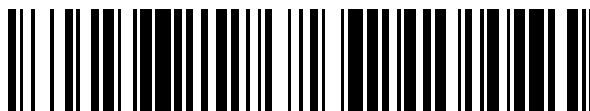


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 770 713**

51 Int. Cl.:

F02C 5/00 (2006.01)
F02C 7/18 (2006.01)
F02C 7/14 (2006.01)
F02K 5/00 (2006.01)
B64D 41/00 (2006.01)
F01C 1/22 (2006.01)
B64D 33/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **08.08.2016 E 16183234 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.11.2019 EP 3135881**

54 Título: **Conjunto de motor con motor combinado y escape de refrigeración**

30 Prioridad:

07.08.2015 US 201562202275 P
03.08.2016 US 201615227519

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
02.07.2020

73 Titular/es:

PRATT & WHITNEY CANADA CORP. (100.0%)
1000 Marie-Victorin (01BE5)
Longueuil, Québec J4G 1A1, CA

72 Inventor/es:

JULIEN, ANDRE;
THOMASSIN, JEAN;
COURTOIS, MAXIME;
VILLENEUVE, BRUNO;
DUSSAULT, SERGE;
ULLYOTT, RICHARD;
LAFORTUNE, SERGE;
DIONNE, LUC;
JONES, ANTHONY;
HAGSHENAS, BEHZAD y
MENHEERE, DAVID

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 770 713 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

Conjunto de motor con motor combinado y escape de refrigeración

5 CAMPO TÉCNICO

En términos generales, la solicitud se refiere a conjuntos de motores compuestos, más particularmente, a conjuntos de este tipo usados como unidades auxiliares de potencia (APU).

10 ANTECEDENTES DE LA TÉCNICA

15 Las unidades auxiliares de potencia de motor de turbina de gas tradicionales que incluyen un núcleo de motor con una cámara de combustión que se usan para accionar un generador requieren típicamente un sistema de refrigeración para el generador. Un sistema de refrigeración de este tipo puede incluir ventiladores y/o eyectores que pueden representar pérdidas de potencia significativas y/o crear penalizaciones en la resistencia aerodinámica en vuelo.

Además, las unidades auxiliares de potencia de motor de turbina de gas tradicionales normalmente tienen un escape con temperatura relativamente alta, lo que requiere el uso de materiales para altas temperaturas en las paredes del conducto de escape, lo que puede representar un coste significativo.

20 La publicación internacional WO 03/037715 A1 describe un conjunto de motor de la técnica anterior como se establece en el preámbulo de la reivindicación 1.

El documento US 2009/078496 A1 describe un conjunto de silenciador de escape de la técnica anterior.

25 RESUMEN

En un aspecto, se proporciona un conjunto de motor para una aeronave como se establece en la reivindicación 1.

30 De acuerdo con un aspecto adicional, se proporciona un procedimiento para descargar aire y gases de escape como se establece en la reivindicación 12.

DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

35 Ahora se hace referencia a las figuras adjuntas en las que:

La figura 1 es una vista lateral esquemática en sección transversal de una unidad auxiliar de potencia de acuerdo con una realización particular;

40 La figura 2 es una vista en planta esquemática en sección transversal de la unidad auxiliar de potencia de la figura 1;

La figura 3 es una vista tridimensional esquemática de la unidad auxiliar de potencia de la figura 1;

45 La figura 4 es una vista esquemática en sección transversal de un motor rotativo que se puede usar en la unidad auxiliar de potencia de las figuras 1-3;

La figura 5 es una vista tridimensional esquemática de una unidad auxiliar de potencia de acuerdo con otra realización particular;

50 La figura 6 es otra vista tridimensional esquemática de la unidad auxiliar de potencia de la figura 5, tomada desde un lado opuesto;

La figura 7 es una vista esquemática en sección transversal de parte de la unidad auxiliar de potencia de la figura 5;

55 La figura 8 es una vista tridimensional esquemática, parcialmente transparente, de un extremo de la unidad auxiliar de potencia de la figura 5 recibida en un cono de cola de una aeronave;

La figura 9 es una vista inferior esquemática de una unidad auxiliar de potencia y un cono de cola de acuerdo con una realización particular, con parte del cono de cola eliminado para mayor claridad;

60 La figura 10 es una vista lateral esquemática de la unidad auxiliar de potencia y el cono de cola de la figura 9, con parte del cono de cola eliminado para mayor claridad.

65 La figura 11 es una vista esquemática en sección transversal de las secciones de compresor y turbina de las unidades auxiliares de potencia de la figura 5 y de la figura 9;

La figura 12 es una vista esquemática en sección transversal de parte de una unidad auxiliar de potencia que muestra una configuración de entrada de refrigeración e intercambiador de calor de acuerdo con otra realización particular que se puede usar de forma alternativa en cualquiera de las unidades auxiliares de potencia anteriores;

5 La figura 13 es una vista esquemática en sección transversal de parte de una unidad auxiliar de potencia que muestra una configuración de entrada de refrigeración e intercambiador de calor de acuerdo con otra realización particular que se puede usar de forma alternativa en cualquiera de las unidades auxiliares de potencia anteriores;

10 La figura 14 es una vista esquemática en sección transversal de una sección de compresor de acuerdo con otra realización particular que se puede usar de forma alternativa en cualquiera de las unidades auxiliares de potencia anteriores;

15 La figura 15 es un diagrama de una configuración de compresor y turbina de acuerdo con otra realización particular que se puede usar de forma en cualquiera de las unidades auxiliares de potencia anteriores; y

La figura 16 es una vista esquemática en sección transversal de la configuración de compresor y turbina de la figura 15.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

20 La presente descripción incluye unidades auxiliares de potencia de conjuntos de motores compuestos para proporcionar potencia neumática y/o eléctrica suplementaria en tierra y en vuelo para aplicaciones de unidades auxiliares de potencia en el aire. En una realización particular, las unidades auxiliares de potencia se configuran para reemplazar directamente una unidad auxiliar de potencia de motor de turbina de gas tradicional y funcionan de una
25 manera más eficiente, con propiedades de potencia/peso y potencia/volumen que cumplen los requisitos para la aplicación en el aire. También es posible la aplicación a unidades de potencia de tierra fijas o móviles.

30 Con referencia a las figuras 1-3, se muestra en general una unidad auxiliar de potencia 10 de acuerdo con una realización particular. La unidad auxiliar de potencia 10 incluye un núcleo de motor 12' que incluye uno o más motores de combustión interna intermitentes 12 acoplados a un eje común 16 (véase la figura 2). El (los) motor(es) de combustión interna intermitente(s) 12 es/son motor(es) Wankel.

35 Con referencia a la figura 4, se muestra un ejemplo de un motor Wankel que se puede usar en el núcleo del motor 12'. Se entiende que la configuración del (de los) motor(es) 12, por ejemplo, la ubicación de las lumbreras, el número y ubicación de las juntas estancadas, etc., puede variar de la de la realización mostrada. El motor 12 comprende una carcasa 32 que define una cavidad de rotor que tiene un perfil que define dos lóbulos, que es preferiblemente un epitrocoide. Dentro de la cavidad de rotor se recibe un rotor 34. El rotor define tres porciones de vértice 36 separadas
40 circunferencialmente y un perfil generalmente triangular con lados arqueados hacia fuera. Las porciones de vértice 36 se acoplan de manera estanca con la superficie interior de una pared periférica 38 de la carcasa 32 para formar y separar tres cámaras de trabajo 40 de volumen variable entre el rotor 34 y la carcasa 32. La pared periférica 38 se extiende entre dos paredes de extremo 54 separadas axialmente para encerrar la cavidad de rotor.

45 El rotor 34 se acopla a una porción excéntrica 42 del eje de salida 16 para realizar revoluciones orbitales dentro de la cavidad de rotor. El eje de salida 16 realiza tres rotaciones por cada revolución orbital del rotor 34. El eje geométrico 44 del rotor 34 está desplazado con respecto al eje 46 de la carcasa 32 y es paralelo al mismo. Durante cada revolución orbital, cada cámara 40 varía en volumen y se mueve alrededor de la cavidad de rotor para someterse a las cuatro fases de admisión, compresión, expansión y escape.

50 Se proporciona una lumbrera de admisión 48 a través de la pared periférica 38 para admitir aire comprimido en una de las cámaras de trabajo 40. También se proporciona una lumbrera de escape 50 a través de la pared periférica 38 para descargar los gases de escape de las cámaras de trabajo 40. Los pasos 52 para una bujía, una bujía incandescente u otro mecanismo de encendido, así como para uno o más inyectores de combustible de un sistema de inyección de combustible (no mostrado) también se proporcionan a través de la pared periférica 38. De forma
55 alternativa, la lumbrera de admisión 48, la lumbrera de escape 50 y/o los pasos 52 se pueden proporcionar a través de la pared de extremo o lateral 54 de la carcasa. Se puede proporcionar una subcámara (no mostrada) en comunicación con las cámaras 40, para inyección piloto o previa de combustible para combustión.

60 Para un funcionamiento eficiente, las cámaras de trabajo 40 se cierran de forma estanca por medio de juntas periféricas o de vértice accionadas por resorte 56 que se extienden desde el rotor 34 para acoplar la superficie interior de la pared periférica 38, juntas estancas de cara o de gas accionadas por resorte 58 y juntas de extremo o esquina 60 que se extienden desde el rotor 34 para acoplar la superficie interior de las paredes de extremo 54. El rotor 34 también incluye al menos un anillo de estanqueidad de aceite accionado por resorte 62, sesgado contra la superficie interior de la pared de extremo 54 alrededor del cojinete para el rotor 34 en la porción excéntrica de eje 42.

65 El (los) inyector(es) de combustible del motor 12, que en una realización particular es (son) inyectores de combustible de conducto común, se comunican con una fuente de combustible pesado (por ejemplo, diésel, queroseno

(combustible de aviación), biocombustible equivalente), y suministran el combustible pesado al motor 12 de modo que la cámara de combustión esté estratificada con una mezcla rica de aire y combustible cerca de la fuente de ignición y una mezcla más pobre en otras partes.

5 Con referencia de nuevo a las figuras 1-3, la unidad auxiliar de potencia 10 incluye un compresor de sobrealimentador 20 que tiene una salida en comunicación fluida con la entrada del núcleo de motor 12' (por ejemplo, la lumbrera de admisión 48 de cada motor 12). El aire entra a una cámara de sobrepresión de entrada 19 desde la entrada de aeronave 14, y el aire se comprime por medio el compresor 20 que incluye opcionalmente álabes de guía de entrada variable 23 e incluye opcionalmente un difusor variable 25 (figura 2), que, en una realización particular, permite la
10 gestión de un amplio intervalo de condiciones de relación de flujo y presión. El aire procedente del compresor 20 circula a través de un intercambiador de calor de refrigerador intermedio 18 para bajar su temperatura, por ejemplo, de aproximadamente 450 °F (232 °C) a 250 °F (121 °C), antes de entrar al núcleo de motor. En la realización mostrada, el compresor 20 también proporciona aire de purga para la aeronave; después de abandonar el compresor 20 y antes
15 de llegar al refrigerador intermedio 18, una porción del aire comprimido se dirige a un conducto de purga 27 para ser suministrado a la aeronave.

En ciertas condiciones de funcionamiento, puede ser necesario purgar el exceso de aire del compresor 20 para evitar sobrecargas. En la realización mostrada, el conducto entre el compresor 20 y el refrigerador intermedio 18 está en comunicación fluida con un conducto de aire en exceso 29 para purgar este aire en exceso; se incorpora una válvula
20 de desviación 31 en el conducto de aire en exceso 29 para gestionar el flujo de aire que se purga del compresor 20. La válvula de desviación 31 se puede programar para abrirse en función de las condiciones de salida detectadas del compresor que indican un funcionamiento cercano a la sobrecarga.

En el núcleo de motor 12', el aire se mezcla con combustible y se quema para proporcionar potencia y una cantidad residual de gas de escape a presión intermedia. La salida del núcleo de motor 12' (por ejemplo, la lumbrera de escape 50 de cada motor 12) está en comunicación fluida con una entrada de una sección de turbina, de modo que los gases de escape procedentes del núcleo de motor 12' se expandan en la sección de turbina. La sección de turbina tiene una o más turbinas 26, 22 combinadas con el núcleo de motor 12'. En una realización particular, la sección de turbina
25 incluye una primera turbina de expansión 26 que tiene una salida en comunicación fluida con una entrada de una segunda turbina de expansión 22, con las turbinas 26, 22 que tienen diferentes relaciones de reacción entre sí. El grado de reacción de una turbina se puede determinar usando la relación de reacción basada en temperatura (ecuación 1) o la relación de reacción basada en presión (ecuación 2), que típicamente tienen un valor similar para una misma turbina y que caracterizan la turbina con respecto a turbinas "de acción puras" o "de reacción puras".

$$(1) \text{Reacción}(T) = \frac{(t_{S3} - t_{S5})}{(t_{S0} - t_{S5})}$$

$$(2) \text{Reacción}(P) = \frac{(P_{S3} - P_{S5})}{(P_{S0} - P_{S5})}$$

35 donde t es la temperatura y P es la presión, s se refiere a una lumbrera estática y los números se refieren a la ubicación en la que se mide la temperatura o la presión: 0 para la entrada del álabe de turbina (estátor), 3 para la entrada de la paleta de turbina (rotor) y 5 para la salida de la paleta de turbina (rotor); y donde una turbina de acción pura tendría una relación de 0 (0 %) y una turbina de reacción pura tendría una relación de 1 (100 %).

