

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 714 792**

51 Int. Cl.:

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

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **08.08.2016 E 16183260 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **12.12.2018 EP 3133266**

54 Título: **Unidad de potencia auxiliar con refrigeración combinada del generador**

30 Prioridad:

**07.08.2015 US 201562202275 P**  
**03.08.2016 US 201615227483**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**30.05.2019**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**JONES, ANTHONY;**  
**JULIEN, ANDRE;**  
**MENHEERE, DAVID;**  
**THOMASSIN, JEAN y**  
**ULLYOTT, RICHARD**

74 Agente/Representante:

**ISERN JARA, Jorge**

ES 2 714 792 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

Unidad de potencia auxiliar con refrigeración combinada del generador

### Campo técnico

5 La solicitud se refiere, en general, a conjuntos de motor compuesto, más particularmente, a dichos conjuntos usados como unidades de potencia auxiliar (APU, Auxiliary Power Units).

### Antecedentes de la técnica

10 Las unidades de potencia auxiliares de motores 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 refrigerante para el generador. Dicho sistema refrigerante puede incluir ventiladores y/o eyectores puede representar pérdidas de potencia significativas y/o crear penalizaciones por la resistencia aerodinámica durante el vuelo.

Además, dichas unidades de potencia auxiliar de motores de turbina de gas tradicionales normalmente tienen un escape con una temperatura relativamente alta, que requiere el uso de materiales de alta temperatura en las paredes del conducto de escape, lo que puede representar un coste significativo.

15 El documento US 2009/088063 A1 describe una unidad de potencia auxiliar de la técnica anterior según se expone en el preámbulo de la reivindicación 1.

### Sumario

En un aspecto, se proporciona una unidad de potencia auxiliar para una aeronave, según se expone en la reivindicación 1.

En un aspecto adicional, se proporciona un procedimiento de refrigeración de un generador y un motor de combustión interna de una unidad de potencia auxiliar para una aeronave según se expone en la reivindicación 10.

### 20 Descripción de los dibujos

A continuación, se hace referencia a las figuras adjuntas, en las que:

La Fig. 1 es una vista lateral en sección transversal, esquemática, de una unidad de potencia auxiliar según una realización particular;

La Fig. 2 es una vista en planta en sección transversal, esquemática, de la unidad de potencia auxiliar de la Fig. 1;

25 La Fig. 3 es una vista tridimensional esquemática de la unidad de potencia auxiliar de la Fig. 1;

La Fig. 4 es una vista en sección transversal esquemática de un motor rotativo que puede ser usado en la unidad de potencia auxiliar de las Figs. 1-3;

La Fig. 5 es una vista tridimensional esquemática de una unidad de potencia auxiliar según otra realización particular;

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

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

La Fig. 8 es una vista tridimensional esquemática, parcialmente transparente, de un extremo de la unidad de potencia auxiliar de la Fig. 5 recibido en un cono de cola de una aeronave;

35 La Fig. 9 es una vista inferior esquemática de una unidad de potencia auxiliar y un cono de cola según una realización particular, con parte del cono de cola eliminada en aras de la claridad;

La Fig. 10 es una vista lateral esquemática de la unidad de potencia auxiliar y el cono de cola de la Fig. 9, con parte del cono de cola eliminada en aras de la claridad;

La Fig. 11 es una vista en sección transversal, esquemática, de las secciones de compresor y de turbina de las unidades de potencia auxiliar de la Fig. 5 y de la Fig. 9;

40 La Fig. 12 es una vista en sección transversal, esquemática, de parte de una unidad de potencia auxiliar que muestra una configuración de entrada de refrigeración y de intercambiador de calor según otra realización particular que puede ser usada de manera alternativa en cualquiera de las unidades de potencia auxiliar anteriores.

La Fig. 13 es una vista en sección transversal, esquemática, de parte de una unidad de potencia auxiliar que muestra una configuración de entrada de refrigeración y de intercambiador de calor según otra realización particular que puede ser usada de manera alternativa en cualquiera de las unidades de potencia auxiliar anteriores.

5 La Fig. 14 es una vista en sección transversal, esquemática, de una sección de compresor según otra realización particular que puede ser usada de manera alternativa en cualquiera de las unidades de potencia auxiliar anteriores.

La Fig. 15 es un diagrama de la configuración de compresor y de turbina según otra realización particular que puede ser usada de manera alternativa en cualquiera de las unidades de potencia auxiliar anteriores; y

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

### Descripción detallada

10 La presente descripción incluye unidades de potencia auxiliar de un conjunto de motor compuesto para proporcionar energía neumática y/o eléctrica suplementaria, tanto en tierra como en vuelo, para aplicaciones de unidades de potencia auxiliar aéreas. En una realización particular, las unidades de potencia auxiliar están configuradas para reemplazar directamente una unidad de potencia auxiliar de un motor de turbina de gas tradicional y funcionan de una manera más eficiente, con propiedades de potencia/peso y potencia/volumen que cumplen los requisitos para la aplicación aérea.  
15 También es posible la aplicación a unidades de potencia en tierra, fijas o móviles.

Con referencia a las Figs. 1-3, se muestra en general una unidad 10 de potencia auxiliar según una realización particular. La unidad 10 de potencia auxiliar incluye un núcleo 12' de motor que incluye uno o más motores 12 de combustión interna intermitentes acoplados a un eje 16 común (véase la Fig. 2). En una realización particular, el motor o los motores 12 de combustión interna intermitentes son motores de combustión interna rotativos, por ejemplo, motores Wankel; sin embargo,  
20 se entiende que, de manera alternativa, pueden usarse otros tipos de motores de combustión interna intermitentes.

