienden desde la entrada para transportar el escape hacia una salida de la extensión. Preferiblemente, se pueden utilizar múltiples conductores con una unión de expansión entre ellos. Preferiblemente, la salida desvía el escape del extremo de cola de la aeronave. Para montar la extensión en la aeronave, diversas disposiciones de soporte, que incluyen varillas, lengüetas, ángulos y similares, mantienen la extensión en dirección vertical, lateral y axial respecto a la aeronave.

En una realización, un aparato de escape para la aeronave incluye una entrada, al menos una extensión tubular y múltiples soportes. La entrada tiene una boca que se comunica con el escape del motor y la boca define un área de ingreso mayor que el área de salida del escape. La o las extensiones tubulares tienen un primer y segundo extremo y se pueden montar en el fuselaje en múltiples ubicaciones de soportes. El primer extremo se conecta en comunicación con la entrada de modo que el primer extremo reciba una salida de escape desde el escape del motor junto con aire que ingresa desde la boca. El segundo extremo se extiende más allá de la ubicación del sensor.

Respecto a los soportes, se puede disponer un primer soporte en una primera ubicación de soporte en la o las extensiones tubulares, y el primer soporte puede tener un primer, segundo y tercer brazo. El primer brazo se conecta de manera giratoria entre el fuselaje y la o las extensiones tubulares y los sostiene a lo largo de un primer eje. El segundo brazo se conecta de manera giratoria entre el fuselaje y la o las extensiones tubulares y los sostiene a lo largo de un segundo eje perpendicular al primer eje. El tercer brazo se conecta de manera giratoria entre el fuselaje y la o las extensiones tubulares y los sostiene en una dirección a lo largo de un tercer eje perpendicular al primer y segundo eje.

Se puede disponer un segundo soporte en una segunda ubicación de soporte en la o las extensiones tubulares en una disposición semejante al primer soporte. El tercer brazo del segundo soporte se puede conectar de manera giratoria entre el fuselaje y la o las extensiones tubulares y sostenerlos en una dirección opuesta a lo largo del tercer eje.

5

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La Figura 1A ilustra una vista lateral de una aeronave que tiene una disposición de escape según la presente descripción.

10

La Figura 1B es una fotografía de una aeronave con la disposición de escape descrita.

La Figura 1C es una fotografía que muestra un primer plano del extremo de entrada de una extensión de escape para la disposición de escape descrita.

15

La Figura 2A ilustra una vista lateral de la extensión de escape desensamblada parcialmente.

La Figura 2B ilustra una vista lateral de la extensión de escape ensamblada parcialmente.

20

Las Figuras 3A-3B ilustran detalles de áreas reforzadas de la extensión de escape.

La Figura 3C ilustra una vista lateral detallada de una unión de expansión para la extensión de escape.

25

Las Figuras 4A-4D son fotografías en diferentes perspectivas de una primera disposición de soporte para la extensión de escape.

Las Figuras 5A-5D son fotografías en diferentes perspectivas de una segunda disposición de soporte para la extensión de escape.

30

Las Figuras 6A-6B son fotografías en diferentes perspectivas de un soporte intermedio para la extensión de escape.

Las Figuras 7A-7C son fotografías en diferentes perspectivas de una tercera disposición de soporte para la extensión de escape.

35

Las Figuras 8A-8C son fotografías en diferentes perspectivas de una cuarta disposición de soporte para la extensión de escape.

La Figura 9A ilustra vistas en planta de diversos ángulos para las disposiciones de soporte descritas.

40

La Figura 9B ilustra vistas en planta de diversos refuerzos para las disposiciones de soporte descritas.

La Figura 9C ilustra vistas en planta de diversas lengüetas para las disposiciones de soporte descritas.

45

La Figura 9D ilustra una vista lateral de un ensamblaje de varillas para las disposiciones de soporte descritas.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA EXPOSICIÓN

50

La Figura 1A ilustra una vista lateral de una aeronave 10 que tiene una disposición de escape 50 según la presente descripción y la Figura 1B es una fotografía de la aeronave 10 con la disposición de escape 50 descrita.

55

Como es habitual, la aeronave 10 tiene un fuselaje 12 con un lado inferior 14. Un motor de propulsión 16 se monta en la nariz de la aeronave 10 y la tubería de escape 18 se bifurca desde el motor 16 para dirigir el escape hacia el lado inferior 14 de la aeronave 10. Con un uso para reconocimiento, generación de imágenes, detección y similares, la aeronave 10 posee equipos de detección 20 que pueden almacenarse, montarse, alojarse, etc., dentro o sobre la aeronave 10. Dado que la aeronave 10 volará sobre un área para llevar a cabo la detección, el lado inferior 14 puede incluir una puerta 15, una ventana o similares, de modo que los equipos de detección 20 puedan dirigirse desde la aeronave 10 hacia el suelo.

60

En el presente ejemplo, la disposición de escape 50 se muestra en uso en una aeronave 10 Cessna 208B Caravan, si bien cualquier aeronave semejante puede beneficiarse de la disposición 50 descrita. Por ejemplo, otras aeronaves que pueden utilizarse con los equipos de detección y que pueden beneficiarse de la disposición de escape 50 descrita incluyen, pero no se limitan a, las que tienen un único motor de propulsión en la nariz de la aeronave. También en el presente ejemplo, la disposición de escape 50 se muestra redirigiendo el flujo de aire del

escape desde un motor turbohélice 16 Pratt & Whitney PT6 hacia la parte trasera de la aeronave 10, si bien otros tipos de motores pueden beneficiarse de la disposición 50 descrita. Por último, la tubería de escape 18 habitual del motor 16 proporcionada en una aeronave puede tener su forma y diseños particulares. Algunas veces, las tuberías de escape tienen salidas que se curvan o arquean desde la aeronave o pueden tener otras excentricidades diseñadas en ellas. Dicho esto, puede que sea necesario alterar la forma de la tubería de escape 18, por ejemplo, al simplificar su terminación. A modo de ejemplo, la terminación del escape 18 en el presente ejemplo puede atrofiarse y, como se muestra adicionalmente en la Figura 1C, se puede fijar un extremo, embudo simplificado o similares con brazos de montaje al extremo de la tubería de escape 18.

La disposición de escape 50 aleja el escape del motor 16 de los equipos de detección 20, de modo que el calor, las partículas y similares del escape no interfieran, interrumpan o alteren la capacidad de detección de los equipos de detección 20 transportados. Como se ilustra en la presente memoria, solo un lado de la aeronave 10 tiene la disposición de escape 50 porque la aeronave 10 en particular tiene únicamente una tubería de escape 18. Sin embargo, se comprende que el otro lado de la aeronave 10 puede tener una disposición de escape 50 semejante que conduce desde otra tubería de escape 18, de haberla.

La disposición de escape 50 tiene una extensión de escape 51, que puede tener diversos componentes o piezas 52, 54, 56 y 58. En particular, la extensión 51 incluye una entrada 52 en línea con la tubería de escape 18 del motor 16. Uno o más conductores 54 y 56 se extienden desde la entrada 52 para conducir el escape a lo largo del lado inferior 14 de la aeronave 10, típicamente en el borde exterior del fuselaje de modo que el lado inferior 14 se mantenga relativamente sin obstrucciones. La extensión de escape 51 luego termina en una salida 58, que puede estar, preferiblemente, al menos en la ubicación de los equipos de detección 20, o después de estos.

La disposición de escape 50 también tiene las disposiciones 100a-d de los soportes que fijan y mantienen los componentes 52, 54, 56 y 58 en el fuselaje 12 de la aeronave. Más adelante se mencionan detalles adicionales de estas disposiciones de soporte 100a-d, así como de los componentes de escape 52, 54, 56 y 58.

La disposición de escape 50 permite la recopilación de datos científicos y gráficos que no están distorsionados por el calor y los hidrocarburos que provienen del escape del motor. Los datos pueden ser recopilados y procesados mediante un arreglo de sensores en los equipos 20 instalados dentro de la aeronave 10. Los equipos 20 pueden estar expuestos en una abertura de acceso 15 ubicada a lo largo de la parte trasera de la línea central de la aeronave. Para la aeronave Cessna ilustrativa, la abertura de acceso 15 puede extenderse alrededor de 51 cm (20 pulgadas) de ancho por 76 cm (30 pulgadas) de largo en el lado inferior 14 de la aeronave 10.

La disposición de escape 50 también puede reducir los efectos de la acumulación del hollín de escape y los daños por calor a la aeronave 10. Además, como beneficio de seguridad adicional, la disposición de escape 50 puede permitir al copiloto salir de la aeronave 10 con el motor 16 en marcha sin someterse a un escape sobrecalentado.

Dado que la disposición de escape 50 se extiende desde el motor 16, no debería alterar significativamente el rendimiento del motor 16. Para impedir la producción de contrapresión en el motor 16 en su escape, la entrada 52 tiene un diseño frontal abierto. En particular, la Figura 1C es una fotografía que muestra un primer plano de la entrada 52 de la disposición de escape 50. Como se puede observar, la entrada 52 define una abertura más amplia que la salida de la tubería de escape 18 del motor. Cuando el escape sale de la tubería de escape 18, ingresa en la entrada más amplia 52. Esto puede crear un efecto Venturi que conduce todo el escape del motor a la parte posterior de la aeronave 10 a través de la extensión 51 y no crea una contrapresión significativa que pudiera obstaculizar la vida útil y el rendimiento del motor 16.

Dado que la disposición de escape 50 se monta en la aeronave 10, tampoco debería alterar significativamente el rendimiento de la aeronave 10. De hecho, la prueba en vuelo ha determinado que no existe una diferencia significativamente mensurable en el rendimiento de vuelo de la aeronave con la disposición de escape 50 instalada. Esto se debe, al menos en parte, a la construcción de la disposición de escape 50 y las disposiciones de soporte 100a-d utilizadas, que se describirán en mayor detalle a continuación.

La Figura 2A ilustra una vista lateral de la extensión de escape 51 desensamblada parcialmente y la Figura 2B ilustra una vista lateral de la extensión de escape 51 ensamblada parcialmente. Como se mencionó anteriormente, la extensión de escape 51 tiene la entrada 52, los conductores 54 y 56 y la salida 58. La entrada 52 es un cono o embudo 60 con un borde frontal reforzado 62 dispuesto en línea con la tubería de escape del motor (18). El borde posterior 64 del embudo 60 se suelda a un primer conductor 54. A su vez, el primer conductor 54 es un tubo 70a que puede formarse a partir de metal soldado a lo largo de una costura 72. Los miembros de refuerzo 74 se utilizan en determinados puntos a lo largo del tubo 70a, especialmente cuando las disposiciones de soporte (no se muestran) se colocan como se menciona más adelante. Estos miembros de refuerzo 74 pueden estar compuestos por partes cilíndricas completas de tuberías a las cuales el tubo 70a formado se fija con el uso de rebordes y soldaduras como se menciona más adelante. Como tales, los miembros de refuerzo 74 pueden tener el mismo espesor o un espesor mayor que el resto del conductor 54, pero también pueden tener más resistencia

circunferencial. Diversos componentes de la disposición de escape 50 pueden estar compuestos por metal, como acero inoxidable, y los componentes de la extensión de escape 51 están compuestos, preferiblemente, por un metal de aleación, como Inconel ®. (INCONEL es una marca registrada de Special Metals Corporation). En términos generales, la extensión de escape 50 puede extenderse por una longitud de 3,7 m (12 pies) y puede

5

El segundo conductor 56 está configurado de manera similar al primer conductor 54 e incluye un tubo 70b, una costura 72, miembros de refuerzo 74, etc. En su extremo, el conductor 56 tiene la salida 58, que puede ser una abertura inclinada 76 (p. ej., un corte transversal elíptico de la forma cilíndrica del tubo). Como se ilustra mejor en la Figura 2B, los tubos 70a-b se ajustan entre sí de un extremo a otro en una unión de expansión telescópica 55, lo que puede permitir la expansión y el movimiento a lo largo de la extensión 51 debido al calor, la vibración, torsión y similares.

10

Como se muestra en las Figuras 3A-3B, los miembros de refuerzo 74 de la extensión 51 pueden fijarse al tubo 70a-b con una configuración de microesferas y soldadura en los miembros cilíndricos entrelazados. Como se muestra en la Figura 3C, la unión de expansión 55 entre los tubos 70a-b de los conductores puede utilizar una disposición telescópica del tubo 70a del primer conductor dispuesto parcialmente dentro del tubo 70b del segundo conductor. También se puede utilizar una disposición inversa.