40 En una realización particular, la primera turbina de expansión 26 se configura para aprovechar la energía cinética del flujo pulsante que sale del motor(es) central(es) 12 mientras se estabiliza el flujo y la segunda turbina de expansión 22 se configura para extraer energía de la presión residual en el flujo. En consecuencia, en una realización particular, la primera turbina de expansión 26 tiene una relación de reacción menor (es decir, un valor menor) que la de la segunda
45 turbina de expansión 22. En una realización particular, la primera turbina de expansión 26 tiene una relación de reacción de 0,25 o menor (basada en temperatura o presión) o de 0,2 o menor (basada en la temperatura o presión), y la segunda turbina de expansión 22 tiene una relación de reacción mayor que 0,25 (basada en temperatura o presión) y/o es una turbina de presión de reacción media. También son posibles otros valores.

50 El compresor 20 puede ser accionado por una o más de las turbinas 26, 22 y/o el núcleo de motor 12; en la realización mostrada y como se puede ver mejor en la figura 2, las primeras y segundas turbinas de expansión 26, 22 y el compresor 20 se acoplan al mismo eje 24. En una realización particular, las turbinas 26, 22 y el compresor 20 acoplados en el mismo eje 24 permiten una coincidencia de velocidad específica no dimensional razonablemente
55 eficiente entre el compresor y la sección de la turbina. En una realización particular, el eje de la turbina 24 rota a de aproximadamente 40.000 a 50.000 rpm; también son posibles otros valores para las velocidades de rotación.

En la realización mostrada, las primeras y segundas turbinas de expansión 26, 22 se combinan con el núcleo de motor 12' al tener acoplados la turbina y los ejes de motor 24, 16 a través de una caja de engranajes 28. En una realización particular, la transmisión de la caja de engranajes 28 incluye un tren de engranajes compuesto de modo que el par y la potencia se pueden comunicar entre la turbina y los ejes de motor 24, 16 en cualquier dirección.
60

En una realización particular, parte del flujo de aire del compresor que se suministra a la aeronave forma la "carga" de salida. Una gran parte de esta carga es soportada por las turbinas 26, 22 en el mismo eje 24 y, por lo tanto, se minimiza

la carga en el núcleo de motor 12' transmitida a través de la caja de engranajes 28. Así, se pueden minimizar las pérdidas y el calor adicional procedentes de la caja de engranajes 28. De forma alternativa, si las turbinas 26, 22 proporcionan más potencia que la que requiere el compresor 20, el exceso de par transmitido al núcleo del motor 12' puede ser relativamente pequeño.

En una realización particular, el núcleo del motor 12' que incluye el (los) motor(s) rotativo(s) de combustión interna 12 funciona(n) a aproximadamente 8000 rpm; también son posibles otros valores. En una realización particular, la relación de engranaje multiplicador combinada definida por la caja de engranajes 28 entre el eje de núcleo de motor 16 y el eje de turbina 24 se encuentra entre aproximadamente 4:1 y 7:1, por ejemplo, aproximadamente 5:1. En una realización particular, se usa un sistema de marcha en vacío compuesto de dos etapas para proporcionar la relación apropiada y proporcionar centros desplazamiento entre el eje de núcleo de motor 16 y el eje de turbina 24. El desplazamiento entre el eje de núcleo de motor 16 y el eje de turbina 24 puede permitir que la salida de escape caliente procedente de las lumbreras 50 de los motores centrales 12 se conduzca directamente hacia la sección de turbina mientras se minimiza la longitud de los conductos.

Un generador 64 se puede accionar por el núcleo del motor 12' para proporcionar potencia eléctrica a la aeronave para accesorios y/o con fines de control, por ejemplo, al ser accionado a través de acoplamiento mecánico con el núcleo de motor 12' directamente o a través de la caja de engranajes 28, o por medio de un acoplamiento mecánico con el eje de turbina 24. En la realización mostrada, el generador 64 se monta directamente (es decir, sin engranaje intermedio) en el extremo del eje de núcleo de motor 16. En una realización particular, el generador 64 es un alternador/generador de 6 polos a 400 Hz con una velocidad síncrona de diseño de 8000 rpm; también son posibles otras configuraciones. El alternador/generador 64 puede cumplir la función de motor de arranque. En una realización particular, la eliminación de cualquier engranaje intermedio entre el eje de núcleo del motor 16 y el alternador/generador 64 elimina la generación de calor y la pérdida asociada con ese engranaje (que en general corresponde a aproximadamente un 2 % de la carga nominal del generador).

En una realización particular, la unidad auxiliar de potencia 10 incluye un control electrónico de plena autoridad que gestiona todos los requisitos operativos. El sistema de control gestiona los álabes de guía de entrada de compresor 23 y/o el difusor variable 25 (si corresponde) del sobrealimentador compartido y el compresor de purga de aeronave 20 para lograr la presión de purga y el flujo necesarios al conducto de purga 27 y la relación requerida de combustible/aire en el núcleo de motor 12' para mantener la velocidad constante. En caso de conflicto entre los requisitos de aire de la aeronave y la velocidad constante, las variables del compresor se establecen según sea necesario para permitir que el sistema mantenga la velocidad constante y proporcione prioridad a la potencia del generador. En el caso de que esta acción provoque un exceso de flujo de aire o un exceso de presión, estas condiciones se pueden gestionar abriendo la válvula de desviación 31. Opcionalmente, también se puede proporcionar una válvula de carga (no mostrada) en el conducto de purga 27 y se puede gestionar por el sistema de control para regular o cortar el suministro de aire a la aeronave.

Con un ciclo de combustión de volumen constante en el núcleo de motor 12', la descomposición del calor residual de la unidad auxiliar de potencia 10 es diferente de una unidad auxiliar de potencia de motor de turbina de gas tradicional. Se evacua menos calor a través del escape y se suministra más calor a la carcasa de motor. En consecuencia, el (los) motor(es) 12 del núcleo de motor 12' tiene(n) un sistema refrigerante que, en una realización particular, es distinto de cualquier sistema de combustible y lubricante de la unidad auxiliar de potencia 10; en otras palabras, un refrigerante dedicado circula a través del (de los) motor(es) 12 del núcleo de motor 12', por ejemplo, a través de múltiples pasos de refrigerante definidos en las paredes de la carcasa 32, y este refrigerante dedicado circula por separado e independientemente del lubricante y del combustible de la unidad auxiliar de potencia 10, incluido el lubricante del núcleo de motor 12'. El refrigerante dedicado puede ser un refrigerante líquido, por ejemplo, agua. Un intercambiador de calor que define un refrigerador de núcleo de motor 66 incluye pasos de refrigerante 66a (véase la figura 1) en comunicación fluida con el sistema refrigerante del núcleo de motor 12' y los pasos de aire 66b (véase la figura 1) en relación de intercambio de calor con los pasos de refrigerante 66a.

El generador 64 también incluye un sistema refrigerante distinto del sistema refrigerante del (los) motor(es) 12; el sistema refrigerante del generador puede ser independiente o común con un sistema de lubricación del generador 64. El refrigerante de generador puede ser un refrigerante líquido, por ejemplo, aceite. Un segundo intercambiador de calor que define un refrigerador de generador 68 incluye pasos de refrigerante 68a (véase la figura 1) en comunicación fluida con el sistema refrigerante del generador 64 y los pasos de aire 68b (véase la figura 1) en relación de intercambio de calor con los pasos de refrigerante 68a. En la realización mostrada, ambos refrigeradores 66, 68 se proporcionan en un envase común, con los pasos de refrigerante 66a, 68a de los dos refrigeradores 66, 68 que son distintos entre sí. En una realización particular donde el refrigerante de generador es aceite u otro lubricante adecuado, el sistema refrigerante de generador es común (en comunicación fluida con) el sistema de lubricación de la unidad auxiliar de potencia 10, que distribuye el lubricante a varios componentes de la unidad auxiliar de potencia 10 (por ejemplo, cojinetes, engranajes, etc., del núcleo del motor 12', el compresor 20, las turbinas 22, 26, la caja de engranajes 28), de modo que el segundo intercambiador de calor 68 también es un refrigerador lubricante de motor. De forma alternativa, se puede proporcionar un intercambiador de calor separado (no mostrado) para el sistema de lubricación de la unidad auxiliar de potencia 10, y el refrigerador 68 se puede configurar para refrigerar solo el lubricante/refrigerante de generador.

ES 2 770 713 T3

- 5 Los pasos de aire 66b, 68b de los refrigeradores 66, 68 están en comunicación fluida con un conducto de escape 70 de la unidad auxiliar de potencia 10; el conducto de escape 70 tiene una salida 72 en comunicación fluida con el entorno de la aeronave, de modo que el flujo de aire de refrigeración se pueda descargar a la atmósfera. El conducto de escape 70 define una entrada de refrigeración 74 en comunicación fluida con un compartimento de aeronave 76 que contiene la unidad auxiliar de potencia 10. En la realización mostrada, los refrigeradores 66, 68 se reciben en el conducto de escape 70. El refrigerador intermedio 18 también se recibe en el conducto de escape 70, por encima de los refrigeradores 66, 68.
- 10 Un ventilador 78 (figura 2) puede rotar medio por el núcleo de motor 12' y en comunicación fluida con el conducto de escape 70 para accionar el flujo de aire de refrigeración desde el compartimento 76, a través de los intercambiadores de calor (refrigeradores 66, 68 y el refrigerador intermedio 18) y fuera del conducto de escape 70 a la atmósfera. En la realización mostrada, el ventilador 78 se recibe en el conducto de escape 70 por encima de los intercambiadores de calor 18, 66, 68 y se acciona directamente por el núcleo de motor 12', al montarse en el extremo del eje de núcleo de motor 16 opuesto al generador 64. En una realización particular, el accionamiento directo del ventilador 78 por el eje de núcleo de motor 16 permite evitar la pérdida de engranaje adicional y el calor que se produciría por un accionamiento de engranaje. De forma alternativa, el ventilador 78 se puede accionar a través de una transmisión (ya sea en la caja de engranajes 28 u otra transmisión específica para el ventilador 78), o se puede accionar eléctrica o hidráulicamente por un motor que obtiene potencia directa o indirectamente del núcleo de motor 12'.
- 15 En una realización particular, la velocidad de las paletas del ventilador 78 es suficientemente baja de modo que el ventilador 78 pueda estar hecho de una aleación de Al común, material compuesto orgánico o material termoplástico. En una realización particular, el ventilador 78 rota a aproximadamente 8000 rpm; también son posibles otros valores.
- 20 La rotación del ventilador 78 induce el flujo desde el compartimento 76, que también proporciona una función de ventilación del compartimento. En una realización particular, las aberturas laterales desde la entrada principal de aeronave 14 permiten que el aire refrigerante fluya hacia el compartimento 76 bajo la acción de accionamiento del ventilador 78 para refrigerar las superficies de la unidad auxiliar de potencia 10 expuestas dentro del compartimento 76. En una realización particular, la entrada de ventilador está protegida por una mampara para evitar que objetos más grandes dañen el ventilador 78.
- 25 Aunque se muestran múltiples refrigeradores distintos en serie en las figuras 1-3, de forma alternativa, solo se puede usar una unidad de refrigerador integrada con áreas subdivididas dedicadas al lubricante de motor/refrigerante de generador, refrigerante líquido de núcleo de motor y funciones de refrigeración intermedia. Los intercambiadores de calor 18, 66, 68 también pueden estar en un ángulo de más de 90° con respecto a la dirección del flujo, por ejemplo, para optimizar el área expuesta al flujo de aire. Aunque no se muestra, los refrigeradores 66, 68 pueden incluir un sistema de derivación térmico para evitar la refrigeración excesiva a temperaturas ambiente más bajas, por ejemplo, gestionado por el sistema de control electrónico en función de temperaturas de refrigerante detectadas, o por medio de cualquier otro concepto de termostato adecuado.
- 30 El sistema de refrigeración del núcleo de motor 12' se integra así con el del generador 64 y con el sistema de refrigeración para el lubricante de la unidad auxiliar de potencia 10. En una realización particular, esta integración permite una reducción o minimización de la pérdida de potencia de los ventiladores y eyectores usados tradicionalmente, y/o para evitar las penalizaciones en la resistencia aerodinámica de refrigeración en vuelo. En una realización particular, la unidad auxiliar de potencia 10 se configura para reducir o evitar la generación de calor adicional, por ejemplo, por pérdidas del tren de engranajes.
- 35 A través del sistema de refrigeración integrado, el mismo ventilador 78 acciona el flujo de aire de refrigeración a través del compartimento 76, el refrigerador de núcleo de motor 66, el refrigerador intermedio 18 y el refrigerador lubricante de generador/motor 68 y, a continuación, descarga el aire de refrigeración a la atmósfera a través del conducto de escape 70; en una realización particular, la unidad auxiliar de potencia 10 completa y su sistema de refrigeración se pueden instalar y eliminar como un conjunto único con interconexiones y entrada y escape de aeronaves similares a los de una unidad auxiliar de potencia de motor de turbina de gas tradicional. Durante el uso y en una realización particular, el generador 64 y el núcleo de motor 12' se refrigeran así al circular un primer refrigerante (por ejemplo, agua) a través del (de los) motor(es) 12 del núcleo de motor 12', al hacer circular un segundo refrigerante (por ejemplo, aceite) a través del generador 64 y al accionar el flujo de aire de refrigeración en relación de intercambio de calor con los primeros y segundos refrigerantes usando el ventilador 78 accionado por la unidad auxiliar de potencia 10.
- 40 Según corresponda, también se puede introducir aire desviado desde el compresor 20 en el conducto de escape 70. En consecuencia, en la realización mostrada, el conducto de aire en exceso 29 proporciona una comunicación fluida directa entre el compresor 20 y una porción del conducto de escape 70 ubicada por debajo del ventilador 78 y los intercambiadores de calor 18, 66, 68.
- 45 En una realización particular, el conducto de escape 70 se ubica en un cono de cola de la aeronave. Como se puede ver mejor en las figuras 1-2, un conducto intermedio 80 se extiende en comunicación fluida con el escape del núcleo de motor 12', al estar conectado a un escape de la segunda turbina de expansión 22. El conducto intermedio 80 tiene
- 50
- 55
- 60
- 65