Con referencia a la Fig. 4, se muestra un ejemplo de un motor Wankel que puede ser usado en el núcleo 12' del motor. Se entiende que la configuración del motor o de los motores 12, por ejemplo, la ubicación de los puertos, el número y la ubicación de los sellos, etc., pueden variar con respecto a 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 una epitrocoide. Un rotor 34 es recibido en el interior de la cavidad del rotor. El rotor define tres partes 36 de vértice separadas circunferencialmente, y un perfil generalmente triangular con lados arqueados hacia el exterior. Las partes 36 de vértice están en acoplamiento de sellado con la superficie interior de una pared 38 periférica de la carcasa 32 para formar y separar tres cámaras 40 de trabajo de volumen variable entre el rotor 34 y la carcasa 32. La pared 38 periférica se extiende entre dos paredes 54 de extremo separadas axialmente para encerrar la cavidad del rotor.  
25

30 El rotor 34 está acoplado a una parte 42 excéntrica de un eje 16 de salida para realizar revoluciones orbitales en el interior de la cavidad del rotor. El eje 16 de salida realiza tres rotaciones por cada revolución orbital del rotor 34. El eje 44 geométrico del rotor 34 está desplazado desde el 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 del rotor para experimentar las cuatro fases de admisión, compresión, expansión y escape.

35 Hay provisto un puerto 48 de admisión a través de la pared 38 periférica para admitir aire comprimido al interior de una de las cámaras 40 de trabajo. Hay provisto también un puerto 50 de escape a través de la pared 38 periférica para la descarga de los gases de escape desde las cámaras 40 de trabajo. Hay provistos también conductos 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) a través de la pared 38 periférica. De manera alternativa, el puerto 48 de admisión, el puerto 50 de escape y/o los conductos 52 pueden ser proporcionados a través del extremo o de la pared 40 lateral de la carcasa. Puede proporcionarse una sub-cámara (no mostrada) en comunicación con las cámaras 40, para el guiado o la inyección previa de combustible para la combustión.  
40

Para un funcionamiento eficiente, las cámaras 40 de trabajo están selladas mediante sellos 56 periféricos o de vértice cargados por muelle que se extienden desde el rotor 34 para acoplarse a la superficie interior de la pared 38 periférica, y sellos 58 de cara o de gas cargados por muelle y sellos 60 de extremo o de esquina que se extienden desde el rotor 34 para acoplarse a la superficie interior de las paredes 54 de extremo. El rotor 34 incluye también al menos un anillo 62 de sello de aceite cargado por muelle empujado contra la superficie interior de la pared 54 de extremo alrededor del cojinete para el rotor 34 en la parte 42 excéntrica del eje.  
45

El inyector o los inyectores de combustible del motor 12, que en una realización particular son inyectores de combustible de conducto o riel común ("common rail"), se comunican con una fuente de combustible pesado (por ejemplo, diésel, queroseno (combustible para aviones), biocombustible equivalente), y suministran el combustible pesado al motor 12 de manera que la cámara de combustión se estratifique con una mezcla rica de combustible-aire cerca de la fuente de ignición y una mezcla menos densa en las demás ubicaciones.  
50

Con referencia de nuevo a las Figs. 1-3, la unidad 10 de potencia auxiliar incluye un compresor 20 sobrealimentador que tiene una salida en comunicación de fluido con la entrada del núcleo 12' del motor (por ejemplo, el puerto 48 de admisión de cada motor 12). El aire entra a una cámara 19 de admisión desde la entrada 14 de la aeronave, y el aire es comprimido por el compresor 20 que opcionalmente incluye paletas 23 de guía de entrada variable e incluye opcionalmente un difusor 25 variable (Fig. 2), que en una realización particular permite la gestión de una amplia gama de condiciones de relación de flujo y presión. El aire desde el compresor 20 circula a través de un intercambiador 18 de calor de tipo interenfriador ("intercooler") para bajar su temperatura, por ejemplo, desde aproximadamente 232°C (450°F) a 121°C (250°F), antes de entrar al núcleo del motor. En la realización mostrada, el compresor 20 proporciona también aire de purga para la aeronave; después de salir del compresor 20 y antes de llegar al interenfriador 18, una parte del aire comprimido es dirigida a un conducto 27 de purga para ser suministrada a la aeronave.

En ciertas condiciones de funcionamiento, puede ser necesario purgar el exceso de aire desde el compresor 20 para evitar una sobrecarga. En la realización mostrada, el conducto entre el compresor 20 y el interenfriador 18 está en comunicación de fluido con un conducto 29 de exceso de aire para purgar este exceso de aire; hay una válvula 31 de desvío incorporada en el conducto 29 de exceso de aire para gestionar el flujo de aire que está siendo purgado desde el compresor 20. La válvula 31 de desvío puede estar programada para abrirse en base a los estados detectados de la salida del compresor, que indican un funcionamiento casi sobrecargado.