15

Con una comprensión de la extensión 51, a continuación las indicaciones se centran en las diversas disposiciones de soporte 100a-d utilizadas para sostener la extensión 51 en la aeronave 10. Nuevamente respecto a la Figura 1A, en resumen, un primer soporte 100a puede fijar un primer extremo del primer conductor 54 a la aeronave 10 en un punto después de la entrada 52, y un segundo soporte 100b puede fijar un segundo extremo del primer conductor 54 a la aeronave 10 en un punto antes de la unión de expansión 55. De manera similar, un tercer soporte 100c puede fijar un primer extremo del segundo conductor 56 a la aeronave 10 en un punto después de la unión de expansión 55, y un cuarto soporte 100d puede fijar un segundo extremo del segundo conductor 56 a la aeronave 10 en un punto antes de la salida 58. El segundo y tercer soportes 100b-c se disponen en cualquier lado de un puntal de elevación del ala de la aeronave 10.

20

25

Dado que la extensión 51 se monta en la aeronave 10 con los soportes 100a-d, la disposición 50 se someterá a las tensiones y condiciones encontradas durante el vuelo. Por lo tanto, las disposiciones de soporte 100a-d utilizadas para montar y mantener la extensión 51 en la aeronave 100 deben adaptarse a estas condiciones. Por ejemplo, las disposiciones de soporte 100a-d y la extensión 51 deben tener una flexibilidad integrada para compensar las vibraciones, la turbulencia y el movimiento durante el vuelo. De manera adicional, cualquier fijación al fuselaje 12 de la aeronave no debería presentar una tensión excesiva en la piel o casco del fuselaje de modo que los soportes 100a-b distribuyan, preferiblemente, las tensiones y cargas de manera adecuada.

30

35

Dado que la aeronave 10 puede estar equipada con únicamente una disposición de escape 50 de ese tipo en un lado de la aeronave 10, esta no debería ser excesivamente compleja o pesada. La disposición 50 debería tener un perfil bajo y no producir excesivamente arrastre ni alterar significativamente las características de entrada en pérdida de la aeronave 10. Como se apreciará, estas y otras consideraciones deberán tomarse en cuenta.

40

Cada soporte 100a-d utiliza disposiciones de varillas 102, 132 y 134; lengüetas 104, 106 y 108; ángulos 110 y 120 y refuerzos 111. Las lengüetas 104 y 106 se fijan entre pares de ángulos 110 y 120, según sea el caso, con pernos, y las varillas 102, 132 y 134 se fijan a pestañas en las lengüetas 104, 106 y 108 con pernos y horquillas 103. Las pestañas en las lengüetas 104 y 106 pueden doblarse o inclinarse según sea necesario para dirigir las varillas 102, 132 y 134. Los ángulos 110 se fijan a la aeronave 10 preferiblemente con el uso de remaches o similares y los otros ángulos 120 se pueden fijar a la extensión 51 con pernos. Los refuerzos 110 también pueden fijarse en la aeronave 10 con remaches. Como se apreciará, se pueden utilizar otras formas de sujeción y las formas, tamaños y configuraciones particulares de estos diversos componentes pueden diferir en función de la implementación. Por lo tanto, a continuación sigue un ejemplo meramente ilustrativo.

45

50

Como se muestra en la Figura 4A, por ejemplo, el primer soporte 100a utiliza una primera varilla 102 fijada a la aeronave 10 en un extremo en una lengüeta 104 y los ángulos 110 y fijada a la extensión 51 en un extremo opuesto en una lengüeta 106 y los ángulos 120. Como se observa en la presente memoria, el soporte 100a se fija, preferiblemente, a un área reforzada de la extensión 51 proporcionada por el miembro de refuerzo 74.

55

Los extremos de la varilla 102 se acoplan a las lengüetas 104, 106 con las horquillas 103. (La Figura 9D ilustra una vista lateral de un ensamblaje de varillas que tiene una varilla 102 y horquillas 103. La varilla 102 puede tener extremos roscados de modo que las distancias entre las horquillas 103 puedan ajustarse). Se pretende que la primera varilla 102 proporcione un soporte principalmente vertical de la extensión 51 a la aeronave 10 (el soporte vertical se encuentra a lo largo de un primer eje entre el fuselaje y la extensión 51).

60

Como se muestra en las Figuras 4B-4C, el primer soporte 100a también utiliza una segunda varilla 132 fijada sobre la extensión 51 en un extremo en la lengüeta 106 y los ángulos 120 y fijada a la aeronave 10 en un extremo opuesto en una lengüeta 106 y los ángulos 110. Nuevamente, los extremos de la varilla 132 se acoplan a las lengüetas 104, 106 con las horquillas 103. Se pretende que esta segunda varilla 132 proporcione un soporte principalmente lateral de la extensión 51 a la aeronave 10 (el soporte lateral se encuentra a lo largo de un segundo eje entre el fuselaje y la extensión 51 que es aproximadamente perpendicular al primer eje).

Como se muestra adicionalmente en las Figuras 4C-4D, el primer soporte 100a también utiliza una tercera varilla 102 fijada a la aeronave 10 en un extremo en las lengüetas 106 y los ángulos 110 y fijada a la extensión 51 en un extremo opuesto en una lengüeta 104 y los ángulos 120. Nuevamente, los extremos de la varilla 102 se acoplan a las lengüetas 104, 106 con las horquillas 103. Se pretende que esta tercera varilla 102 proporcione un soporte principalmente vertical de la extensión 51 a la aeronave 10 a lo largo del primer eje.

El segundo soporte 100b (Figuras 5A-5D), el tercer soporte 100c (Figuras 7A-7C) y el cuarto soporte 100d (Figuras 8A-8C) tienen disposiciones similares de las varillas 102 y 132, las lengüetas 104 y 106, los ángulos 110 y 120, etc. Sin embargo, para mantener una superficie externa uniforme en partes de la aeronave, se pueden utilizar refuerzos 111 en lugar de ángulos 110 para conectarse a la aeronave 10. Además, la última lengüeta o ménsula 108 (Figura 8C) puede fijarse directamente a una costura o parte de la aeronave 10 y puede tener una forma alargada para distribuir la carga.

Estos componentes de lengüetas, ángulos, refuerzos y similares pueden tener formas y configuraciones que dependan de la ubicación de estos componentes en la aeronave 10 y la extensión 51. A modo de ejemplo, la Figura 9A ilustra diversos ángulos 110 y 120, la Figura 9B ilustra diversos refuerzos 111 y la Figura 9C ilustra diversas lengüetas 104, 106 y 108 para las disposiciones de soporte 100a-d descritas.

Entre el segundo y tercer soporte 100b-c y la unión de expansión 55 de la extensión 51, la disposición de soporte incluye un soporte intermedio, que se muestra particularmente en las Figuras 6A-6B. Una primera varilla 134 se extiende desde la lengüeta 106 y los ángulos 120 del segundo soporte 100b en la extensión 51 hasta una lengüeta 106 y los ángulos 110 en la aeronave 10. De manera similar, una segunda varilla 134 se extiende desde la lengüeta 106 y los ángulos 120 del tercer soporte 100c en la extensión 51 hasta la lengüeta 106 y los ángulos 110 en la aeronave 10. Se pretende que estas varillas 134 proporcionen un soporte principalmente axial de la extensión 51 a la aeronave 10 (es decir, soporte a lo largo de la longitud de la extensión 51); el soporte axial se encuentra a lo largo de un tercer eje entre el fuselaje y la extensión 51 que es perpendicular al primer y segundo ejes mencionados anteriormente. Debido a que las varillas 134 se extienden en direcciones opuestas, estas proporcionan un soporte axial opuesto a lo largo del tercer eje.

Como se puede observar, las diversas varillas 102, 132 y 134 con las horquillas 103 funcionan en conjunto para proporcionar un soporte vertical, lateral y axial de la extensión 51 a la aeronave 10 y proporcionan el ajuste, movimiento, desplazamiento o similares cuando distribuyen la carga y se adaptan a las vibraciones, turbulencia, etc.

No se pretende que la descripción que antecede de las realizaciones preferidas, y otras, limite o restrinja el alcance o aplicación de los conceptos inventivos ideados por los solicitantes.

A cambio de la divulgación de los conceptos inventivos contenidos en la presente memoria, los solicitantes desean poseer todos los derechos de patente brindados por las reivindicaciones adjuntas. Por lo tanto, se pretende que las reivindicaciones adjuntas incluyan todas las modificaciones y alteraciones en la mayor medida posible siempre que se encuentren dentro del alcance de las siguientes reivindicaciones o sus equivalentes.

REIVINDICACIONES

1. Un aparato de escape (50) para una aeronave (10), la aeronave con un fuselaje (12), un escape de motor con un área de salida (58) dispuesta en una nariz de la aeronave (10) y un sensor (20) dispuesto en una ubicación del fuselaje (12) desde la cual se dirige, durante el funcionamiento, la salida de escape del escape del motor, el aparato comprende:
 - una entrada (52) con una boca configurada para comunicarse con el escape del motor, la boca define un área de ingreso mayor que el área de salida (58) del escape;
 - una extensión tubular (51) con al menos un tubo (70a-b), que tiene primer y segundo extremos, y que se puede montar en el fuselaje (12) en múltiples ubicaciones de soporte, el primer extremo conectado en comunicación con la entrada (52), el primer extremo para recibir la salida (58) de escape del escape del motor junto con aire que ingresa desde la boca, el segundo extremo configurado para extenderse más allá de la ubicación del sensor (20);
 - un primer soporte (100a) dispuesto en una primera de las ubicaciones de soporte en el al menos un tubo (70a-b), el primer soporte (100a) con primer, segundo y tercer brazos, el primer brazo configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos a lo largo de un primer eje, el segundo brazo configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos a lo largo de un segundo eje perpendicular al primer eje, el tercer brazo configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos en una dirección a lo largo de un tercer eje perpendicular al primer y segundo ejes; y
 - un segundo soporte (100b) dispuesto en una segunda de las ubicaciones de soporte en el al menos un tubo (70a-b), el segundo soporte (100b) con primer, segundo y tercer brazos, el primer brazo configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos a lo largo del primer eje, el segundo brazo configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos a lo largo del segundo eje, el tercer brazo configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos en una dirección opuesta a lo largo del tercer eje.
2. El aparato de la reivindicación 1, en donde el al menos un tubo (70a-b) comprende un primer y un segundo tubo (70a-b) conectados telescópicamente entre sí.
3. El aparato de la reivindicación 1, en donde las ubicaciones de soporte del al menos un tubo (70a-b) comprenden, cada una, anillos reforzados (74) dispuestos en el al menos un tubo (70a-b).
4. El aparato de la reivindicación 1, en donde el al menos un tubo (70a-b) comprende metal en láminas enrollado en un cilindro y fijado a lo largo de una costura (72).
5. El aparato de la reivindicación 1, en donde el segundo extremo del al menos un tubular (70a-b) define una salida elíptica (58) configurada para estar orientada desde un lado del fuselaje (12).
6. El aparato de la reivindicación 1, en donde el primer y segundo soportes (100a-b) están configurados para disponerse en cualquier lado de un puntual de elevación de un ala de la aeronave (10).
7. El aparato de la reivindicación 1, en donde un primer extremo de los primeros brazos (102) para el primer y segundo soportes (100a-b) se conecta, cada uno, de manera giratoria a un primer refuerzo (111) configurado para fijarse al fuselaje (12); y en donde un segundo extremo de los primeros brazos (102) para el primer y segundo soportes (100a-b) se conecta, cada uno, de manera giratoria a una primera ménsula (110) fijada al al menos un tubo (70a-b), opcionalmente en donde la primera ménsula comprende un par de ménsulas en ángulo (120) montadas lado a lado.
8. El aparato de la reivindicación 7, en donde un tercer extremo de los segundos brazos para el primer y segundo soportes (100a-b) se conecta, cada uno, de manera giratoria a la primera ménsula (110) fijada al al menos un tubo (70a-b); y en donde un cuarto extremo de los segundos brazos para el primer y segundo soportes (100a-b) se conecta, cada uno, de forma giratoria a un segundo refuerzo (111) configurado para fijarse al fuselaje (12), opcionalmente en donde un quinto extremo de los terceros brazos para el primer y segundo soportes (100a-b) se conecta, cada uno, de manera giratoria a una segunda ménsula (120) fijada al al menos un tubo (70a-b); y en donde un sexto extremo de los terceros brazos para el primer y segundo soportes (100a-b) se conecta, cada uno, de forma giratoria a una tercera ménsula (105) configurada para fijarse al fuselaje (12).
9. El aparato de la reivindicación 8, en donde cada uno del primer y segundo soportes (100a-b) comprende además un cuarto brazo configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos a lo largo del primer eje, en donde un séptimo extremo de los cuartos brazos para el

primer y segundo soportes (100a-b) se conecta, cada uno, de manera giratoria al segundo refuerzo (111) configurado para fijarse al fuselaje (12); y en donde un octavo extremo de los cuartos brazos para el primer y segundo soportes (100a-b) se conecta, cada uno, de manera giratoria a la segunda ménsula (120) fijada al al menos un tubo (70a-b).