ES 2 770 713 T3

- una salida 82 situada en el conducto de escape 70, por debajo del ventilador 78 y por encima de la salida 72 del conducto de escape 70. La salida 82 del conducto intermedio 80 se separa radialmente hacia dentro desde una pared periférica 70' del conducto de escape 70. De este modo, el aire y los gases de escape se descargan en el conducto de escape 70, de modo que el flujo de aire de refrigeración rodee el flujo de gases de escape. El flujo másico y/o el volumen de flujo de gases de escape es/son menor/es que el flujo de aire de refrigeración. En una realización particular, el flujo másico de gases de escape es un 20 % o menos del flujo másico de aire de refrigeración. Un área de sección transversal abierta de la salida 82 del conducto intermedio 80 es más pequeña que un área de sección transversal abierta del conducto de escape 70 alrededor de la salida 82 del conducto intermedio 80 (donde "área de sección transversal abierta del conducto de escape 70" se refiere al área de sección transversal del conducto de escape 70 no ocupada por el conducto intermedio 80). En una realización particular, la relación del diámetro del conducto intermedio 80 sobre el diámetro del conducto de escape 70 es de 0,2 a 0,4, por ejemplo, aproximadamente 1/3. También son posibles otros valores, en función, por ejemplo, de la optimización del peso y el coste de la unidad auxiliar de potencia 10 en su conjunto.
- En la realización mostrada, el conducto intermedio 80 es concéntrico con la pared periférica 70' del conducto de escape 70; el flujo de gases de escape se descarga así a lo largo de un eje central C del conducto de escape 70.
- En una realización particular, el flujo de aire de refrigeración mayor y más frío que rodea el flujo de gas de escape permite que la pared periférica 70' del conducto de escape 70 esté hecha de materiales que requieren una menor resistencia a altas temperaturas que los materiales que estarían en contacto directo con el flujo de gases de escape, donde "resistencia a altas temperaturas" se refiere a la capacidad de un material para mantener su fuerza, rigidez y durabilidad cuando se somete a altas temperaturas. Esto puede permitir el uso de materiales menos costosos para la pared periférica 70' del conducto de escape 70. En una realización particular, la temperatura del flujo contra la pared periférica 70' del conducto de escape 70 es menor que contra el conducto de escape de una unidad auxiliar de potencia de motor de turbina de gas tradicional, de modo que no se requiera el uso de materiales para altas temperaturas (por ejemplo, níquel o aleación de titanio) para la pared periférica 70'. Por ejemplo, la temperatura de los gases de escape puede ser 800 °F (427 °C) o más, potencialmente hasta 1200 °F-1400 °F (649 °C-760 °C), mientras que la temperatura del flujo de aire de refrigeración puede ser 250 °F (121 °C) o menos; al rodear el flujo de gas de escape con el flujo de aire de refrigeración, se reduce significativamente la temperatura del flujo en contacto con la pared periférica 70'. En una realización particular, la pared periférica 70' del conducto de escape 70 está hecha de cualquier aleación de aluminio adecuada, cualquier aleación de metal ligero adecuada, cualquier material compuesto adecuado que incluye, entre otros, materiales compuestos de fibra de carbono o cualquier tipo adecuado de polímero.
- En una realización particular, el ventilador 78 se puede diseñar para suministrar suficiente energía cinética para actuar como bomba eyectora para el escape de las turbinas 26, 22 y aumentar la energía suministrada por las turbinas 26, 22.
- En una realización particular, el escape de la sección de turbina se configura de modo que el flujo de gases de escape expulsado del conducto intermedio 80 tenga una velocidad mayor que el flujo de aire de refrigeración circundante que circula en el conducto de escape 70. En una realización particular, la diferencia de velocidad se selecciona para crear un efecto de arrastre en el flujo de aire de refrigeración, para ayudar a la circulación del flujo de aire de refrigeración a través de los intercambiadores de calor 18, 66, 68 accionados por el ventilador 78. Esto puede permitir que se reduzca el tamaño del ventilador 78, en comparación con una configuración sin un efecto de arrastre de este tipo.
- En una realización particular, la entrada y el escape de la unidad auxiliar de potencia 10 se ubican en el revestimiento de la aeronave, de modo que la presión dinámica de entrada exceda significativamente la presión estática en el plano de escape; esta presión se puede usar con un efecto Venturi para reducir la presión estática en el plano de escape de las turbinas 26, 22 en vuelo, y/o el ventilador 78 puede ser reversible de modo que pueda actuar como una turbina y recuperar energía en condiciones dinámicas altas donde no sea necesario aumentar el flujo de refrigeración .
- En una realización particular, se proporciona la entrada de unidad auxiliar de potencia 14 en el fuselaje de la aeronave con una puerta para evitar autorrotación y resistencia aerodinámica involuntarias cuando la unidad auxiliar de potencia no está en funcionamiento. Cuando se requiere un rendimiento de alta velocidad en vuelo, esta puerta se puede conformar para que actúe como una toma de aire dinámica.
- En una realización particular, se obtiene un empuje adicional de la aeronave o la penalización en resistencia aerodinámica se reduce al tener en cuenta la energía térmica residual transferida a la refrigeración. Para maximizar este efecto (comparable al efecto Meredith en motores de propulsión de refrigeración líquida), se optimiza el dimensionamiento de la salida 82 del conducto intermedio 80 y se establece el vector de escape para proporcionar el máximo beneficio de propulsión a la aeronave.
- Con referencia a la figura 1, en una realización particular, la unidad auxiliar de potencia 10 incluye soportes 84 en la caja de engranajes 28 y cerca de la entrada 74 del conducto de escape 70; se proporcionan una única brida de entrada y una única brida de escape para facilitar el montaje. El sistema de refrigeración integrado también facilita la instalación de la unidad auxiliar de potencia 10 en el compartimento 76.

Las figuras 5-8 y 11 muestran una unidad auxiliar de potencia 110 de acuerdo con otra realización, donde los elementos similares a los de la realización de las figuras 1-3 se identifican con los mismos números de referencia y no se describirán más en esta invención.

5 En esta realización, el refrigerador de núcleo de motor 166 y el refrigerador lubricante de generador/motor 168 se disponen en paralelo uno con respecto al otro. Como se puede ver mejor en la figura 7, un conducto de aire de refrigeración 186 se extiende radialmente hacia fuera alrededor de una circunferencia del conducto de escape 70. El conducto de aire de refrigeración 186 tiene una salida en comunicación fluida con el conducto de escape 70 y una entrada dispuesta radialmente hacia fuera de la salida y en comunicación fluida con el compartimento 76 a través de los refrigeradores 166, 168. El refrigerador de núcleo de motor 166 y el refrigerador lubricante de generador/motor 168 se extienden cada uno alrededor de una porción respectiva de una circunferencia del conducto de aire de refrigeración 186. El ventilador 78 se ubica en el conducto de escape 70, por lo tanto, por debajo de los refrigeradores 166, 168. Como se puede ver en la figura 6, los dos refrigeradores 166, 168 se extienden juntos alrededor solo de una parte de la circunferencia del conducto de escape 70, con el conducto intermedio 80 y el conducto de aire en exceso 29 que se extienden adyacentes al conducto de escape 70 en la porción circunferencial libre de los refrigeradores 166, 168. Los refrigeradores 166, 168 se pueden montar directamente en la unidad auxiliar de potencia 110 como se muestra, o se podrían instalar de forma alternativa en la aeronave y conectarse a la unidad auxiliar de potencia 110 con tubos (por ejemplo, tubos flexibles).

20 Con referencia de nuevo a la figura 7, se puede ver que los pasos de aire 166b, 168b de los refrigeradores 166, 168 se extienden a lo largo de una dirección radial R de la unidad auxiliar de potencia 110. De forma alternativa, son posibles otras orientaciones para los refrigeradores 166, 168.

25 Con referencia aún a la figura 7, se pueden proporcionar paletas de paso variable o paletas de guía de entrada variable 188 en el conducto de aire de refrigeración 186 y en su unión con el conducto de escape 70, inmediatamente por encima del ventilador 78, para poder modular el flujo de aire a través de los refrigeradores 166, 168 y/o controlar la absorción de potencia del ventilador en condiciones de menor carga de calor.

30 Como se puede ver mejor en las figuras 5-6, el refrigerador intermedio 118 no está en comunicación fluida con el conducto de escape 70 y, en su lugar, se configura como aire para refrigerador líquido; el refrigerador intermedio 118 incluye pasos de fluido que reciben el refrigerante desde el núcleo de motor 12' a través de uno o más conductos 118' (por ejemplo, a aproximadamente 200 °F (93 °C)) y que circula el refrigerante en relación de intercambio de calor con el aire comprimido del compresor 120 (por ejemplo, a 450 °F (232 °C)) antes de que el refrigerante circule al refrigerador de núcleo de motor 166 a través de uno o más conductos 118'. El refrigerador intermedio 118 se ubica así por encima del refrigerador de núcleo de motor 166 y por debajo del núcleo de motor 12' en la trayectoria de circulación del refrigerante.

40 Como se puede ver mejor en las figuras 6 y 11, en esta realización, se proporcionan dos compresores: un compresor de sobrealimentador 120 para proporcionar aire comprimido al núcleo de motor 12' y un compresor de purga 121 para proporcionar aire de purga para la aeronave. Los dos compresores 120, 121 se conectan al mismo eje 124, que también recibe las turbinas 26, 22 de la sección de la turbina. Las entradas de compresor se pueden conectar a una cámara de sobrepresión 119 común (figura 11) o a una respectiva cámara de sobrepresión 119a, 119b (figuras 5-6, líneas punteadas en la figura 11), con la(s) cámara(s) de sobrepresión 119, 119a, 119b que se conecta(n) a la entrada principal 14. En una realización particular, una configuración de este tipo permite acomodar diferentes requisitos funcionales para el flujo de sobrealimentación (al núcleo de motor 12') y el flujo de la aeronave (al conducto de purga 27).

50 Las figuras 9-10 muestran una unidad auxiliar de potencia 210 similar a la de las figuras 5-8, donde los elementos similares a los de la realización de las figuras 1-3 y/o a los de la realización de las figuras 5-8 se identifican con los mismos números de referencia y no se describirán más en esta invención. El compartimento 76 se muestra como lo define el cono de cola 290 de la aeronave, con la salida de conducto de escape 72 ubicada en la punta del cono de cola 290. El cono de cola 290 define la entrada principal 14 al compartimento 76, al que se conectan las entradas del compresor. La unidad auxiliar de potencia de las figuras 1-3 y/o de las figuras 5-8 se puede instalar de manera similar.