En el núcleo 12' del motor, el aire es mezclado con combustible y es quemado para proporcionar energía y una cantidad residual de gas de escape a una presión intermedia. La salida del núcleo 12' del motor (por ejemplo, el puerto 50 de escape de cada motor 12) está en comunicación de fluido con una entrada de una sección de turbina, de manera que los gases de escape desde el núcleo 12' del motor se expandan en la sección de turbina. La sección de turbina tiene una o más turbinas 26, 22 combinadas con el núcleo 12' del motor. En una realización particular, la sección de turbina incluye una turbina 26 de primera etapa que tiene una salida en comunicación de fluido con una entrada de una turbina 22 de segunda etapa, en el que las turbinas 26, 22 tienen diferentes relaciones de reacción entre sí. El grado de reacción de una turbina puede ser determinado usando la relación de reacción basada en la temperatura (ecuación 1) o la relación de reacción basada en la presión (ecuación 2), que típicamente tienen valores cercanos entre sí para una misma turbina, y que caracterizan la turbina con respecto a turbinas de "impulso puro" o de "reacción pura":

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

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

donde t es la temperatura y P es la presión, s se refiere a un puerto estático y los números se refieren a la ubicación en la que se miden la temperatura o la presión: 0 para la entrada de la paleta de la turbina (estator), 3 para la entrada de la pala de la turbina (rotor) y 5 para la salida de la pala de la turbina (rotor); y donde una turbina de impulso puro tendría una relación de 0 (0%) y una turbina de reacción pura tendría una relación de 1 (100%).

En una realización particular, la turbina 26 de la primera etapa está configurada para aprovechar la energía cinética del flujo pulsante que sale del motor o de los motores 12 de núcleo mientras estabiliza el flujo y la turbina 22 de la segunda etapa está configurada para extraer energía desde la presión restante en el flujo. Por consiguiente, en una realización particular, la turbina 26 de la primera etapa tiene una relación de reacción más baja (es decir, un valor más bajo) que la de la turbina 22 de la segunda etapa. En una realización particular, la turbina 26 de la primera etapa tiene una relación de reacción de 0,25 o más baja (en base a la temperatura o la presión) o de 0,2 o más baja (en base a la temperatura o la presión), y la turbina 22 de la segunda etapa tiene una relación de reacción mayor de 0,25 (en base a la temperatura o la presión) y/o es una turbina de presión de reacción media. Son posibles también otros valores.

El compresor 20 puede ser accionado por una o más de las turbinas 26, 22 y/o el núcleo 12 del motor; en la realización mostrada, y tal como puede verse mejor en la Fig. 2, las turbinas 26, 22 de la primera etapa y de la segunda etapa y el compresor 20 están acoplados al mismo eje 24. En una realización particular, las turbinas 26, 22 y el compresor 20 acoplados en el mismo eje 24 permiten una correspondencia de velocidad específica, no dimensional, razonablemente eficiente, entre el compresor y la sección de turbina. En una realización particular, el eje 24 de la turbina gira aproximadamente a entre 40.000 a 50.000 rpm; son posibles también otros valores para las velocidades de rotación.

En la realización mostrada, las turbinas 26, 22 de la primera etapa y de la segunda etapa están combinadas ambas con el núcleo 12' del motor al disponer la turbina y los ejes 24, 16 de motor acoplados mediante una caja 28 de engranajes. En una realización particular, la transmisión de la caja 28 de engranajes incluye un tren de engranajes compuesto de manera que el par y la potencia puedan ser comunicados entre la turbina y los ejes 24, 16 de motor en cualquier dirección.

En una realización particular, parte del flujo de aire del compresor que es suministrado 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 sobre el núcleo 12' del motor transmitida a través de la caja 28 de engranajes. De esta manera, pueden minimizarse las pérdidas y el calor adicional desde la caja 28 de engranajes. De manera alternativa, si las turbinas 26, 22 proporcionan más potencia que la que necesita el compresor 20, el exceso de par transmitido al núcleo 12' del motor puede ser relativamente pequeño.

En una realización particular, el núcleo 12' del motor, que incluye un motor o unos motores 12 de combustión interna rotativos, funciona a aproximadamente 8.000 rpm; son posibles también otros valores. En una realización particular, la relación de engranaje ascendente combinada definida por la caja 28 de engranajes entre el eje 16 del núcleo del motor y el eje 24 de la turbina está comprendida entre aproximadamente 4:1 y 7:1, por ejemplo, aproximadamente 5:1. En una realización particular, se usa un sistema inactivo ("idle") compuesto de dos etapas para proporcionar la relación apropiada y para proporcionar centros desplazados entre el eje 16 del núcleo del motor y el eje 24 de la turbina. El desplazamiento entre el eje 16 del núcleo del motor y el eje 24 de la turbina puede permitir que la salida de escape caliente desde los puertos 50 de los motores 12 de núcleo sea canalizada directamente a la sección de turbina mientras se minimiza la longitud de los conductos.

Un generador 64 puede ser accionado por el núcleo 12' del motor para proporcionar energía eléctrica para la aeronave para los accesorios y/o para propósitos de control, por ejemplo, al ser accionado mediante un acoplamiento mecánico con el núcleo 12' del motor directamente o a través de la caja 28 de engranajes, o mediante un acoplamiento mecánico con el eje 24 de la turbina. En la realización mostrada, el generador 64 está montado directamente (es decir, sin engranajes intermedios) al extremo del eje 16 del núcleo del motor. En una realización particular, el generador 64 es un alternador/generador de 400 Hz, 6 polos, con una velocidad síncrona de diseño de 8.000 rpm; son posibles también otras configuraciones. El alternador/generador 64 puede servir como un arrancador. En una realización particular, la eliminación de cualquier engranaje intermedio entre el eje 16 del núcleo del motor y el alternador/generador 64 elimina la generación de calor y las pérdidas asociadas con ese engranaje (que generalmente pueden corresponder a aproximadamente el 2% de la carga nominal del generador).