5

10. El aparato de la reivindicación 1, que comprende además:

un tercer soporte (100c) dispuesto en una tercera de las ubicaciones de soporte en el al menos un tubo (70a-b) hacia el primer extremo de estos cerca de la entrada (52), el tercer soporte (100c) con primer (102), segundo (134) y tercer brazos (132), el primer brazo (102) configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos a lo largo del primer eje, el segundo brazo (134) configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos a lo largo del segundo eje, el tercer brazo (132) configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos a lo largo del primer eje, opcionalmente en donde un primer extremo del primer brazo (102) para el tercer soporte (100c) se conecta de manera giratoria a una primera ménsula configurada para fijarse al fuselaje (12); y en donde un segundo extremo del primer brazo (102) para el tercer soporte (100c) se conecta de manera giratoria a una segunda ménsula (120) fijada al al menos un tubo (70a-b).

11. El aparato de la reivindicación 10, en donde la primera y segunda ménsulas (120) comprenden un par de ménsulas en ángulo montadas lado a lado.

12. El aparato de la reivindicación 10, en donde un tercer extremo del segundo brazo (134) para el tercer soporte (100c) se conecta de manera giratoria a la segunda ménsula (120) fijada al al menos un tubo (70a-b); y en donde un cuarto extremo del segundo brazo (134) para el tercer soporte se conecta de manera giratoria a una tercera ménsula configurada para fijarse al fuselaje (12), opcionalmente en donde un quinto extremo del tercer brazo (132) para el tercer soporte (100c) se conecta de manera giratoria a la tercera ménsula configurada para fijarse al fuselaje (12); y en donde un sexto extremo del tercer brazo (132) para el tercer soporte (100c) se conecta de manera giratoria a una cuarta ménsula en el al menos un tubo (70a-b).

30

13. El aparato de la reivindicación 10, que comprende además:

un cuarto soporte (100d) dispuesto en una cuarta de las ubicaciones de soporte en el al menos un tubo (70a-b) hacia el segundo extremo de estos, el cuarto soporte (100d) con primer y segundo brazos (102, 134), el primer brazo (102) configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos a lo largo del primer eje, el segundo brazo (134) configurado para conectarse de manera giratoria entre el fuselaje (12) y el al menos un tubo (70a-b) para sostenerlos a lo largo del segundo eje, opcionalmente en donde un primer extremo del primer brazo (102) para el cuarto soporte (100d) se conecta de manera giratoria a una primera ménsula fijada a un refuerzo (111) configurado para disponerse en el fuselaje (12); y en donde un segundo extremo del primer brazo (102) para el cuarto soporte (100d) se conecta de manera giratoria a una segunda ménsula fijada al al menos un tubo (70a-b).

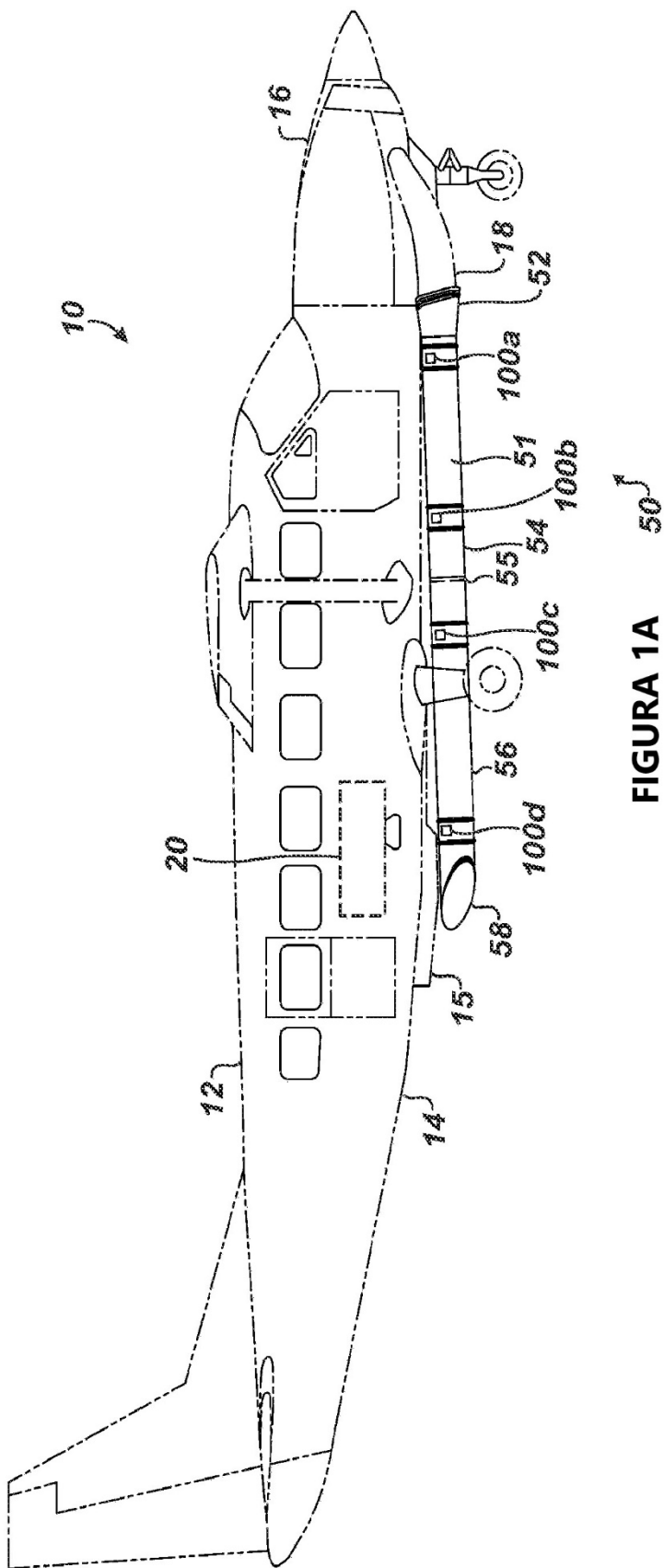
14. El aparato de la reivindicación 13, en donde un tercer extremo del segundo brazo (134) para el cuarto soporte (100d) se conecta de manera giratoria a la segunda ménsula fijada al al menos un tubo (70a-b); y en donde un cuarto extremo del segundo brazo (134) para el cuarto soporte se conecta de manera giratoria a una tercera ménsula configurada para fijarse a una costura (72) del fuselaje (12).

15. Una aeronave (10) que comprende:

50

un fuselaje (12);
un escape del motor (50) con un área de salida (58) dispuesta en una nariz de la aeronave (10);
un sensor (20) dispuesto en una ubicación del fuselaje (12); y
un aparato de escape (50) que comprende una entrada (52), una extensión tubular (51) con al menos un tubo (70a-b) y primer y segundo soportes (100a-b) según la reivindicación 1.