55 El refrigerador de núcleo de motor 266 y el refrigerador lubricante de generador/motor 268 tienen una configuración rectangular y están descentrados circunferencial y axialmente entre sí alrededor del conducto de escape 70; cada uno se conecta al conducto de escape 70 a través de un respectivo conducto de aire de refrigeración 286 (figura 10) que se extiende radialmente hacia fuera desde el conducto de escape 70. Uno o ambos de los refrigeradores 266, 268 pueden tener conductos de aire en ángulo con respecto a la dirección radial de la unidad auxiliar de potencia 210.

60 La figura 12 muestra una configuración alternativa para la entrada de refrigeración y los intercambiadores de calor 318, 366, 368, que se puede usar en cualquiera de las unidades auxiliares de potencia 10, 110, 210 descritas anteriormente. Un sistema de entrada bifurcado incluye dos conductos de aire de refrigeración separados 386a, 386b que, en una realización particular, pueden permitir minimizar la longitud de los conductos de aire de refrigeración 386a, 386b y/o de los conductos de refrigerante/lubricante conectados a los refrigeradores 366, 368 y/o de los conductos de aire comprimido que conectan el refrigerador intermedio 318 al compresor 320 y al núcleo de motor 12'. El conducto de

aire de refrigeración 386a más cercano al colector de entrada de núcleo de motor 392 se dedica a la función de refrigeración y, en consecuencia, recibe el refrigerador intermedio 318, que, en esta realización, se refrigera con aire. El otro conducto de aire de refrigeración 386b recibe uno o ambos de los refrigeradores de núcleo de motor 366 y el refrigerador lubricante de generador/del motor 368. La posición de los intercambiadores de calor dentro de los conductos de aire de refrigeración 386a, 386b (por ejemplo, cómo se agrupan los intercambiadores de calor en cada conducto de aire de refrigeración) puede variar, por ejemplo, en función de la demanda relativa de aire de refrigeración. Las pérdidas de presión en cada conducto de aire de refrigeración 386a, 386b del sistema bifurcado se equilibran para evitar distorsionar el flujo de entrada del ventilador 78, que se ubica en el conducto de escape 70 por debajo de los intercambiadores de calor 318, 366, 368. En una realización particular, el refrigerador lubricante de generador/motor 368 se sitúa en el mismo conducto de aire de refrigeración 386a que el refrigerador intermedio 318, con el refrigerador de núcleo de motor 366 ubicado en el segundo conducto de aire de refrigeración 386b. En otra realización particular, todo o parte del refrigerador de núcleo de motor 366 se sitúa en el mismo conducto de aire de refrigeración 386a que el refrigerador intermedio 318, con el refrigerador lubricante de generador/motor 368 ubicado en el segundo conducto de aire de refrigeración 386b.

La figura 13 muestra otra configuración alternativa para la entrada de refrigeración y los intercambiadores de calor 418, 466, 468, que se puede usar en cualquiera de las unidades auxiliares de potencia 10, 110, 210 descritas anteriormente. Un conducto de aire de refrigeración bifurcado 486 se extiende de manera no perpendicular y en un ángulo distinto de cero con respecto al conducto de escape 70, con una salida del conducto de aire de refrigeración 486 que está en comunicación fluida con el conducto de escape 70 por encima del ventilador 78. Los intercambiadores de calor se reciben en el conducto de aire de refrigeración, con el refrigerador de núcleo de motor 466 y el refrigerador lubricante de generador/motor 468 ubicados por encima del refrigerador intermedio 418. En una realización particular, los intercambiadores de calor 418, 466, 468 se colocan lo más cerca posible del núcleo de motor 12' y se minimiza el peso, el volumen y las pérdidas asociadas con las tuberías del aire de ciclo, así como el lubricante y el refrigerante líquido.

En una realización particular, tener los intercambiadores de calor 166, 168, 266, 268, 318, 366, 368, 418, 466, 468 ubicados por encima del ventilador 78 permite que los intercambiadores de calor sean más pequeños, ya que el aire que circula a través de ellos es más frío. Sin embargo, el ventilador 78 por debajo de los intercambiadores de calor se expone a un aire más cálido que un ventilador por encima de los intercambiadores de calor y, en consecuencia, el requisito de potencia para el ventilador 78 por debajo de los intercambiadores de calor puede ser mayor.

La figura 14 muestra una configuración alternativa para los dos compresores, que se puede usar en sustitución del (de los) compresor(es) de cualquiera de las unidades auxiliares de potencia 10, 110, 210 descritas anteriormente. El compresor de sobrealimentador 520 que proporciona el aire comprimido al núcleo de motor 12' y el compresor de purga 521 que proporciona el aire comprimido a la aeronave se disponen a ambos lados de un único rotor 594, que en una realización particular se fabrica mediante forjado. El rotor 594 se puede recibir en un eje 524 accionado por la sección de turbina. Las juntas estancas de punta 596 (por ejemplo, juntas estancas de aire tipo laberinto o de aleta) con un "sumidero" (escape) de baja presión 596 por debajo de cualquiera de las presiones de suministro de impulsor (por ejemplo, a ambiente) se disponen en las puntas del impulsor para evitar interferencias entre los dos compresores 520, 521, lo que puede dar lugar a una pérdida o sobrecarga prematura, cuando los dos lados funcionan a presiones diferentes.

Las figuras 15-16 muestran una configuración alternativa para los compresores y turbinas, que se puede usar en sustitución del (de los) compresor(es) y turbinas de cualquiera de las unidades auxiliares de potencia 10, 110, 210 descritas anteriormente. El compresor de sobrealimentador 620 se monta en un eje de turbocompresor separado 698 con la segunda turbina de expansión (por ejemplo, de presión) 622, y donde la primera turbina de expansión 626 acciona el compresor de purga 621 a través de un eje de turbina 624 y se combina con el núcleo de motor 12' a través de la caja de engranajes 28. En una realización particular, una configuración de este tipo permite que el turbocompresor 620 encuentre su propio punto de coincidencia y elimine posiblemente la necesidad de variables en uno de los compresores 620, 621. Se podría introducir geometría de boquilla variable (por ejemplo, álabes de turbina de área variable 699, véase la figura 16) en la segunda turbina de expansión 622 para mejorar la capacidad de control del grado de sobrealimentación. En una realización particular, una configuración de este tipo permite seleccionar la velocidad de la segunda turbina de expansión 622 independientemente de los requisitos de la primera turbina de expansión 626. Como se puede ver en la figura 16, en una realización particular, el eje de turbocompresor 698 es concéntrico con el eje 624 de la primera turbina de expansión 622 y se proporciona una cámara de sobrepresión de entrada común 619 para ambos compresores 620, 621. Se entiende que aunque la segunda turbina de expansión 622 se muestra como una turbina radial, de forma alternativa, podría ser una turbina axial.

Los efectos del tamaño, la capacidad del material y las consideraciones de los costes limitan en general la eficiencia de las unidades auxiliares de potencia típicas de motor de turbina de gas actuales. En una realización particular, la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210 que incluye alguna medida de combustión de volumen constante ayudada por la sobrealimentación variable para conservar el rendimiento a gran altitud proporciona un aumento de la eficiencia con una complejidad o necesidad mínima de requisitos de materiales sofisticados y/o costes específicos mejorados en comparación con una unidad auxiliar de potencia de motor de turbina de gas tradicional.

- Al igual que las instalaciones típicas de unidad auxiliar de potencia, la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210 se puede usar para proporcionar aire a presión media para su uso en aeronaves y potencia de eje de velocidad constante para accionar un generador, por ejemplo, a una velocidad síncrona de 400 Hz. La unidad de alimentación auxiliar 10, 110, 210 puede funcionar solo con aire, potencia eléctrica o alguna combinación de ambos tipos de carga al mismo tiempo. Normalmente, la carga combinada tiene lugar en tierra o en funcionamiento a baja altitud. En vuelo, en altitudes hasta el techo de vuelo, la unidad auxiliar de potencia típicamente requiere funcionar solo para potencia eléctrica, como fuente de energía eléctrica adicional después del (de los) motor(es) principal(es). En una realización particular, la presente unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210 incluye una sobrealimentación variable para mantener la salida de potencia requerida en el aire menos denso a gran altitud.
- En una realización particular, la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210 se configura con conexiones de entrada y escape simples (que incluyen las trayectorias principales de gas de refrigeración y carga) para facilitar la eliminación y la sustitución rápidas en comparación con las unidades auxiliares de potencia de motor de turbina de gas tradicional.
- Se entiende que los conjuntos de motor que se muestran como unidades auxiliares de potencia 10, 110, 210 se pueden configurar de forma alternativa como otros tipos de conjuntos de motor, que incluyen, entre otros, conjuntos de motor de turboeje donde el núcleo de motor 12' se configura o acopla de forma motriz a un eje de salida, y conjuntos de motor de turbohélice donde el núcleo de motor 12' se acopla de manera motriz a una hélice.
- La descripción anterior pretende ser solo ilustrativa, y un experto en la técnica reconocerá que se pueden realizar cambios en las realizaciones descritas sin apartarse del alcance de la invención descrita. Cada rotor mostrado puede ser un dispositivo centrífugo o axial, y se puede sustituir con dos o más rotores que tengan paletas de flujo radial, axial o mixto. Todavía resultarán evidentes otras modificaciones que se encuentren dentro del alcance de la presente invención para los expertos en la técnica, a la luz de un análisis de esta divulgación.

REIVINDICACIONES

1. Un conjunto de motor para una aeronave, el conjunto de motor comprende:
 - 5 un motor de combustión interna (12) que tiene un sistema refrigerante líquido; un intercambiador de calor (66) que tiene pasos de refrigerante (66a) en comunicación fluida con el sistema refrigerante líquido y pasos de aire (66b) en relación de intercambio de calor con los pasos de refrigerante (66a); un conducto de escape (70) en comunicación fluida con los pasos de aire (66b) del intercambiador de calor (66b), el conducto de escape (70) tiene una salida (72) configurada para estar en comunicación fluida con un entorno de la aeronave; y
 - 10 un conducto intermedio (80) en comunicación fluida con un escape del motor de combustión interna (12); y un ventilador (78) en comunicación fluida con el conducto de escape (70) para accionar un flujo de aire de refrigeración a través de los pasos de aire (66b) del intercambiador de calor (66) y hacia el conducto de escape (70), donde el conducto intermedio (80) tiene una salida (82) situada dentro del conducto de escape (70) por debajo del ventilador (78) y por encima de la salida (72) del conducto de escape (70), la salida (82) del conducto intermedio (80) separada hacia adentro desde una pared periférica (70') del conducto de escape (70) de modo que, durante el uso, el flujo de aire de refrigeración a través del conducto de escape (70) rodee un flujo de gases de escape fuera del conducto intermedio (80);
 - 20 caracterizado por que: El motor de combustión interna (12) es un motor rotativo Wankel.
2. El conjunto de motor como se define en la reivindicación 1, donde el conducto intermedio (80) está en comunicación fluida con un escape del motor de combustión interna (12) a través de una sección de turbina que incluye al menos una turbina (26, 22) combinada con el motor de combustión interna (12).
- 25 3. El conjunto de motor como se define en la reivindicación 1 o 2, donde el conducto intermedio (80) es concéntrico con la pared periférica (70') del conducto de escape (70).
- 30 4. El conjunto de motor como se define en cualquier reivindicación anterior, donde el conducto de escape (70) se configura para ubicarse en un cono de cola de la aeronave.
- 35 5. El conjunto de motor como se define en cualquier reivindicación anterior, donde la pared periférica (70') del conducto de escape (70) está hecha de un material seleccionado de entre el grupo que consiste en: una aleación de aluminio, un material compuesto y un polímero.
6. El conjunto de motor como se define en cualquier reivindicación anterior, donde los pasos de aire (66b) del intercambiador de calor (66) se extienden a lo largo de una dirección radial del conjunto de motor.
- 40 7. El conjunto de motor como se define en cualquier reivindicación anterior, que comprende además un intercambiador de calor adicional (68) que tiene pasos de aire adicionales (68b) en comunicación fluida con el conducto de escape (70), el intercambiador de calor adicional (68) que tiene pasos de refrigerante adicionales (68a) en relación de intercambio de calor con los pasos de aire adicionales (68b) y en comunicación fluida con un sistema de lubricación del motor de combustión interna (12).
- 45 8. El conjunto de motor como se define en cualquier reivindicación anterior, donde una relación de un diámetro del conducto intermedio (80) a un diámetro del conducto de escape (70) es de 0,2 a 0,4.
- 50 9. El conjunto de motor como se define en cualquier reivindicación anterior, donde el motor rotativo Wankel incluye un rotor (34) que tiene tres porciones de vértice (36) montadas para revoluciones excéntricas dentro de una cavidad interna definida en una carcasa (32), la cavidad interna tiene una forma de epitrocoide con dos lóbulos.
- 55 10. El conjunto de motor como se define en cualquier reivindicación anterior, donde un área de sección transversal abierta de la salida (82) del conducto intermedio (80) es más pequeña que un área de sección transversal abierta del conducto de escape (70) alrededor de la salida (82) del conducto intermedio (80).
- 60 11. El conjunto de motor como se define en cualquier reivindicación anterior, donde el conjunto de motor se configura como una unidad auxiliar de potencia y se configura para ser recibido en un compartimento (76) de una aeronave, el ventilador (78) puede ser accionado por el motor de combustión interna (12) para accionar el flujo de aire de refrigeración desde el compartimento (76), a través del intercambiador de calor (66) y hacia el conducto de escape (70).
12. Un procedimiento para descargar aire y gases de escape en el conjunto de motor de la reivindicación 11, el procedimiento comprende:
 - 65 circular un flujo de aire de refrigeración usado para refrigerar un refrigerante líquido del motor de combustión interna (12) al conducto de escape (70) de la unidad auxiliar de potencia y fuera de la unidad auxiliar de potencia; y

circular un flujo de gases de escape producidos por el motor de combustión interna (12) al conducto de escape (70), de modo que el flujo de aire de refrigeración rodee el flujo de gases de escape, un flujo másico de los gases de escape es menor que un flujo de masa del aire de refrigeración.