En una realización particular, la unidad 10 de potencia auxiliar incluye un control electrónico, con plena autoridad, que gestiona todos los requisitos operativos. El sistema de control gestiona las paletas 23 de guía de entrada del compresor y/o el difusor 25 variable (si es aplicable) del sobrealimentador compartido y el compresor 20 de purga para aeronave para conseguir la presión y el flujo de purga necesarios al conducto 27 de purga y la relación combustible/aire necesaria en el núcleo 12' del motor para mantener la velocidad controlada. En caso de conflicto entre los requisitos de aire de la aeronave y la velocidad controlada, las variables del compresor se establecen según sea necesario para permitir que el sistema mantenga la velocidad controlada y para proporcionar prioridad a la potencia del generador. En el caso en el que esta acción causa un exceso de flujo de aire o un exceso de presión, estas condiciones pueden ser gestionadas abriendo la válvula 31 de desvío. Una válvula de carga (no mostrada) puede estar provista también opcionalmente en el conducto 27 de purga y puede estar gestionada por sistema de control para estrangular o cortar el suministro de aire a la aeronave.

Con un ciclo de combustión de volumen constante en el núcleo 12' del motor, la eliminación del calor residual de la unidad 10 de potencia auxiliar es diferente de la de una unidad de potencia auxiliar de un motor de turbina de gas tradicional. Se evacua menos calor a través del escape y se cede más calor a la carcasa del motor. Por consiguiente, el motor o los motores 12 del núcleo 12' del motor tienen un sistema refrigerante que, en una realización particular, es distinto de cualquier sistema de combustible y de lubricante de la unidad 10 de potencia auxiliar; en otras palabras, un refrigerante dedicado se hace circular a través del motor o de los motores 12 del núcleo 12' del motor, por ejemplo, a través de múltiples conductos de refrigerante definidos en las paredes de la carcasa 32, y este refrigerante dedicado se hace circular por separado e independientemente del lubricante y del combustible de la unidad 10 de potencia auxiliar, incluyendo el lubricante del núcleo 12' del motor. El refrigerante dedicado puede ser un refrigerante líquido, por ejemplo, agua. Un intercambiador de calor que define un refrigerador 66 de núcleo de motor incluye conductos 66a de refrigerante (véase la Fig. 1) en comunicación de fluido con el sistema refrigerante del núcleo 12' de motor y conductos 66b de aire (véase la Fig. 1) en una relación de intercambio de calor con los conductos 66a de refrigerante.

El generador 64 incluye también un sistema refrigerante distinto del sistema refrigerante del motor o de los motores 12; el sistema refrigerante del generador puede ser independiente de, o puede ser común a, un sistema de lubricación del generador 64. El refrigerante del generador puede ser un refrigerante líquido, por ejemplo, aceite. Un segundo intercambiador de calor que define un refrigerador 68 de generador incluye conductos 68a de refrigerante (véase la Fig. 1) en comunicación de fluido con el sistema refrigerante del generador 64 y conductos 68b de aire (véase la Fig. 1) en una relación de intercambio de calor con los conductos 68a de refrigerante. En la realización mostrada, ambos refrigeradores 66, 68 son proporcionados en un paquete común, en el que los conductos 66a, 68a de refrigerante de los dos refrigeradores 66, 68 son distintos entre sí. En una realización particular en la que el refrigerante del generador es aceite u otro lubricante adecuado, el sistema refrigerante del generador es común a (está en comunicación de fluido con) el sistema de lubricación de la unidad 10 de potencia auxiliar, que distribuye lubricante a diversos componentes de la unidad 10 de potencia auxiliar (por ejemplo, cojinetes, engranajes, etc., del núcleo 12' del motor, el compresor 20, las turbinas 22,

26, la caja 28 de engranajes), de manera que el segundo intercambiador 68 de calor es también un refrigerador de lubricante de motor. De manera alternativa, puede proporcionarse un intercambiador de calor separado (no mostrado) para el sistema de lubricación de la unidad 10 de potencia auxiliar, y el refrigerador 68 puede estar configurado para refrigerar solo el lubricante/refrigerante del generador.

5 Los conductos 66b, 68b de aire de los refrigeradores 66, 68 están en comunicación de fluido con un conducto 70 de escape de la unidad 10 de potencia auxiliar; el conducto 70 de escape tiene una salida 72 en comunicación de fluido con el entorno de la aeronave, de manera que el flujo de aire de refrigeración pueda ser descargado a la atmósfera. El conducto 70 de escape define una entrada 74 de refrigeración en comunicación de fluido con un compartimiento 76 de la aeronave que contiene la unidad 10 de potencia auxiliar. En la realización mostrada, los refrigeradores 66, 68 son recibidos en el conducto 70 de escape. El interenfriador 18 es recibido también en el conducto 70 de escape, aguas arriba de los refrigeradores 66, 68.