55



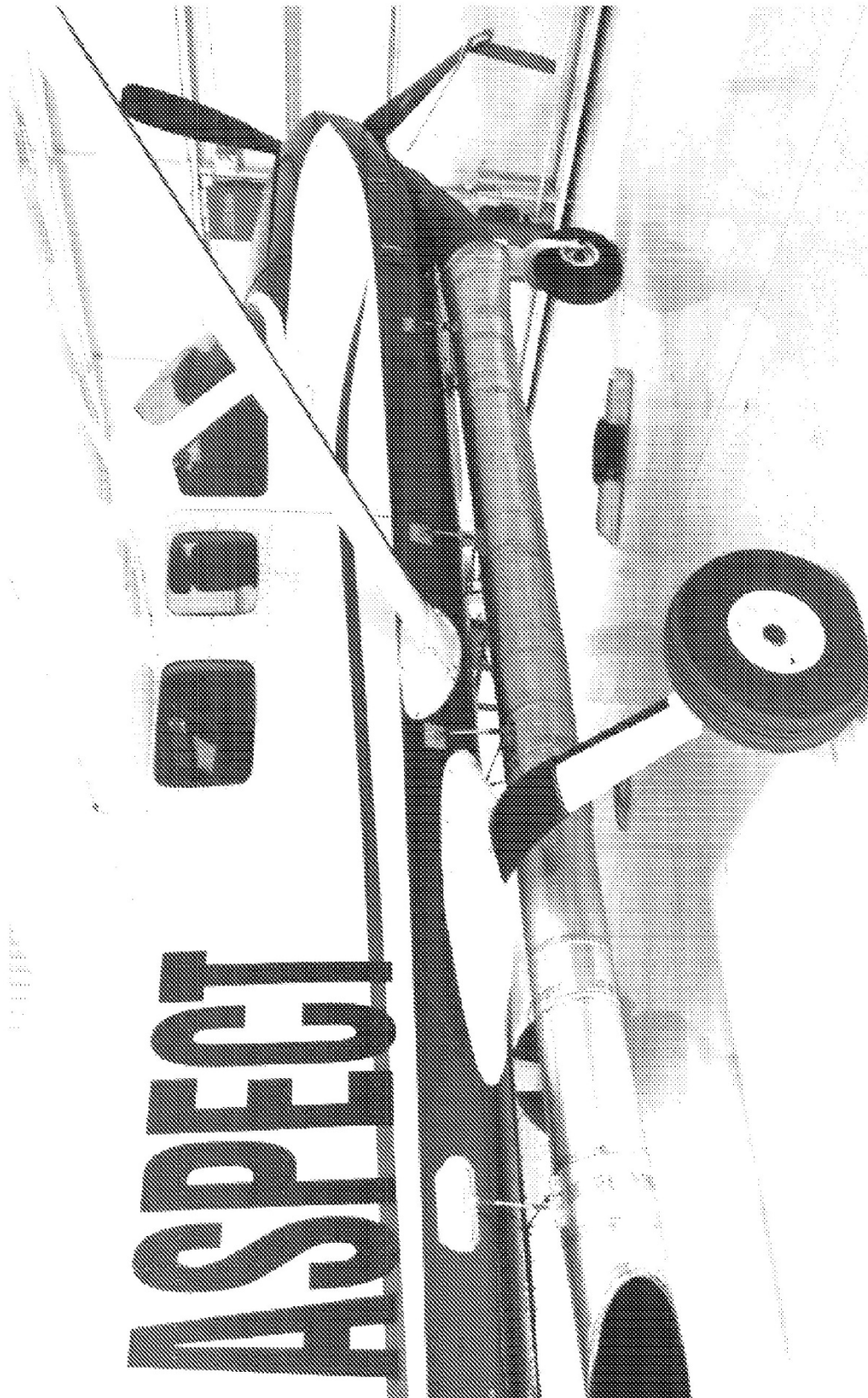


FIGURA 1B

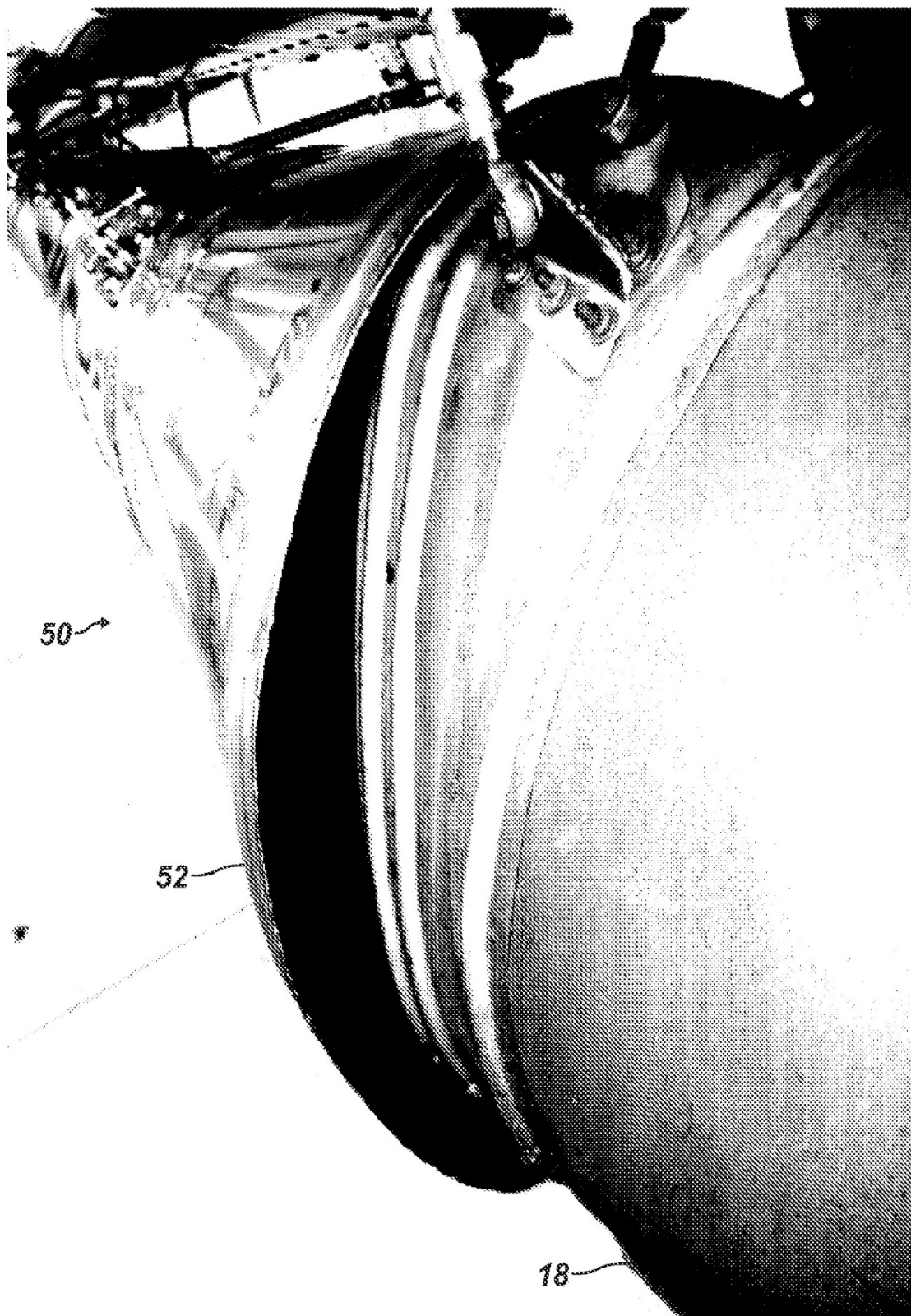
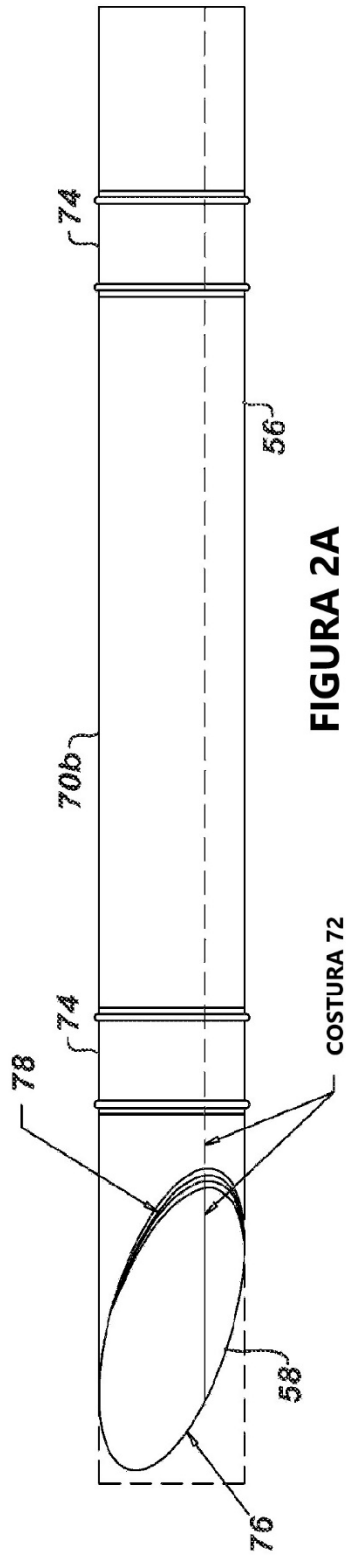
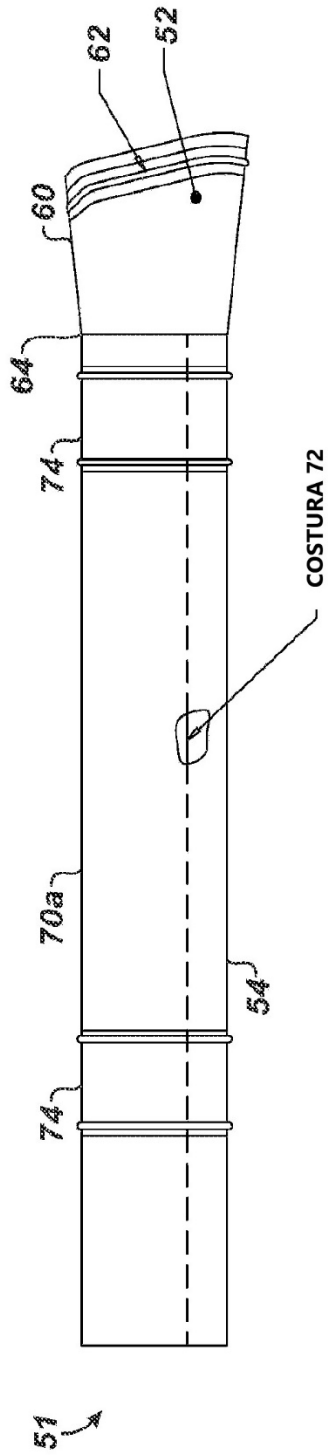
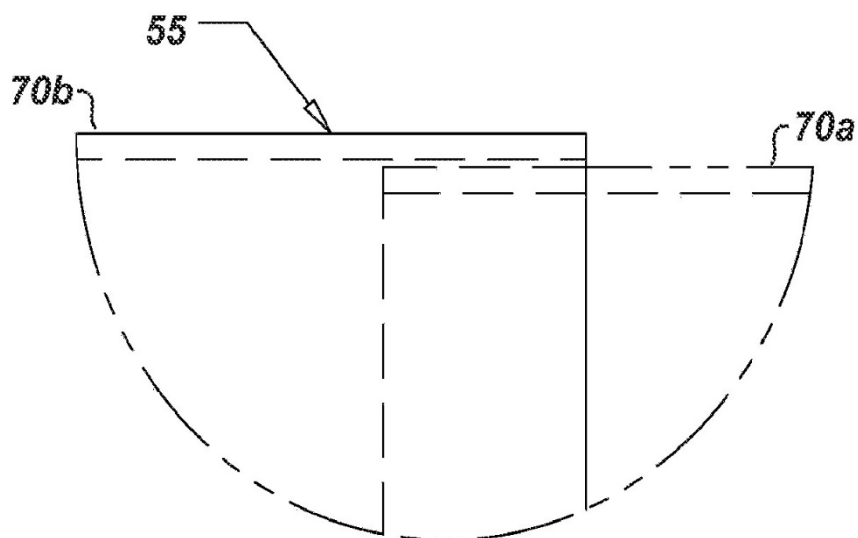
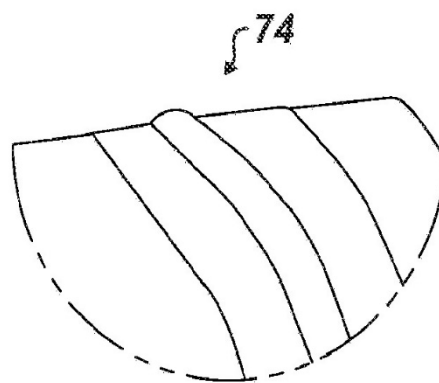
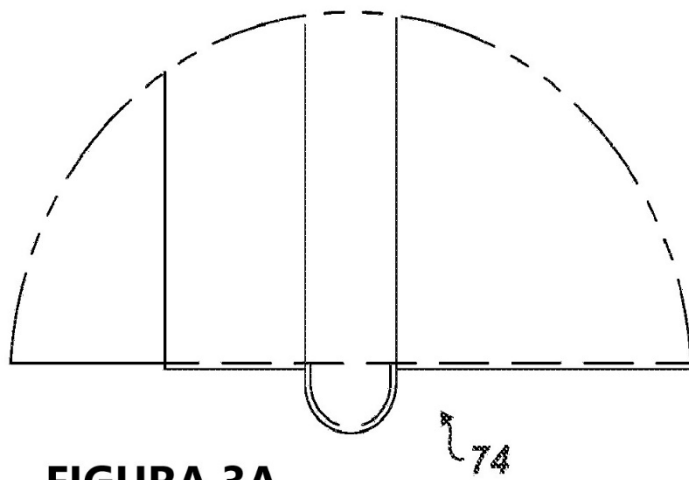