- 5 13. El procedimiento como se define en la reivindicación 12, donde el flujo de gases de escape circula desde el motor de combustión interna (12) a través de o la sección de la turbina combinada con el motor de combustión interna (12) antes de circular al conducto de escape (70).
- 10 14. El procedimiento como se define en la reivindicación 12 o 13, donde el flujo de gases de escape se descarga a lo largo de un eje central (C) del conducto de escape (70).
- 15 15. El procedimiento como se define en la reivindicación 12, 13 o 14, donde:
el flujo másico de los gases de escape es un 20 % o menos del flujo másico del aire de refrigeración; y/o
el flujo de gases de escape tiene una velocidad mayor que el flujo de aire de refrigeración.

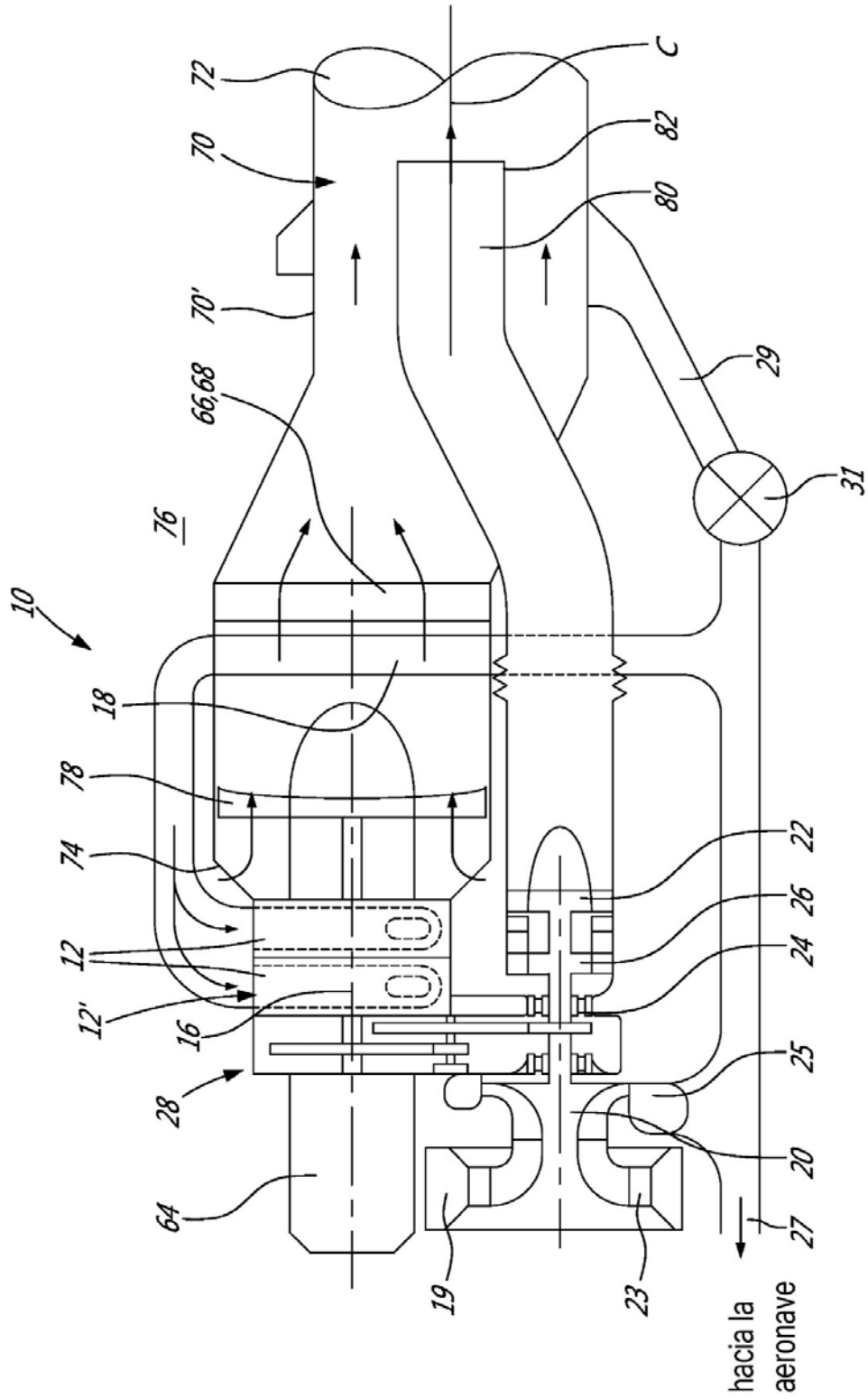


FIG. 2

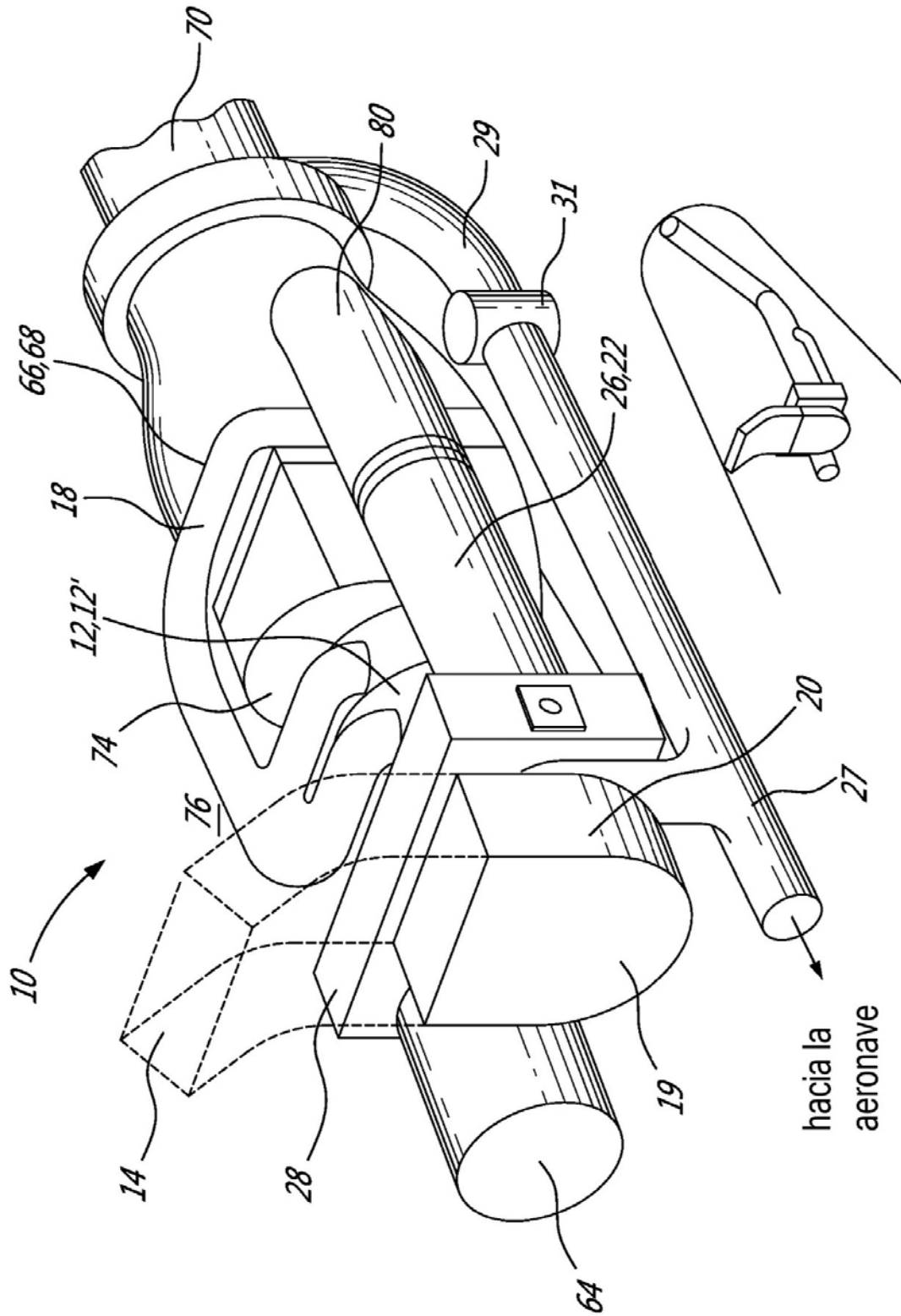


FIG. 3

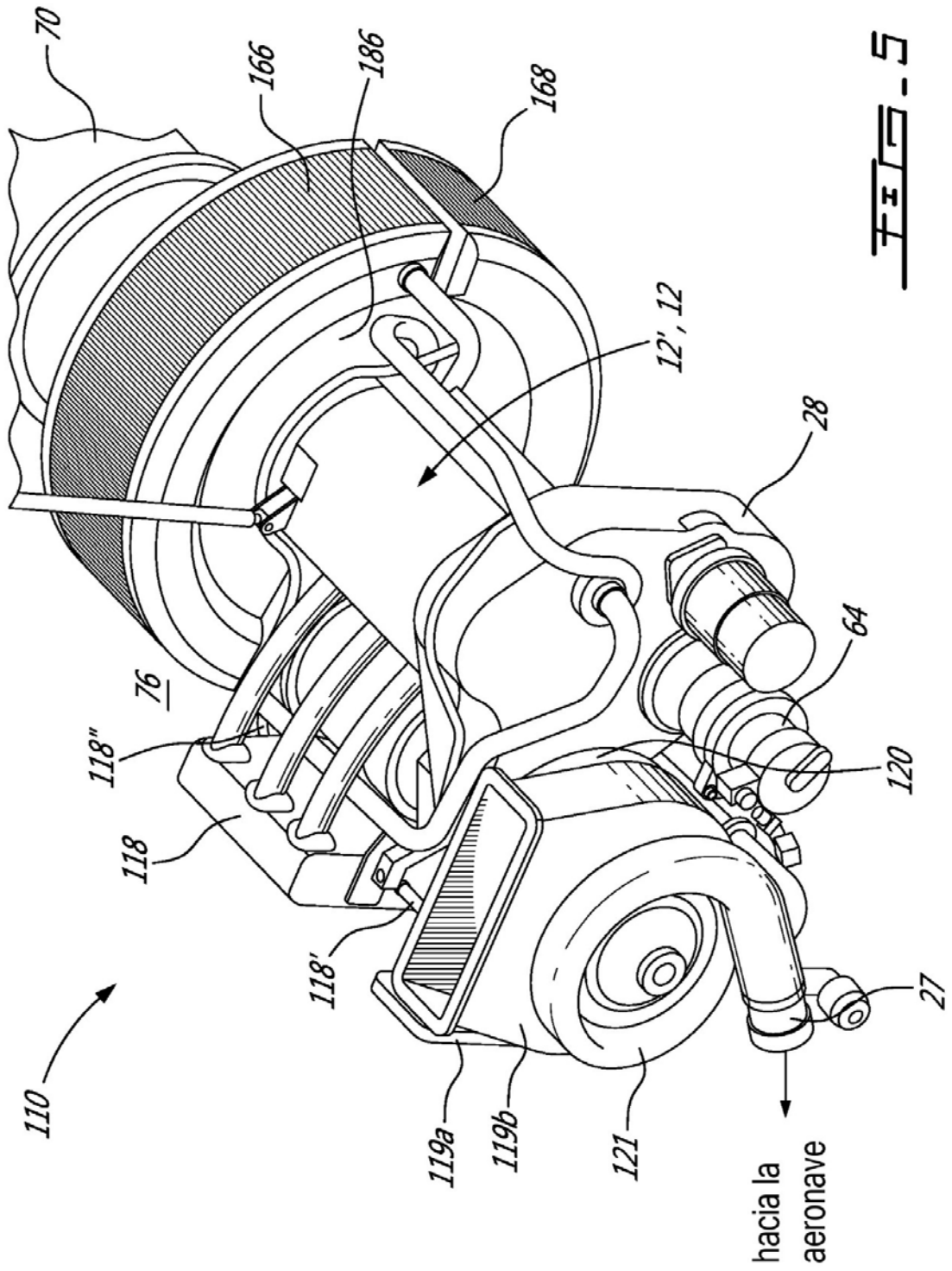


FIG. 5

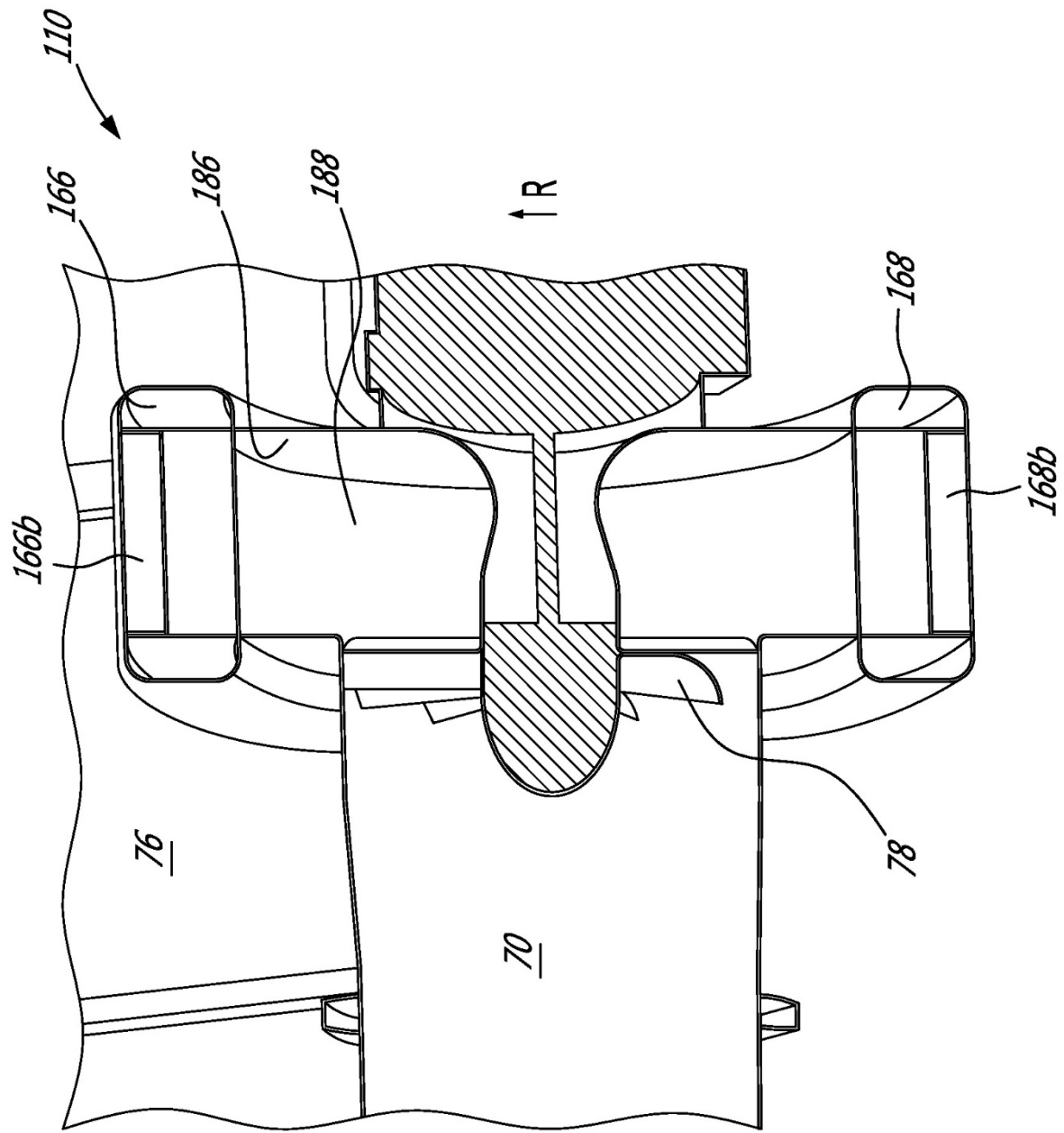


FIG. 7

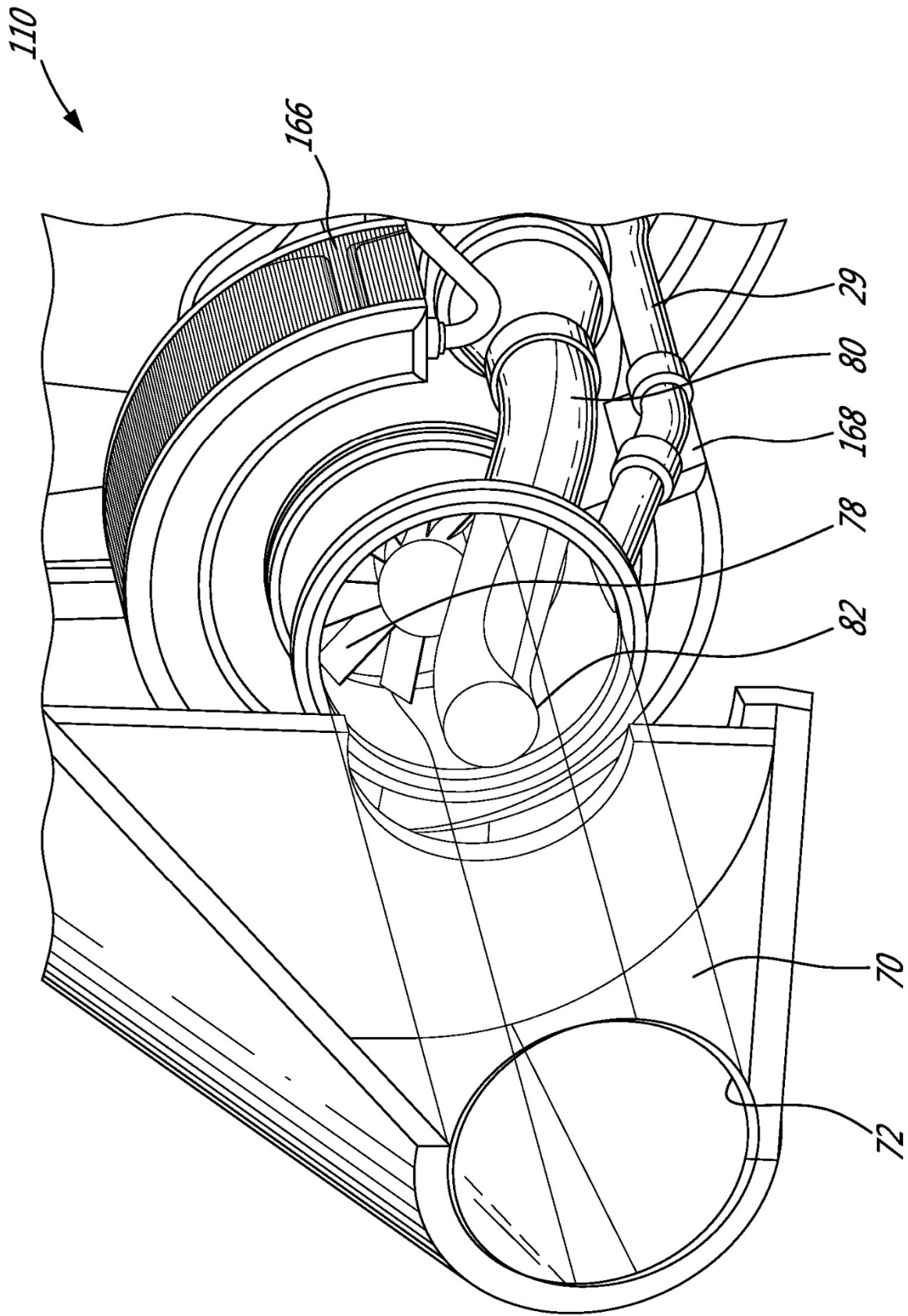
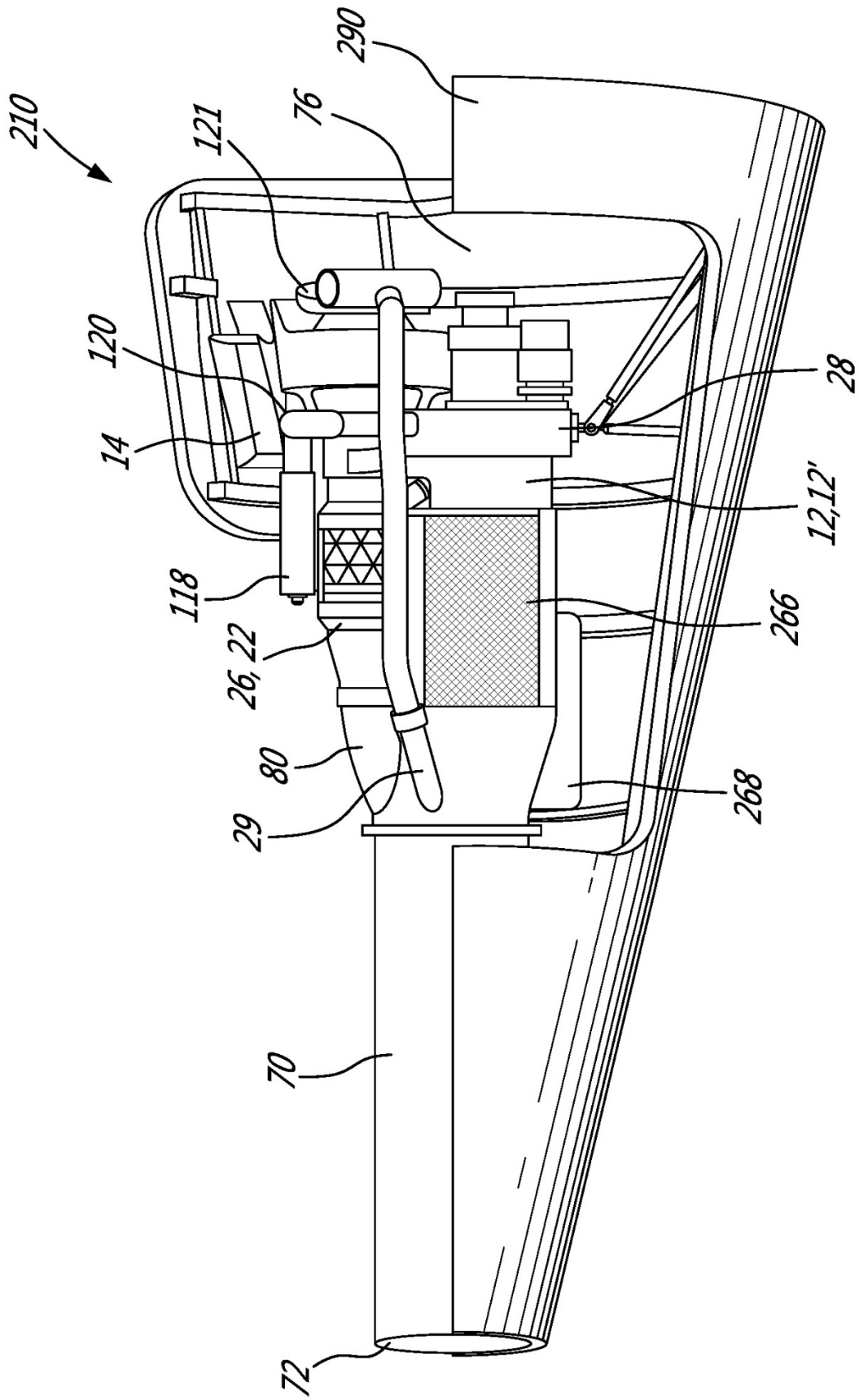