15 Un ventilador 78 (Fig. 2) puede ser girado por el núcleo 12' del motor y en comunicación de fluido con el conducto 70 de escape para dirigir el flujo de aire de refrigeración desde el compartimiento 76, a través de los intercambiadores de calor (refrigeradores 66, 68 e interenfriador 18) y desde el conducto 70 de escape a la atmósfera. En la realización mostrada, el ventilador 78 es recibido en el conducto 70 de escape aguas arriba de los intercambiadores 18, 66, 68 de calor y es accionado directamente por el núcleo 12' del motor, al estar montado en el extremo del eje 16 del núcleo del motor opuesto al generador 64. En una realización particular, el accionamiento directo del ventilador 78 por el eje 16 del núcleo del motor permite evitar pérdidas y calor adicionales debido a los engranajes que se producirían con una transmisión por engranajes. De manera alternativa, el ventilador 78 puede ser accionado a través de una transmisión (en la caja 28 de engranajes o en otra transmisión específica del ventilador 78), o puede ser accionado eléctrica o hidráulicamente por un motor que obtiene energía directa o indirectamente desde el núcleo 12' del motor.

En una realización particular, la velocidad de la pala del ventilador 78 es suficientemente baja de manera que el ventilador 78 pueda estar realizado en una aleación de Al común, un compuesto orgánico o un material termoplástico. En una realización particular, el ventilador 78 gira a aproximadamente 8.000 rpm; son posibles también otros valores.

25 La rotación del ventilador 78 induce un flujo desde el compartimiento 76, que proporciona también una función de ventilación del compartimiento. En una realización particular, las aberturas laterales desde la entrada 14 principal de la aeronave permiten que el aire de refrigeración fluya al compartimiento 76 bajo la acción de accionamiento del ventilador 78 para refrigerar las superficies de la unidad 10 de potencia auxiliar expuestas en el interior del compartimiento 76. En una realización particular, la entrada del ventilador está protegida por una pantalla para prevenir que objetos más grandes dañen el ventilador 78.

35 Aunque se muestran múltiples refrigeradores distintos en serie en las Figs. 1-3, de manera alternativa, puede usarse solo una unidad refrigeradora integrada con áreas subdivididas dedicadas al lubricante del motor/refrigerante del generador, al refrigerante líquido del núcleo del motor y a las funciones de interenfriamiento. Los intercambiadores 18, 66, 68 de calor pueden estar también inclinados en un ángulo de más de 90° con respecto a la dirección de flujo, por ejemplo, para optimizar el área presentada al flujo de aire. Aunque no se muestra, los refrigeradores 66, 68 pueden incluir un sistema de derivación térmica para prevenir un sobre-enfriamiento a temperaturas ambiente más bajas, por ejemplo, gestionado por el sistema de control electrónico en base a las temperaturas de refrigerante detectadas, o mediante cualquier otro concepto de termostato adecuado.

40 De esta manera, el sistema refrigerante del núcleo 12' del motor está integrado con el del generador 64 y con el sistema refrigerante para el lubricante de la unidad 10 de potencia auxiliar. En una realización particular, esta integración permite una reducción o minimización de la pérdida de potencia desde los ventiladores y los eyectores usados tradicionalmente, y/o evitar penalizaciones por carga de refrigeración en vuelo. En una realización particular, la unidad 10 de potencia auxiliar está configurada para reducir o evitar la generación de calor adicional, por ejemplo, a partir de pérdidas del tren de engranajes.

45 A través del sistema refrigerante integrado, el mismo ventilador 78 dirige el flujo de aire de refrigeración a través del compartimiento 76, el refrigerador 66 del núcleo del motor, el interenfriador 18 y el refrigerador 68 de lubricante del generador/motor y, a continuación, descarga el aire de refrigeración a la atmósfera a través del conducto 70 de escape; en una realización particular, toda la unidad 10 de potencia auxiliar y su sistema refrigerante pueden ser instalados y retirados como un único conjunto con interconexiones y entradas y salidas de aeronave similares a las de una unidad de potencia auxiliar de un motor de turbina de gas tradicional. De esta manera, durante el uso y en una realización particular, el generador 64 y el núcleo 12' del motor son refrigerados haciendo circular un primer refrigerante (por ejemplo, agua) a través del motor o de los motores 12 del núcleo 12' del motor, haciendo circular un segundo refrigerante (por ejemplo, aceite) a través del generador 64, y accionando el flujo de aire de refrigeración en una relación de intercambio de calor con el primer refrigerante y el segundo refrigerante usando el ventilador 78 accionado por la unidad 10 de potencia auxiliar.

55 Si es aplicable, cualquier aire desviado desde el compresor 20 puede ser introducido también en el conducto 70 de escape. Por consiguiente, en la realización mostrada, el conducto 29 de exceso de aire proporciona una comunicación de

fluido directa entre el compresor 20 y una parte del conducto 70 de escape situado aguas abajo del ventilador 78 y de los intercambiadores 18, 66, 68 de calor.