FIGURA 1C





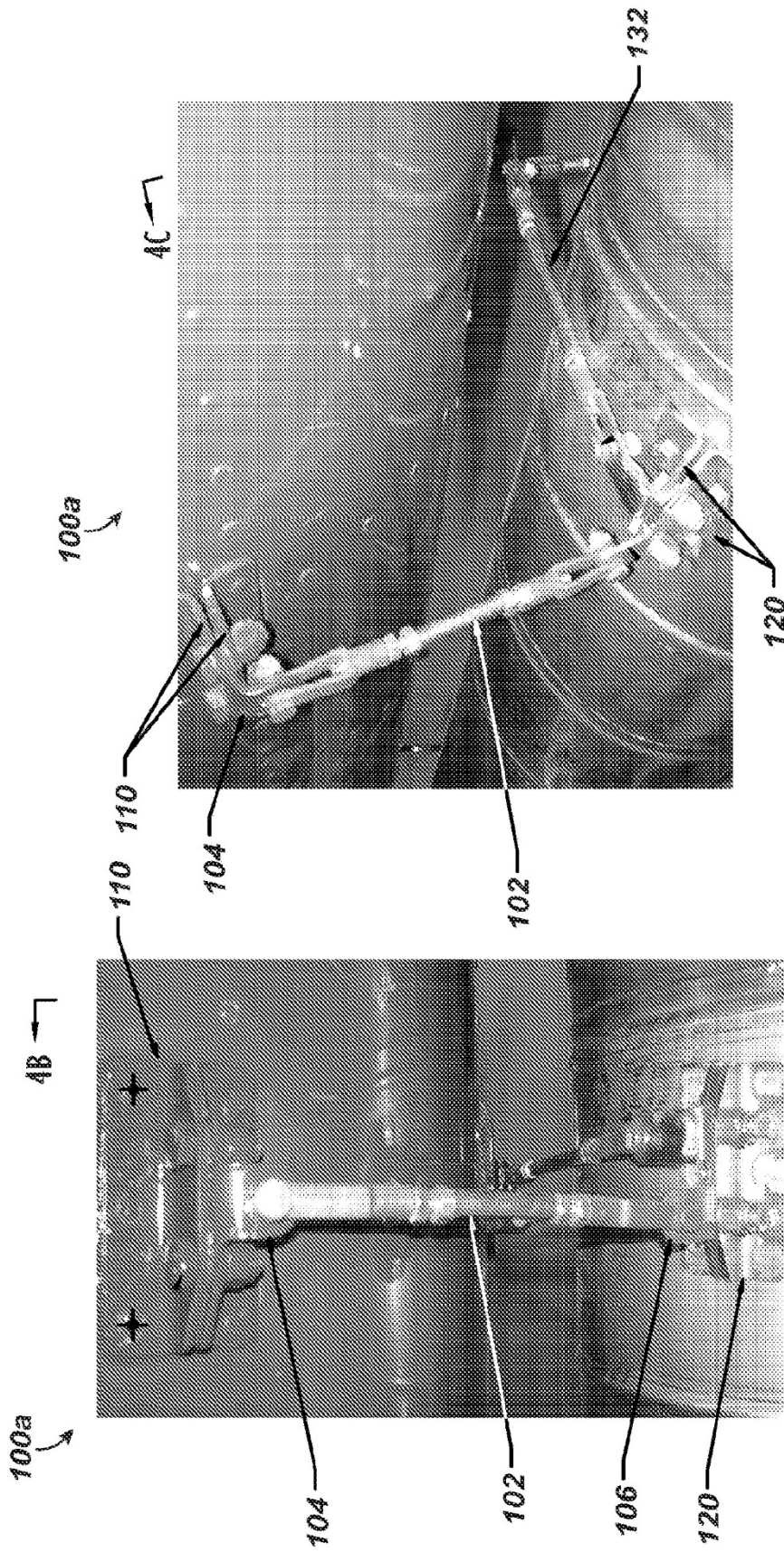
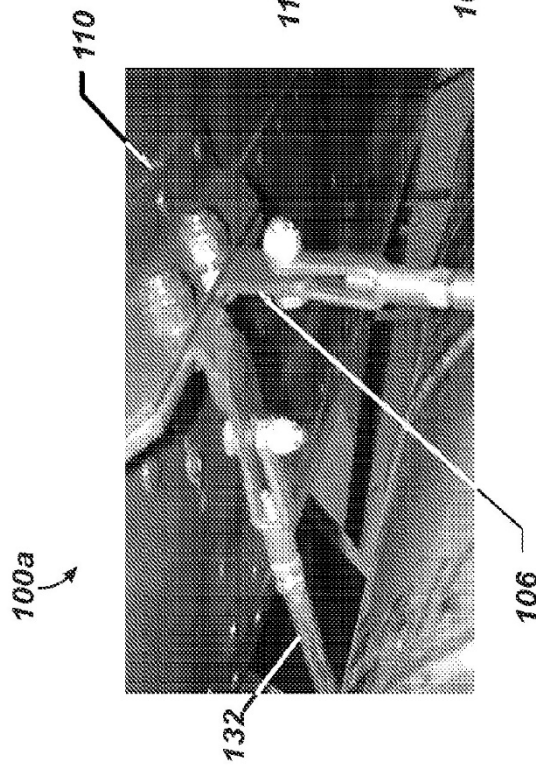
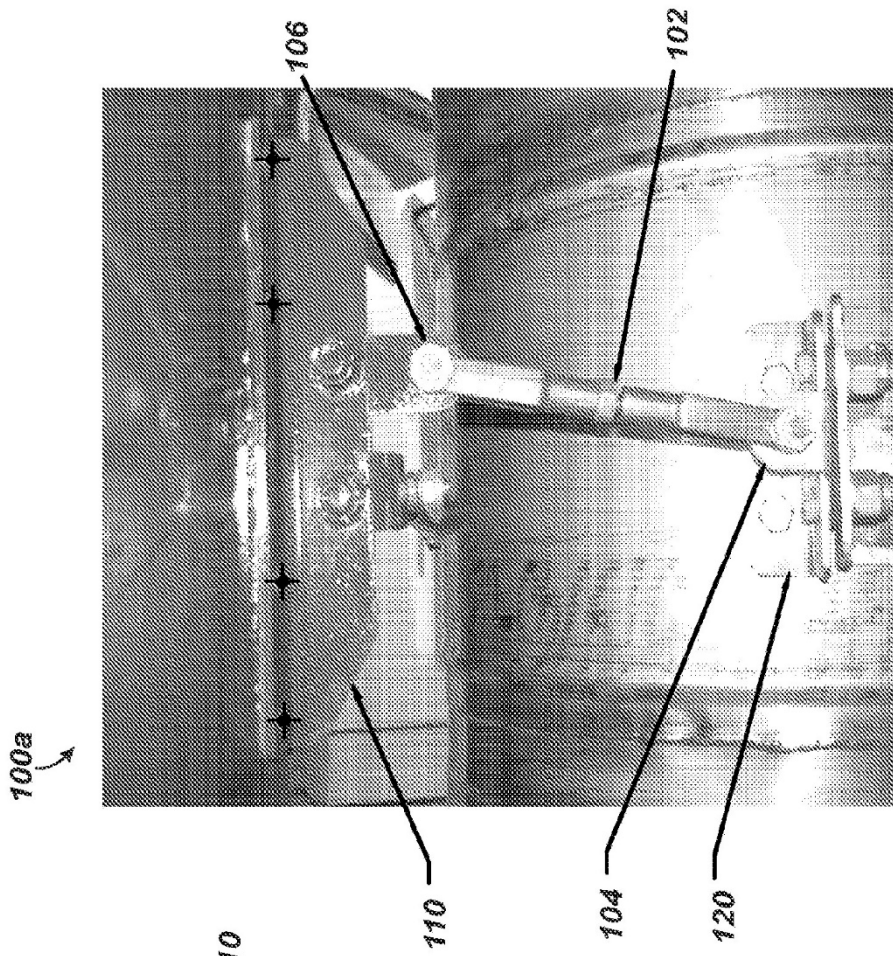
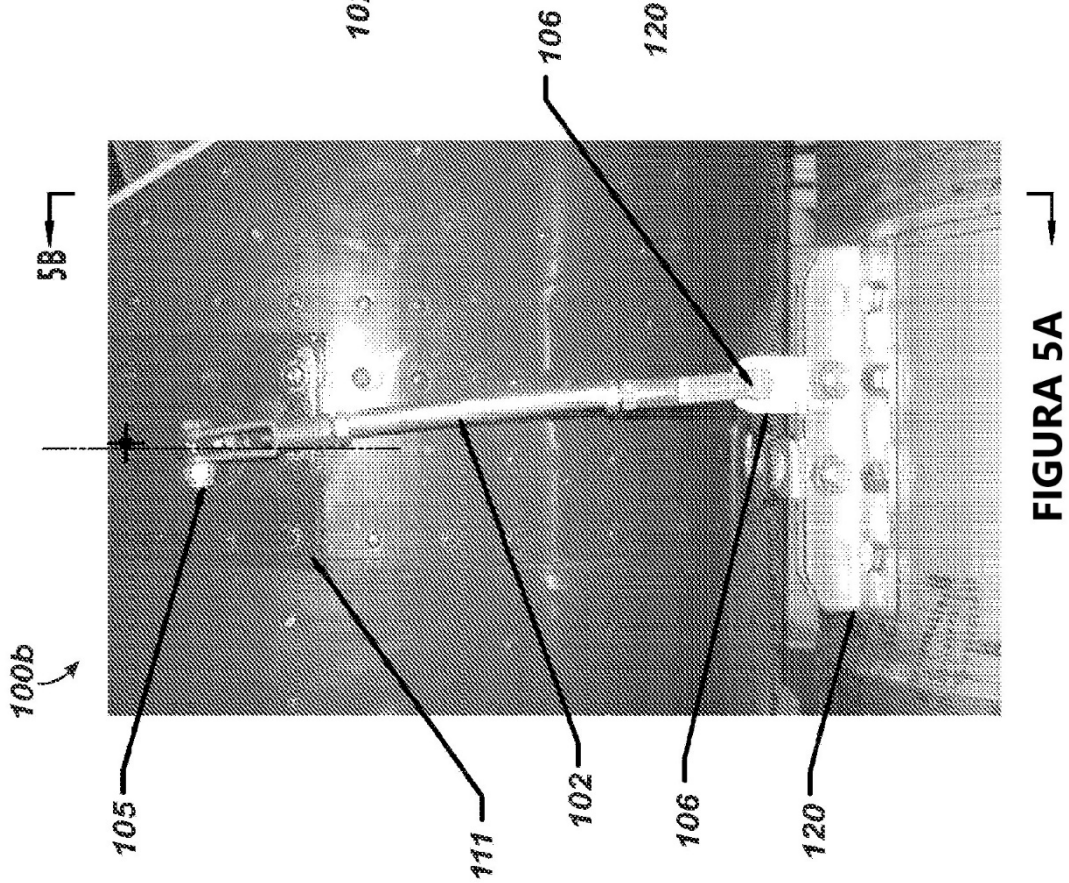
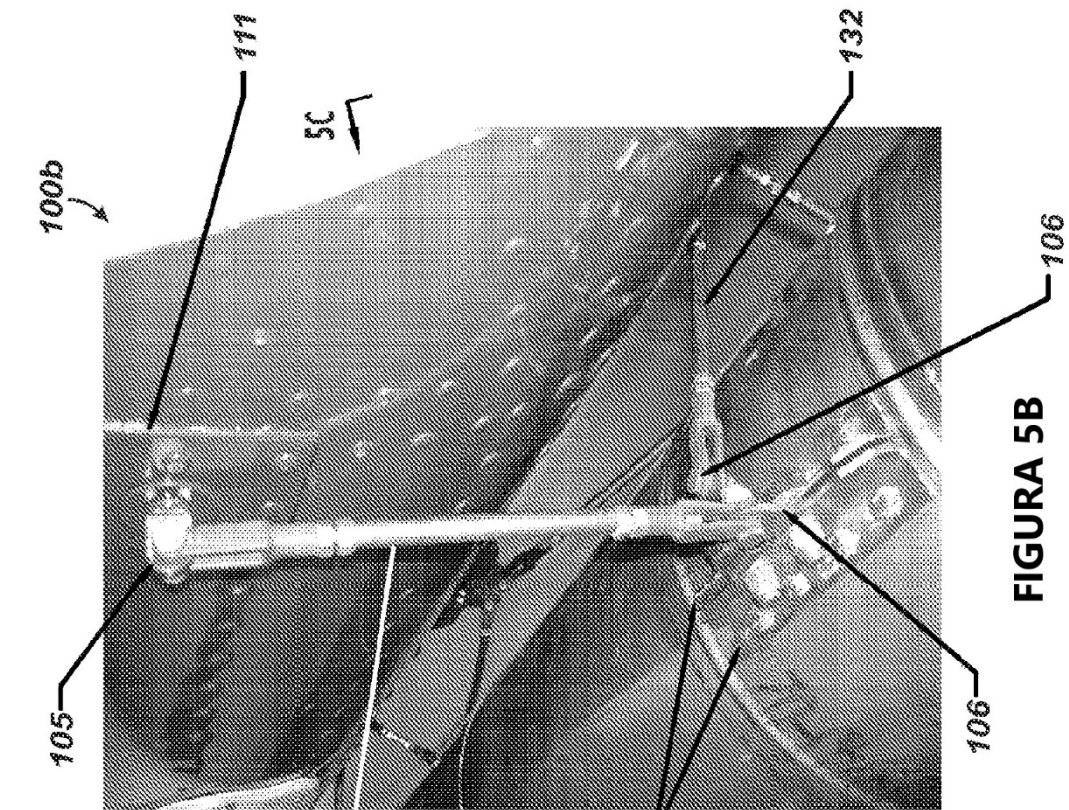