FIG. 8



FELI - 9

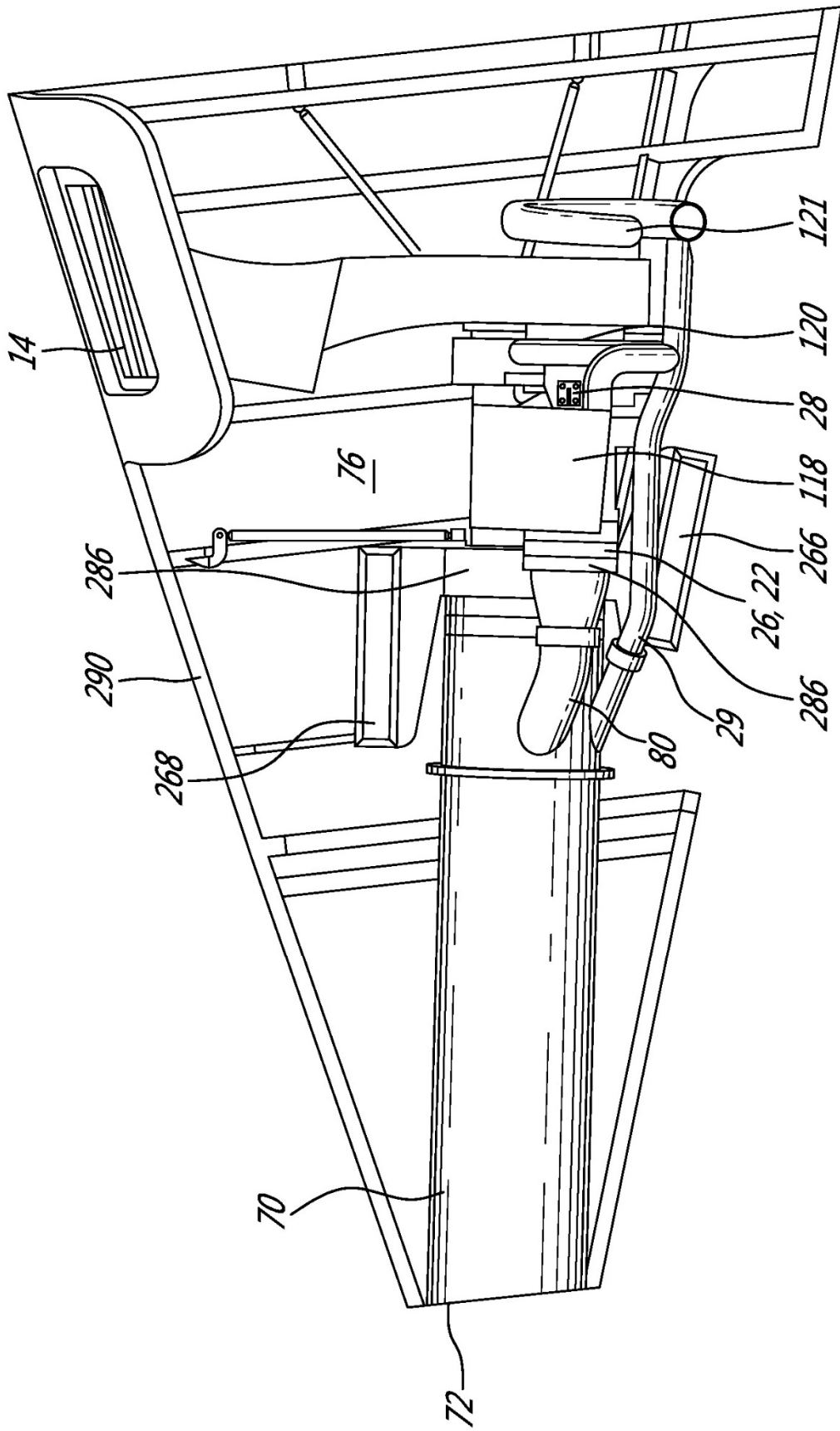


FIG. 10

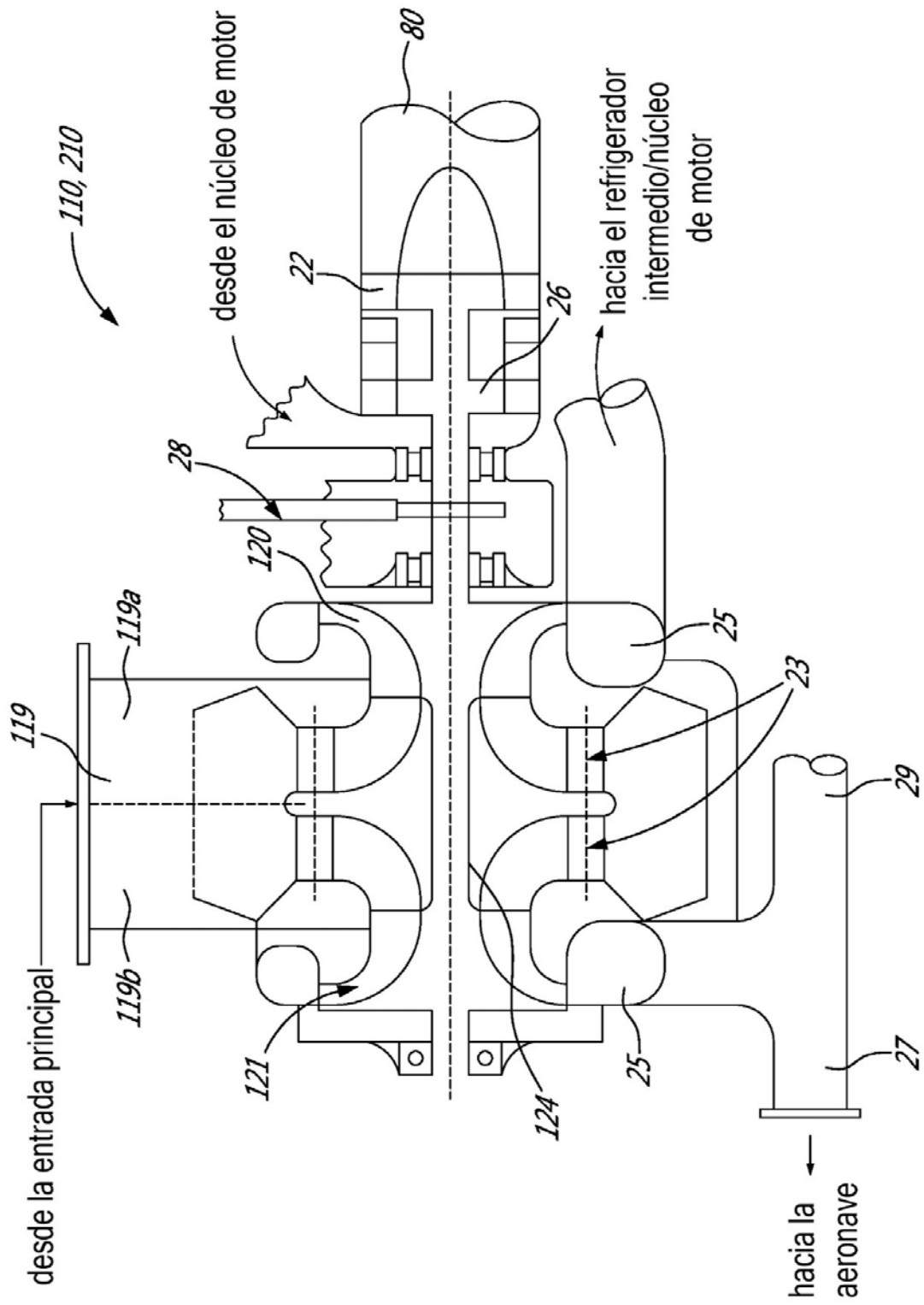


FIG. 11

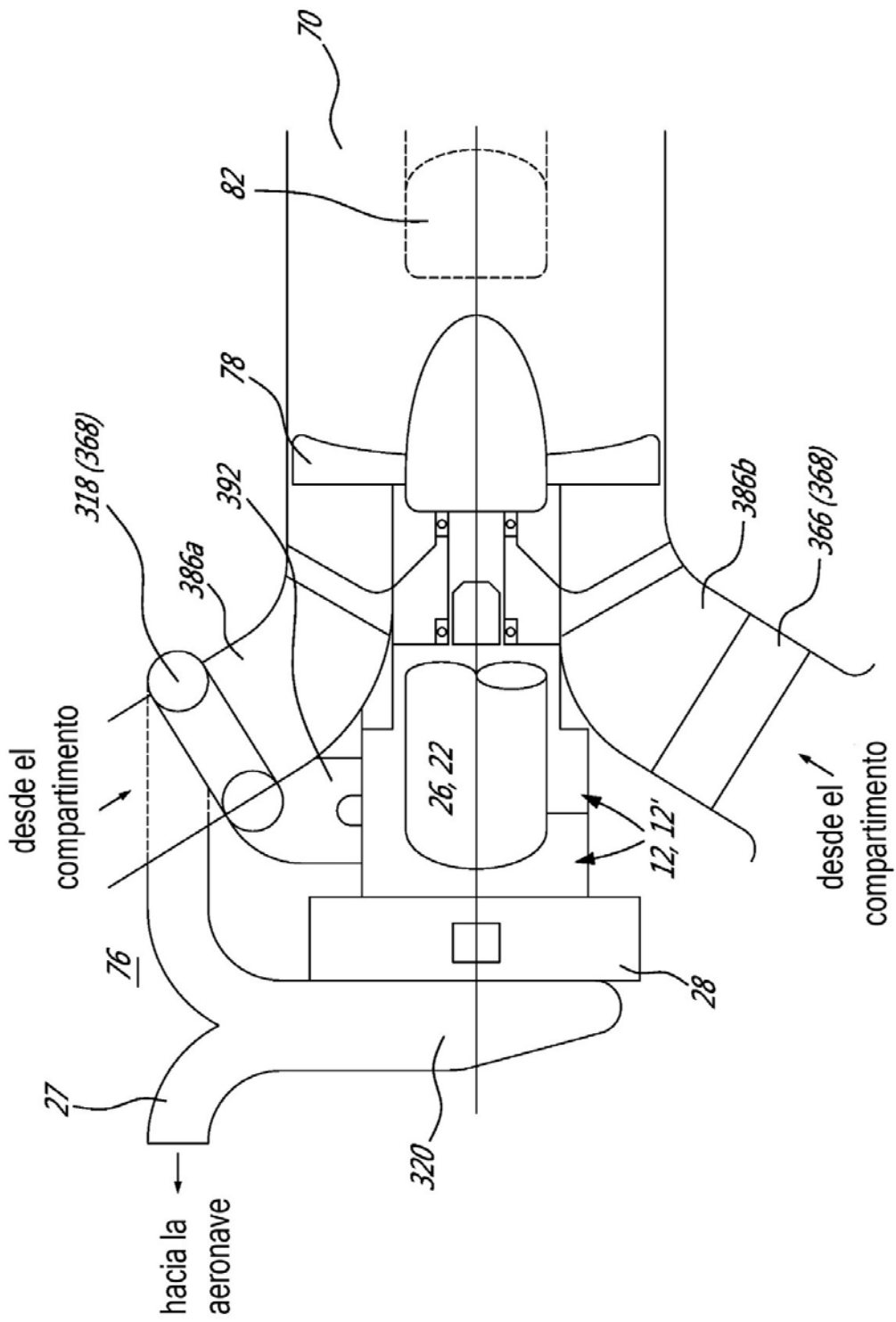


FIG. 12