5 En una realización particular, el conducto 70 de escape está situado en un cono de cola de la aeronave. Tal como puede observarse mejor en las Figs. 1-2, un conducto 80 intermedio se extiende en comunicación de fluido con el escape del núcleo 12' del motor, al estar conectado a un escape de la turbina 22 de la segunda etapa. El conducto 80 intermedio tiene una salida 82 posicionada en el conducto 70 de escape, aguas abajo del ventilador 78 y aguas arriba de la salida 72 del conducto 70 de escape. La salida 82 del conducto 80 intermedio está separada radialmente hacia el interior desde una pared 70' periférica del conducto 70 de escape. De esta manera, el aire y los gases de escape son descargados en el conducto 70 de escape, de manera que el flujo de aire de refrigeración rodee el flujo de gases de escape. El flujo másico y/o el volumen de flujo de los gases de escape es/son más pequeños que el flujo de aire de refrigeración. En una realización particular, el flujo másico de los gases de escape es el 20% o menos del flujo másico del aire de refrigeración. Un área abierta de la sección transversal de la salida 82 del conducto 80 intermedio es más pequeña que un área abierta de la sección transversal del conducto 70 de escape alrededor de la salida 82 del conducto 80 intermedio (donde "área abierta de la sección transversal del conducto 70 de escape" se refiere al área de la sección transversal del conducto 70 de escape no ocupada por el conducto 80 intermedio). En una realización particular, la relación del diámetro del conducto 80 intermedio al diámetro del conducto 70 de escape es de 0,2 a 0,4, por ejemplo, de aproximadamente 1/3. Son posibles también otros valores, dependiendo, por ejemplo, de la optimización del peso y del coste de la unidad 10 de potencia auxiliar, en su conjunto.

20 En la realización mostrada, el conducto 80 intermedio es concéntrico con la pared 70' periférica del conducto 70 de escape; de esta manera, el flujo de gases de escape es descargado a lo largo de un eje C central del conducto 70 de escape.

25 En una realización particular, el flujo de aire de refrigeración más grande y más frío que rodea el flujo de gases de escape permite que la pared 70' periférica del conducto 70 de escape esté realizada en materiales que requieren una menor resistencia a la alta temperatura que los materiales que estarían en contacto directo con el flujo de gases de escape, donde "resistencia a alta temperatura" se refiere a la capacidad de un material de mantener su resistencia, rigidez y durabilidad cuando es sometido a altas temperaturas. Esto puede permitir el uso de materiales menos costosos para la pared 70' periférica del conducto 70 de escape. En una realización particular, la temperatura del flujo contra la pared 70' periférica del conducto 70 de escape es más baja que la temperatura contra el conducto de escape de una unidad de potencia auxiliar de un motor de turbina de gas tradicional, de manera que no se requiere el uso de materiales de alta temperatura (por ejemplo, aleación de níquel o de titanio) para la pared 70' periférica. Por ejemplo, la temperatura de los gases de escape puede ser de 427°C (800°F) o superior, potencialmente de hasta 649°C-760°C (1.200°F-1.400°F), mientras que la temperatura del flujo de aire de refrigeración puede ser de 121°C (250°F) o menor; la envoltura del flujo de gases de escape con el flujo de aire de refrigeración reduce significativamente la temperatura del flujo en contacto con la pared 70' periférica. En una realización particular, la pared 70' periférica del conducto 70 de escape está realizada en cualquier aleación de aluminio adecuada, cualquier aleación de metal ligero adecuada, cualquier material compuesto adecuado incluyendo, pero sin limitarse a, materiales compuestos de fibra de carbono, o cualquier tipo de polímero adecuado.

40 En una realización particular, el ventilador 78 puede estar diseñado para suministrar suficiente energía cinética para actuar como una bomba de eyección para el escape desde las turbinas 26, 22 y aumentar la energía suministrada por las turbinas 26, 22.

45 En una realización particular, el escape de la sección de turbina está configurado de manera que el flujo de los gases de escape expulsados desde el conducto 80 intermedio tenga una velocidad mayor que el flujo de aire de refrigeración circundante que circula en el conducto 70 de escape. 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 18, 66, 68 de calor accionados por el ventilador 78. Esto puede permitir la reducción del tamaño del ventilador 78, en comparación con una configuración sin dicho efecto de arrastre.

50 En una realización particular, la entrada y el escape de la unidad 10 de potencia auxiliar están situados en la cubierta de la aeronave de manera que la presión de impacto de entrada supere significativamente la presión estática en el plano de escape; esta presión puede ser usada con un efecto venturi para deprimir la presión estática en el plano de escape de las turbinas 26, 22 durante el vuelo, y/o el ventilador 78 puede ser reversible de manera que pueda actuar como una turbina y recuperar energía en condiciones de impacto elevado en las que no es necesario potenciar el flujo de refrigeración.

55 En una realización particular, la entrada 14 de la unidad de potencia auxiliar en el fuselaje de una aeronave está provista de una puerta para prevenir molinos y arrastres involuntarios debidos al viento cuando la unidad de potencia auxiliar no está funcionando. Cuando se requiere un rendimiento a alta velocidad durante el vuelo, esta puerta puede estar conformada para actuar como una toma de aire de impacto.

En una realización particular, se gana un empuje adicional de la aeronave o se reduce una penalización debida al arrastre aprovechando la energía térmica residual transferida a la refrigeración. Con el fin de maximizar este efecto (comparable al efecto Meredith en motores de propulsión refrigerados con líquido), el dimensionamiento de la salida 82 del conducto 80 intermedio es optimizado y el vector de escape se establece para proporcionar el máximo beneficio de propulsión a la aeronave.

5 Con referencia a la Fig. 1, en una realización particular, la unidad 10 de potencia auxiliar incluye soportes 84 en la caja 28 de engranajes y cerca de la entrada 74 del conducto 70 de escape; hay provistas una única brida de entrada y una única brida de escape para facilitar el montaje. El sistema refrigerante integrado facilita también la instalación de la unidad 10 de potencia auxiliar en el compartimiento 76.