FIGURA 4B

FIGURA 4A





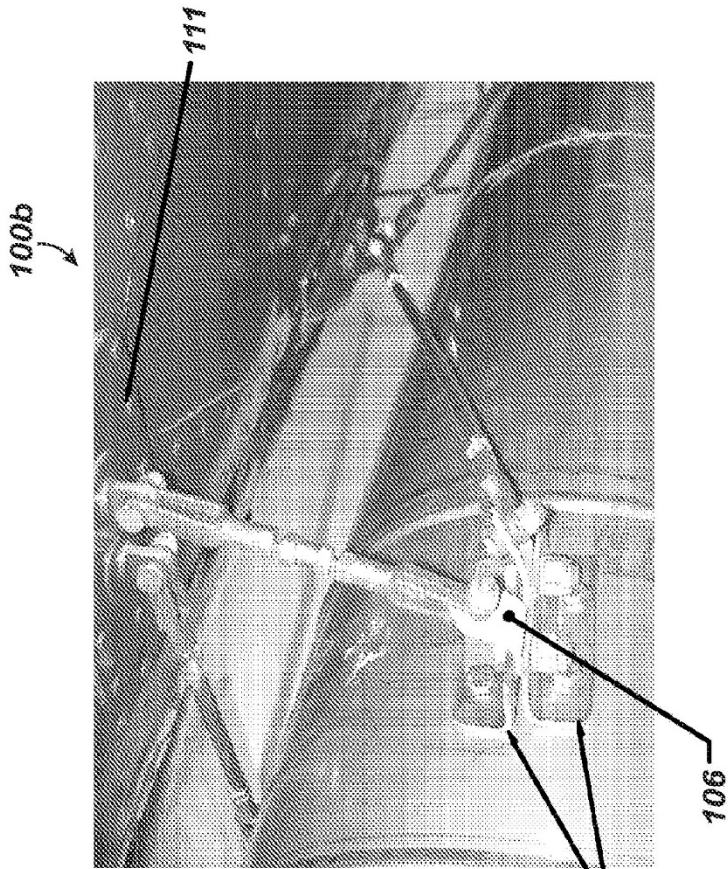


FIGURA 5D

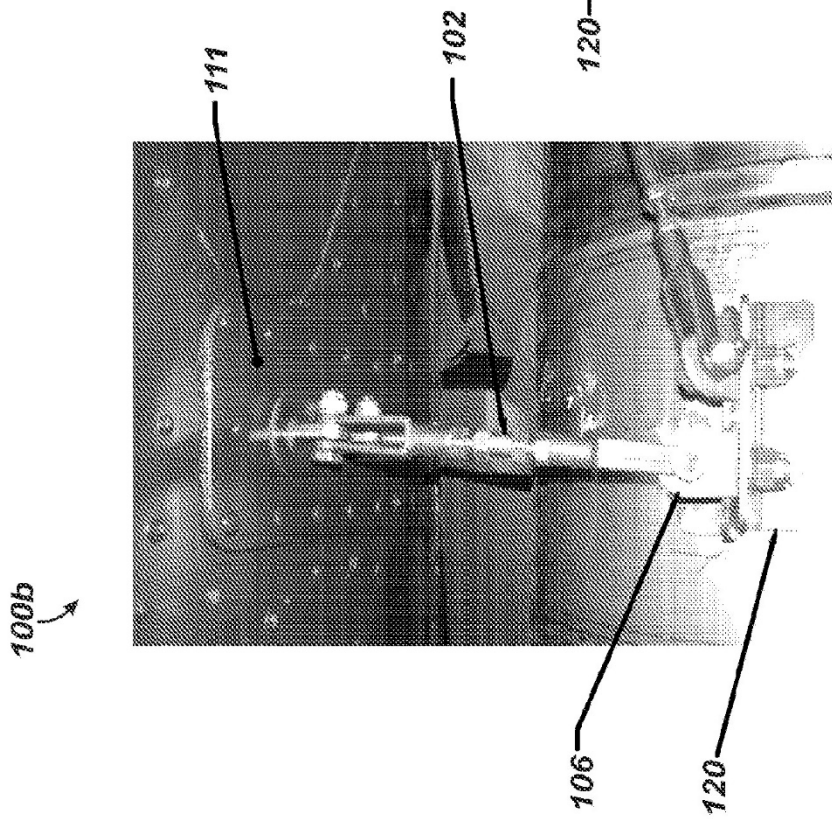


FIGURA 5C

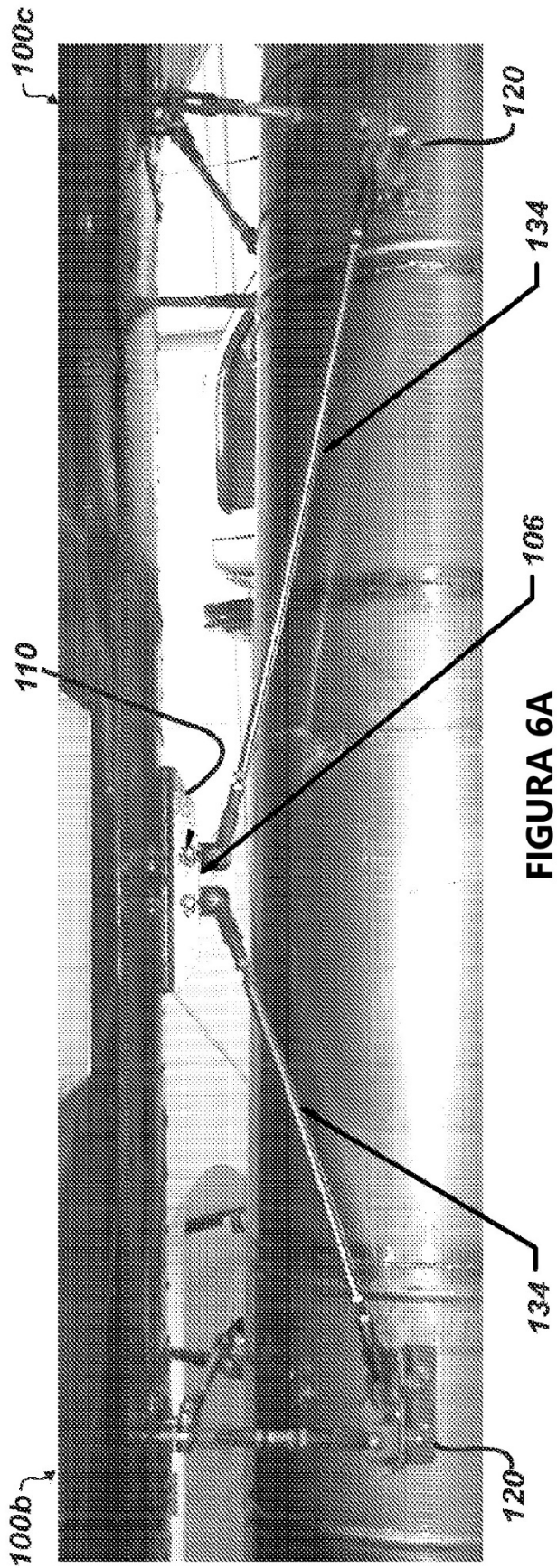


FIGURE 6A

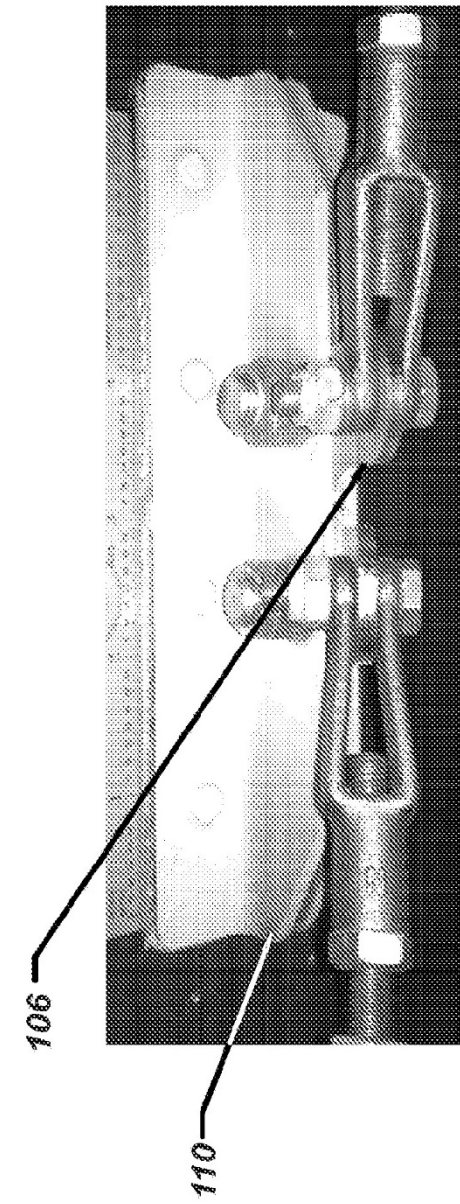


FIGURE 6B