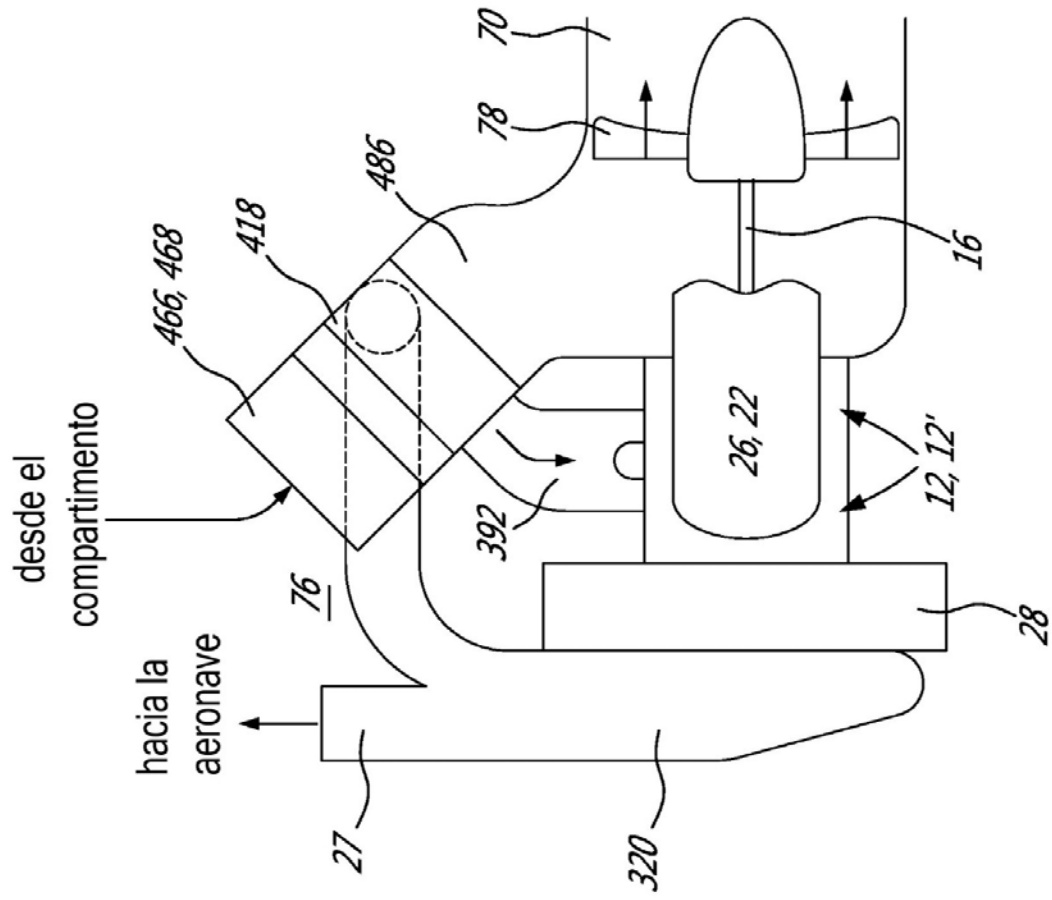


FIG. 13

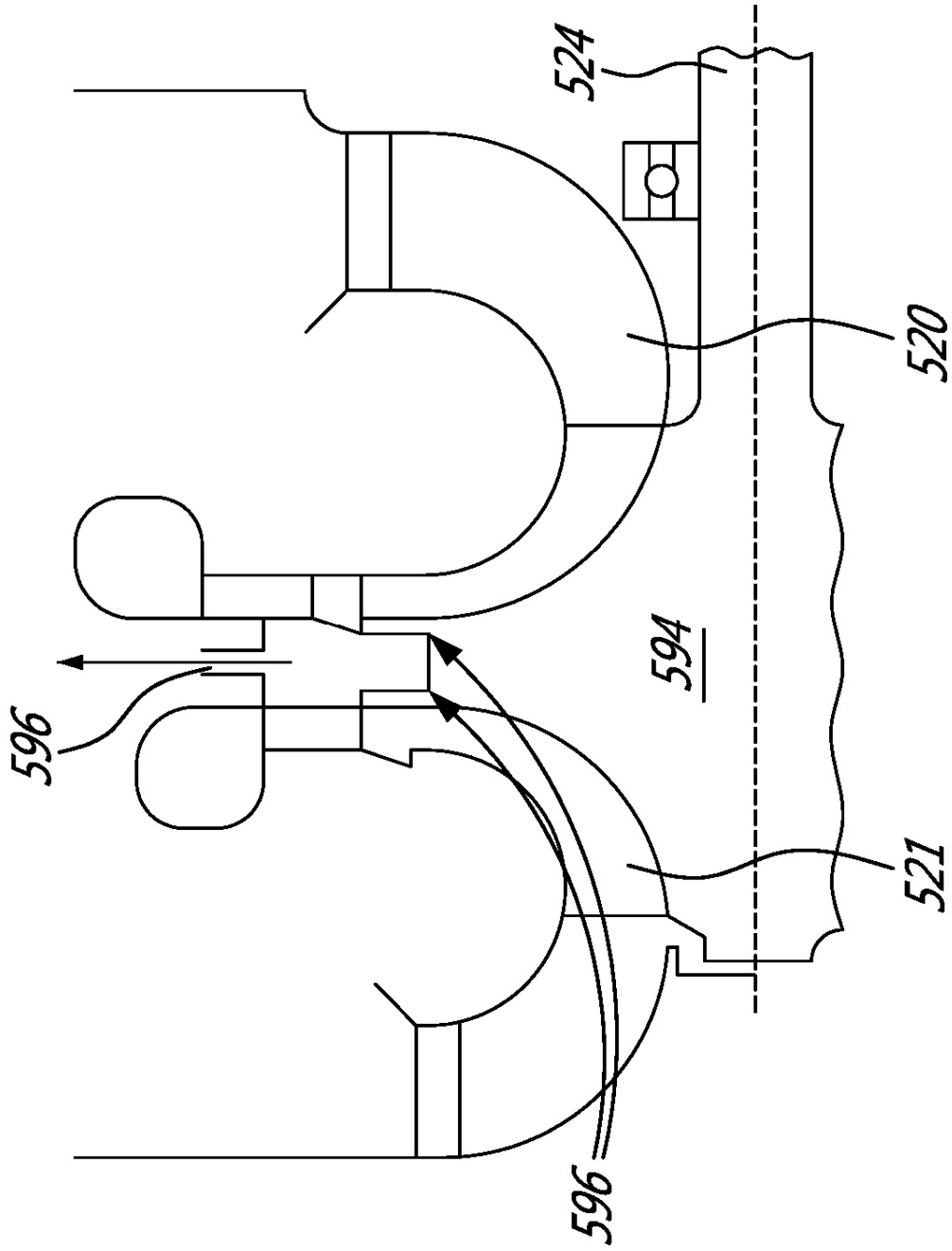


FIG. 14

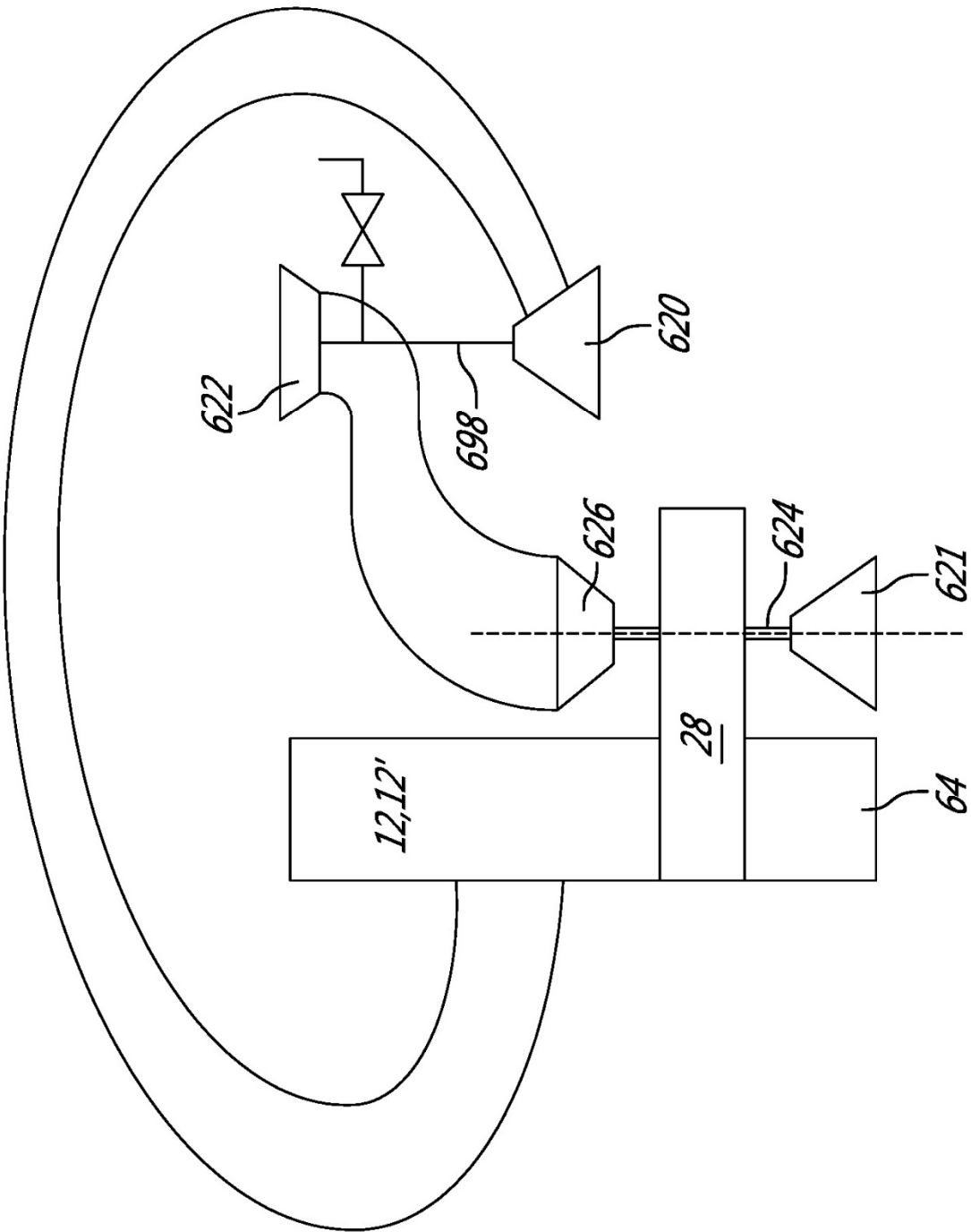


FIG. 15

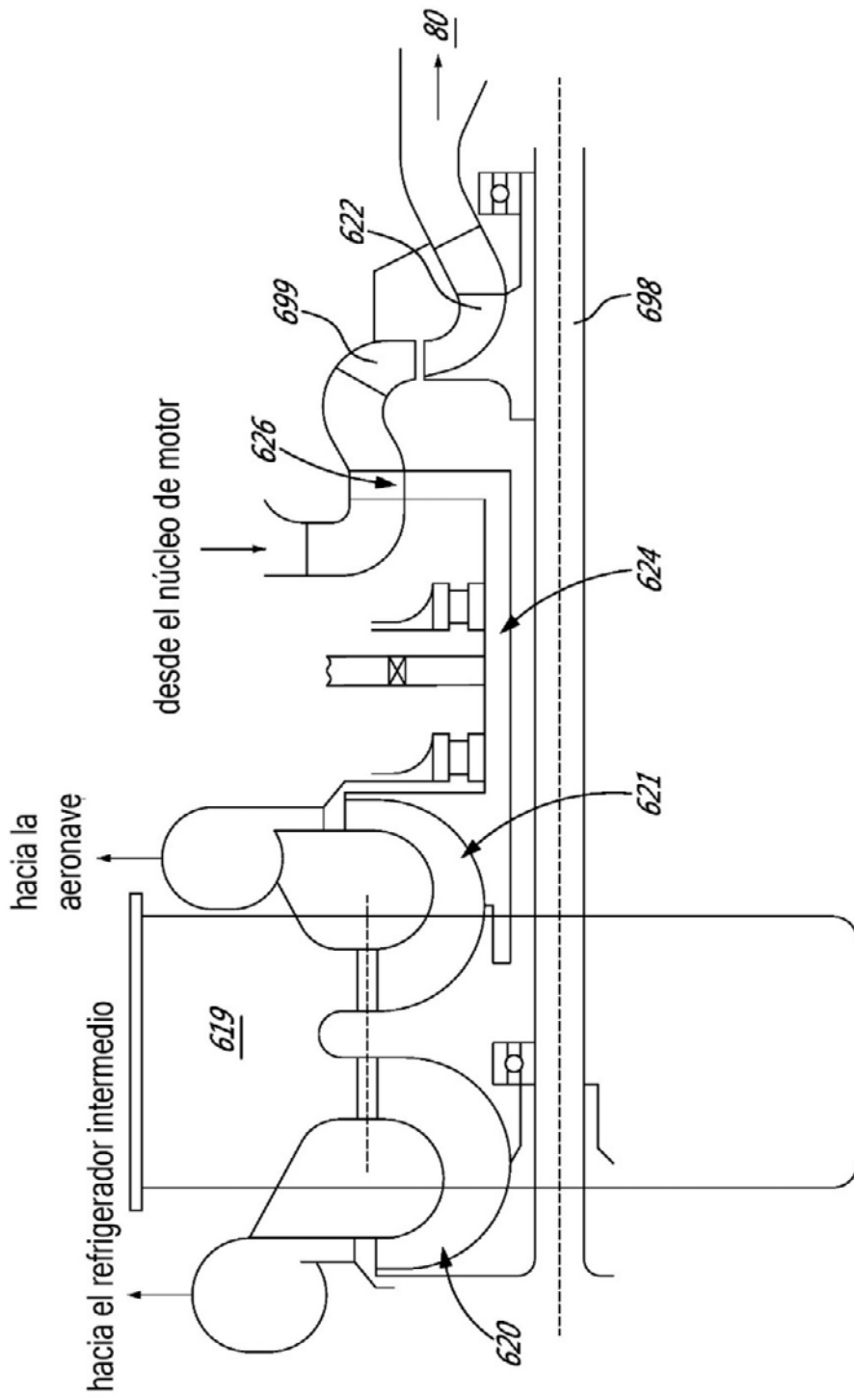


FIG. 1B