10 Las Figs. 5-8 y 11 muestran una unidad 110 de potencia auxiliar según otra realización, en las que los elementos similares a los de la realización de las Figs. 1-3 se identifican con los mismos números de referencia y no se describirán más detalladamente en la presente memoria.

En esta realización, el refrigerador 166 de núcleo de motor y el refrigerador 168 de lubricante de generador/motor están dispuestos en paralelo uno con respecto al otro. Tal como puede verse mejor en la Fig. 7, un conducto 186 de aire de refrigeración se extiende radialmente hacia el exterior alrededor de una circunferencia del conducto 70 de escape. El conducto 186 de aire de refrigeración tiene una salida en comunicación de fluido con el conducto 70 de escape y una entrada dispuesta radialmente hacia el exterior de la salida y en comunicación de fluido con el compartimiento 76 a través de los refrigeradores 166, 168. Cada uno de entre el refrigerador 166 de núcleo de motor y el refrigerador 168 de lubricante de generador/motor se extiende alrededor de una parte respectiva de una circunferencia del conducto 186 de aire de refrigeración. El ventilador 78 está situado en el conducto 70 de escape, de esta manera, aguas abajo de los refrigeradores 166, 168. Tal como puede verse en la Fig. 6, los dos refrigeradores 166, 168 conjuntamente se extienden alrededor de solo parte de la circunferencia del conducto 70 de escape, en el que el conducto 80 intermedio y el conducto 29 de exceso de aire se extienden adyacentes al conducto 70 de escape en la parte circunferencial libre de los refrigeradores 166, 168. Los refrigeradores 166, 168 pueden ser montados directamente a la unidad 110 de potencia auxiliar, tal como se muestra, o podrían ser instalados de manera alternativa en la aeronave y podrían vincularse a la unidad 110 de potencia auxiliar con tuberías (por ejemplo, una tubería flexible).

Con referencia una vez más a la Fig. 7, puede verse que los conductos 166b, 168b de aire de los refrigeradores 166, 168 se extienden a lo largo de una dirección R radial de la unidad 110 de potencia auxiliar. De manera alternativa, son posibles otras orientaciones para los refrigeradores 166, 168.

30 Todavía con referencia a la Fig. 7, pueden proporcionar palas de paso variable o paletas 188 de guía de entrada variable en el conducto 186 de aire de refrigeración y su unión con el conducto 70 de escape, inmediatamente aguas arriba del ventilador 78, con el propósito de ser capaz de modular el flujo de aire a través de los refrigeradores 166, 168 y/o controlar la absorción de potencia del ventilador en condiciones de carga térmica más baja.

Tal como puede verse mejor en las Figs. 5-6, el interenfriador 118 no está en comunicación de fluido con el conducto 70 de escape y, en cambio, está configurado como un refrigerador de aire a líquido; el interenfriador 118 incluye conductos de fluido que reciben el refrigerante desde el núcleo 12' del motor a través de uno o más conductos 118' (por ejemplo, a aproximadamente 93°C (200°F) y hacen circular el refrigerante en una relación de intercambio de calor con el aire comprimido desde el compresor 120 (por ejemplo, a 232°C (450°F)) antes de que se haga circular el refrigerante al refrigerador 166 del núcleo del motor a través de uno o más conductos 118". De esta manera, el interenfriador 118 está situado aguas arriba del refrigerador 166 del núcleo del motor y aguas abajo del núcleo 12' del motor en la trayectoria de circulación del refrigerante.

Tal como puede verse mejor en las Figs. 6 y 11, en esta realización se proporcionan dos compresores: un compresor 120 sobrealimentador para proporcionar aire comprimido al núcleo 12' del motor, y un compresor 121 de purga para proporcionar aire de purga para la aeronave. Los dos compresores 120, 121 están conectados al mismo eje 124, que recibe también las turbinas 26, 22 de la sección de turbina. Las entradas del compresor pueden estar conectadas a una cámara 119 común (Fig. 11) o a una cámara 119a, 119b respectiva (Figs. 5-6, líneas de puntos en la Fig. 11), con la cámara o las cámaras 119, 119a, 119b conectadas a la entrada 14 principal. En una realización particular, dicha configuración permite adaptarse a diferentes requisitos funcionales para el flujo de sobrealimentación (al núcleo 12' del motor) y el flujo de la aeronave (al conducto 27 de purga).

50 Las Figs. 9-10 muestran una unidad 210 de potencia auxiliar similar a la de las Figs. 5-8, en las que los elementos similares a los de la realización de las Figs. 1-3 y/o a los de la realización de las Figs. 5-8 se identifican con los mismos números de referencia y no se describirán más detalladamente en la presente memoria. El compartimiento 76 se muestra como definido por el cono 290 de cola de la aeronave, con la salida 72 del conducto de escape situada en la punta del cono 290 de cola. El cono 290 de cola define la entrada 14 principal al compartimiento 76, al que están conectadas las entradas del compresor. La unidad de potencia auxiliar de las Figs. 1-3 y/o de las Figs. 5-8 puede instalarse de manera similar.