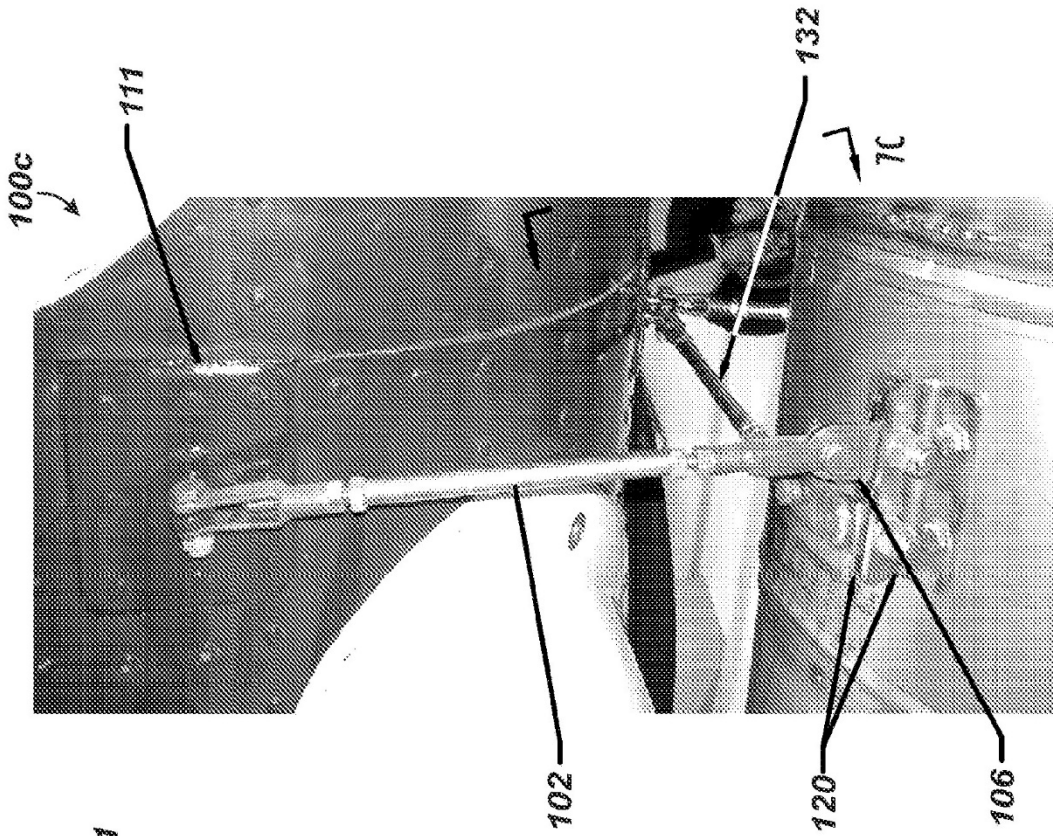


FIGURA 7B

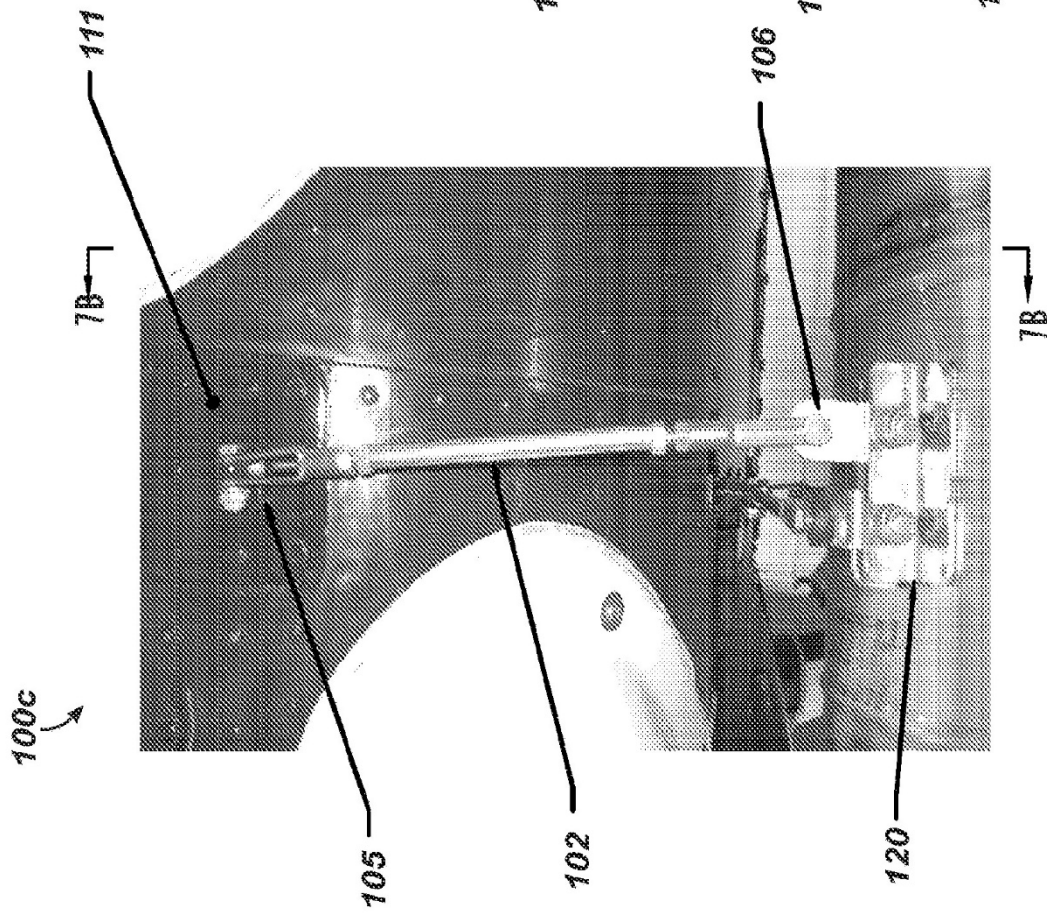


FIGURA 7A

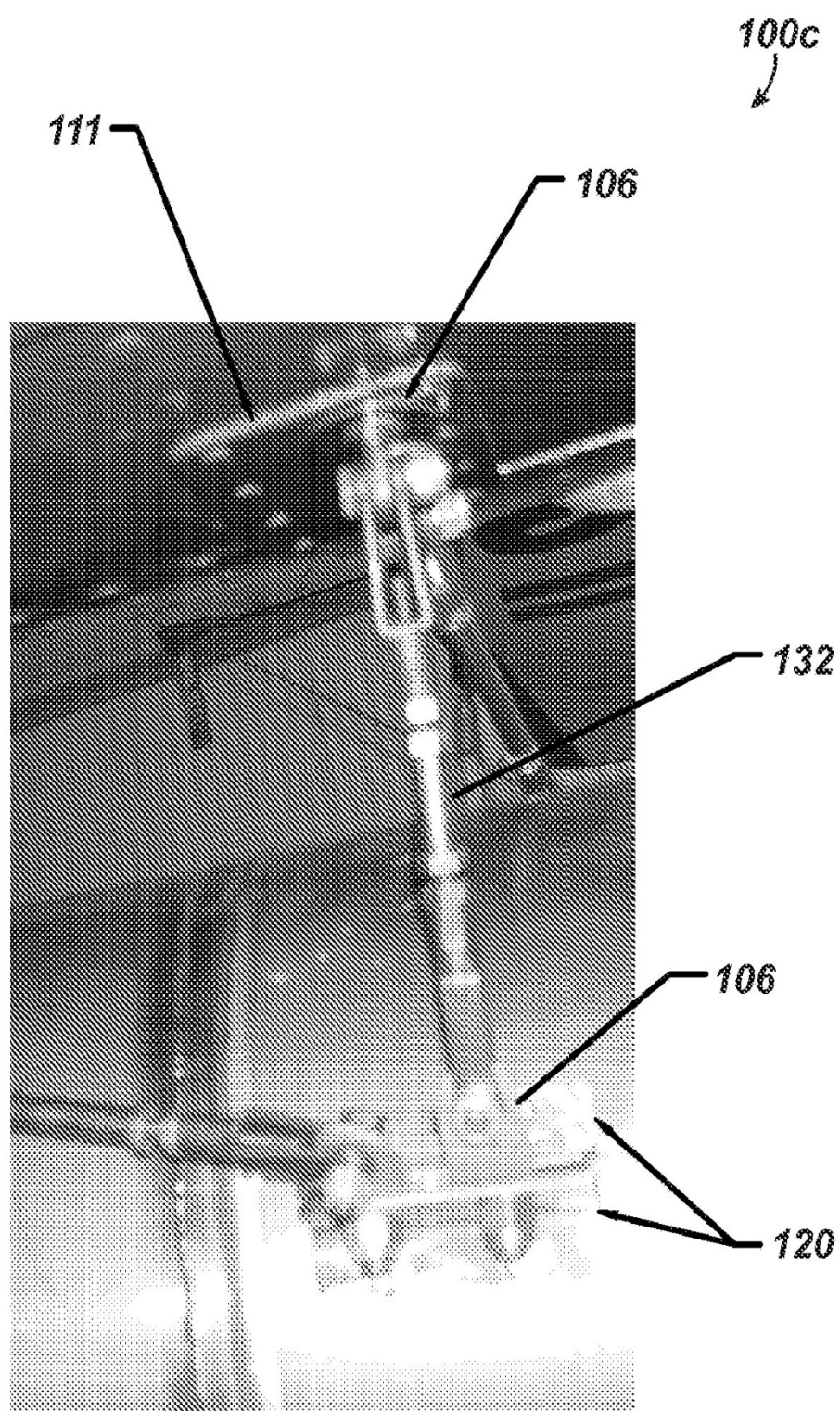
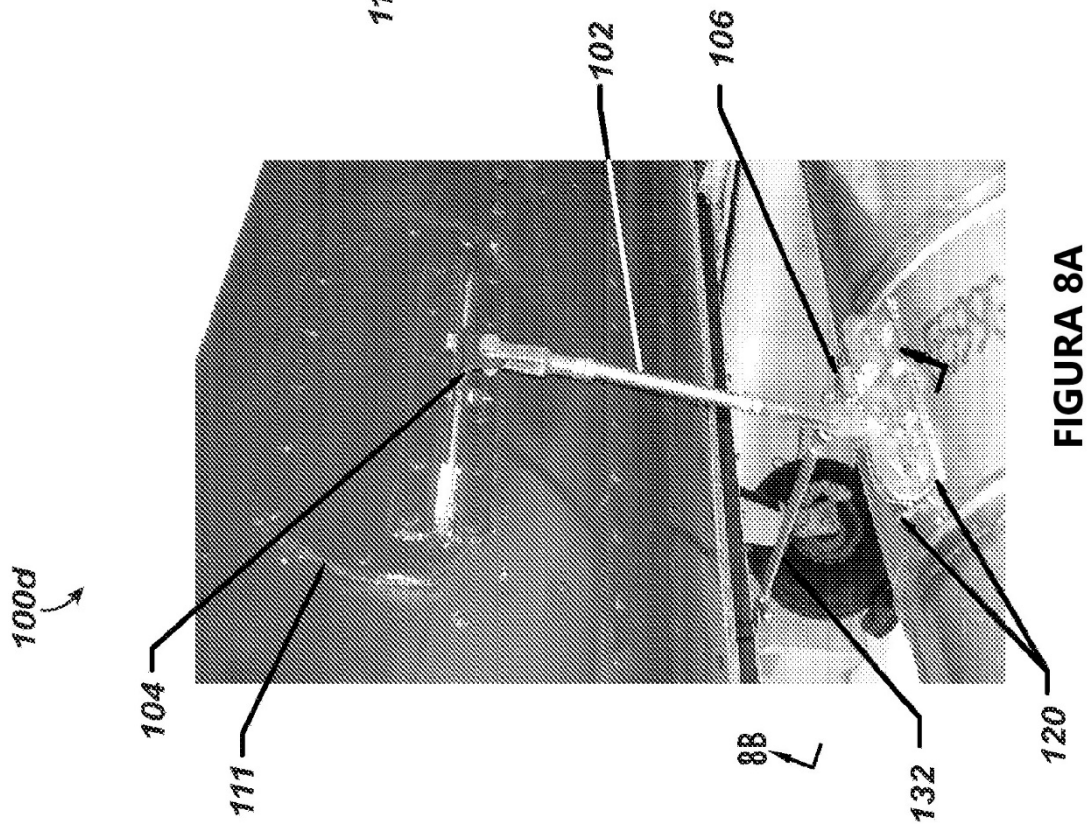
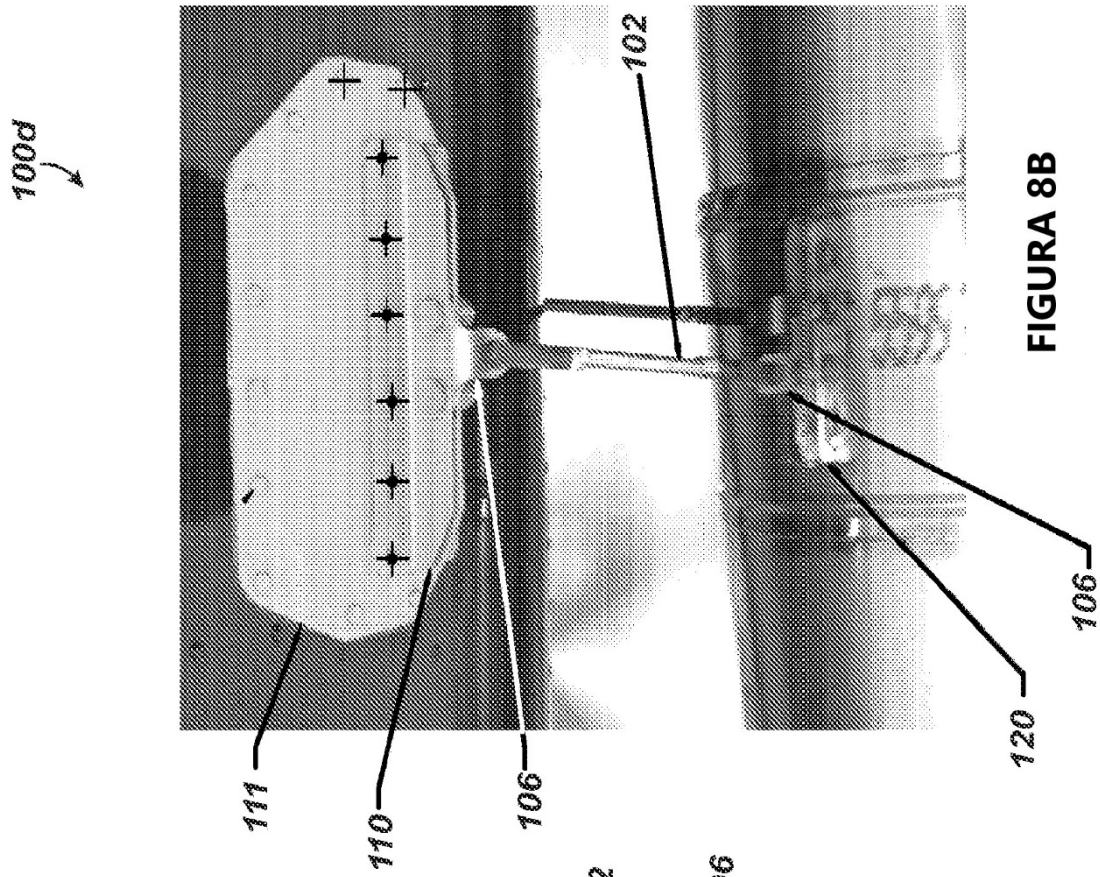


FIGURE 7C



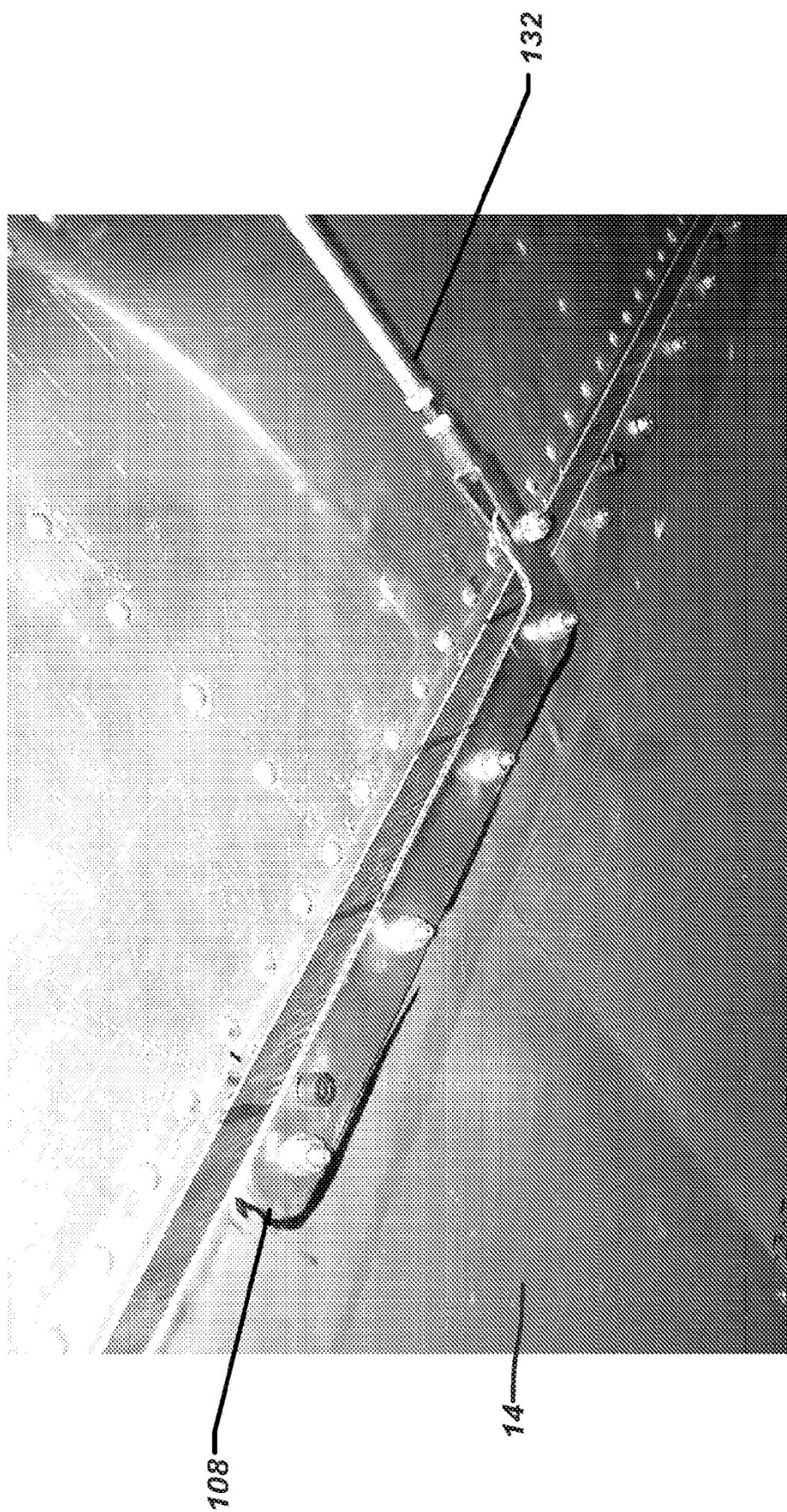


FIGURA 8C

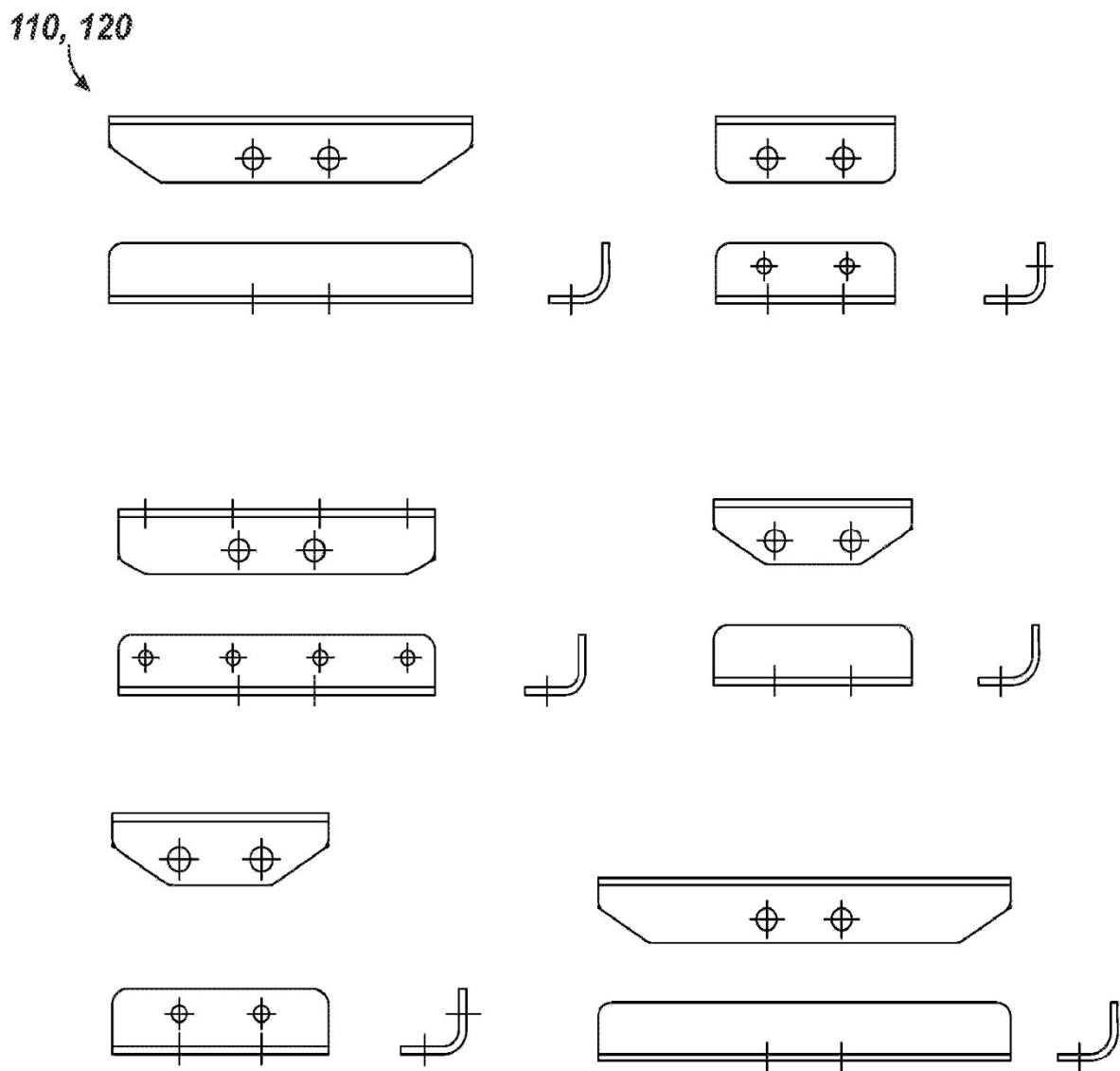


FIGURE 9A

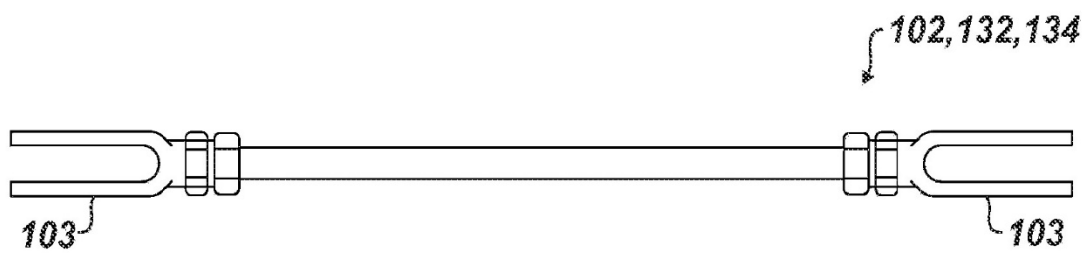


FIGURE 9D

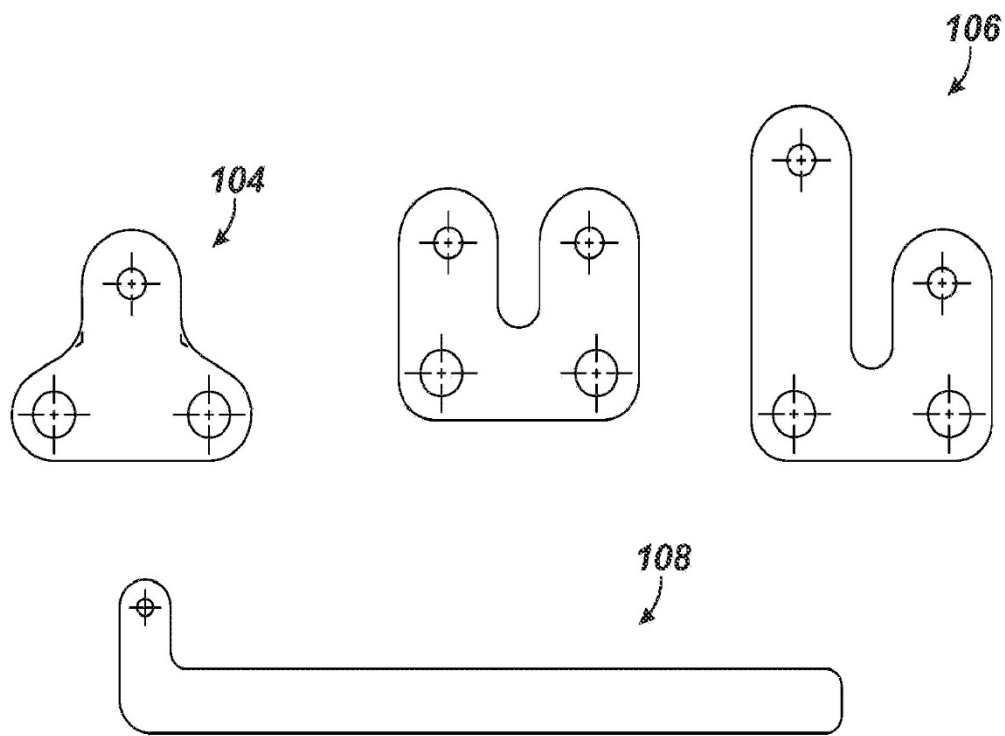
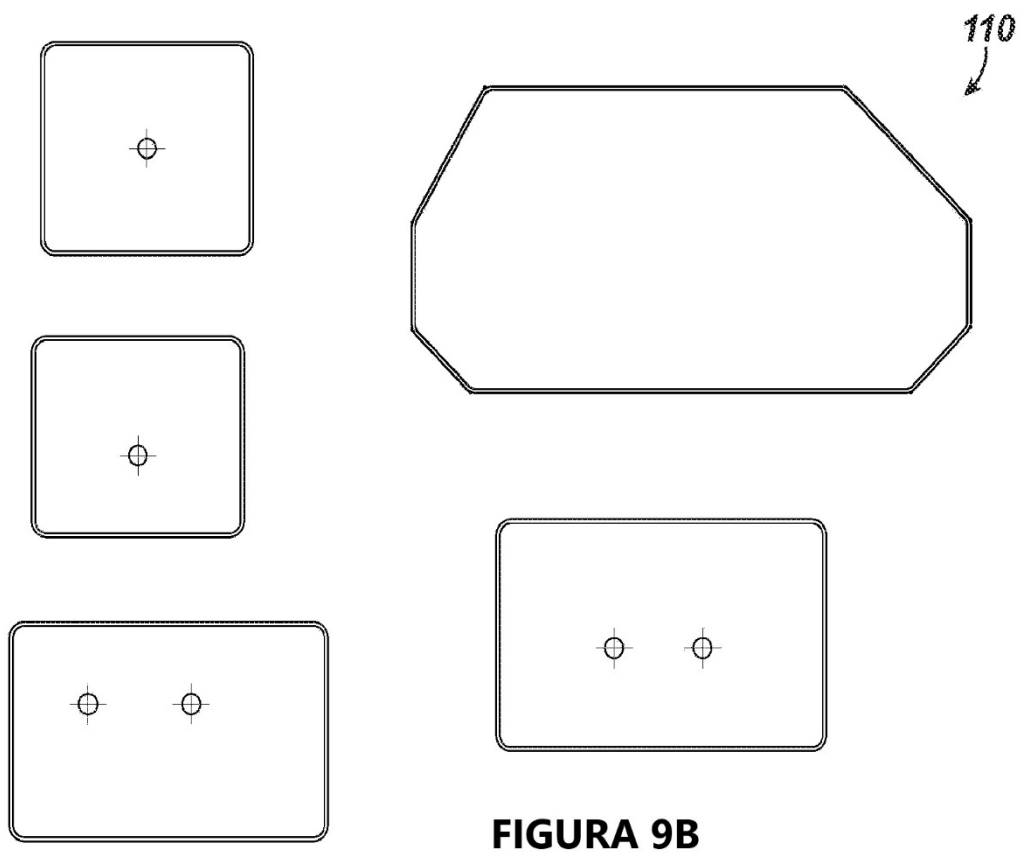


FIGURA 9C