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

La Fig. 12 muestra una configuración alternativa para la entrada de refrigeración y los intercambiadores 318, 366, 368 de calor, que puede ser usada en cualquiera de las unidades 10, 110, 210 de potencia auxiliar descritas anteriormente. Un sistema de entrada bifurcado incluye dos conductos 386a, 386b de aire de refrigeración separados que, en una realización particular, pueden permitir minimizar la longitud de los conductos 386a, 386b de aire de refrigeración 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 interenfriador 318 al compresor 320 y al núcleo 12' del motor. El conducto 386a de aire de refrigeración más cercano al colector 392 de admisión del núcleo del motor está dedicado a la función de interenfriamiento y, por consiguiente, recibe el interenfriador 318, que es esta realización es refrigerado por aire. El otro conducto 386b de aire de refrigeración recibe uno o los dos de entre el refrigerador 366 del núcleo del motor y el refrigerador 368 de lubricante del generador/motor. La posición de los intercambiadores de calor en el interior de los conductos 386a, 386b de aire de refrigeración (por ejemplo, la manera en la están agrupados los intercambiadores de calor en cada conducto de aire de refrigeración) puede variar, por ejemplo, dependiendo de la demanda relativa de aire de refrigeración. Las pérdidas de presión en cada conducto 386a, 386b de aire de refrigeración del sistema bifurcado están equilibradas para evitar distorsionar el flujo de entrada del ventilador 78, que está situado en el conducto 70 de escape aguas abajo de los intercambiadores 318, 366, 368 de calor. En una realización particular, el refrigerador 368 de lubricante del generador/motor está posicionado en el mismo conducto 386a de aire de refrigeración que el interenfriador 318, con el refrigerador 366 del núcleo del motor situado en el segundo conducto 386b de aire de refrigeración. En otra realización particular, la totalidad o una parte del refrigerador 366 del núcleo del motor es posicionado en el mismo conducto 386a de aire de refrigeración que el interenfriador 318, con el refrigerador 368 de lubricante del generador/motor situado en el segundo conducto 386b de aire de refrigeración.

La Fig. 13 muestra otra configuración alternativa para la entrada de refrigeración y los intercambiadores 418, 466, 468 de calor, que puede ser usada en cualquiera de las unidades 10, 110, 210 de potencia auxiliar descritas anteriormente. Un conducto 486 de aire de refrigeración bifurcado se extiende de manera no perpendicular y en un ángulo distinto de cero con respecto al conducto 70 de escape, con una salida del conducto 486 de aire de refrigeración en comunicación de fluido con el conducto 70 de escape aguas arriba del ventilador 78. Los intercambiadores de calor son recibidos en el conducto de aire de refrigeración, con el refrigerador 466 del núcleo del motor y el refrigerador 468 del lubricante del generador/motor situados aguas arriba del interenfriador 418. En una realización particular, los intercambiadores 418, 466, 468 de calor están colocados lo más cerca posible del núcleo 12' del motor, y se minimizan el peso, el volumen y las pérdidas asociadas con la canalización del aire del ciclo, así como el lubricante y el refrigerante líquido.

En una realización particular, la disposición de los intercambiadores 166, 168, 266, 268, 318, 366, 368, 418, 466, 468 de calor situados aguas arriba del ventilador 78 permite que los intercambiadores de calor sean más pequeños, ya que el aire que circula a través de los mismos es más frío. Sin embargo, el ventilador 78 aguas abajo de los intercambiadores de calor está expuesto a un aire más caliente que un ventilador aguas arriba de los intercambiadores de calor y, por consiguiente, el requisito de energía para el ventilador 78 aguas abajo de los intercambiadores de calor puede ser mayor.

La Fig. 14 muestra una configuración alternativa para los dos compresores, que puede ser usada para reemplazar el compresor o los compresores de cualquiera de las unidades 10, 110, 210 de potencia auxiliar descritas anteriormente. El compresor 520 sobrealimentador que proporciona el aire comprimido al núcleo 12' del motor y el compresor 521 de purga que proporciona el aire comprimido a la aeronave están dispuestos en ambos lados de un único rotor 594 que, en una realización particular, está fabricado mediante forjado. El rotor 594 puede ser recibido en un eje 524 accionado por la sección de turbina. Sellos 596 de punta (por ejemplo, sellos de aire laberínticos o de aleta) con un "sumidero" de baja presión (escape) 596 por debajo de cualquiera de las presiones de suministro del impulsor (por ejemplo, al ambiente) están dispuestos en las puntas del impulsor para prevenir interferencias entre los dos compresores 520, 521, que podrían resultar en una detención prematura o una sobrecarga, cuando los dos lados están funcionando a presiones diferentes.

Las Figs. 15-16 muestran una configuración alternativa para los compresores y las turbinas, que puede ser usada para reemplazar el compresor o los compresores y las turbinas de cualquiera de las unidades 10, 110, 210 de potencia auxiliar descritas anteriormente. El compresor 620 sobrealimentador está montado en un eje 698 de turbocompresor separado con la turbina 622 de la segunda etapa (por ejemplo, presión), y en la que la turbina 626 de la primera etapa acciona el compresor 621 de purga a través de un eje 624 de la turbina y se combina con el núcleo 12' del motor a través de la caja 28 de engranajes. En una realización particular, dicha configuración permite que el turbocompresor 620 encuentre su propio punto de ajuste y posiblemente elimine la necesidad de variables en uno de los compresores 620, 621. Podría introducirse una geometría de boquilla variable (por ejemplo, paletas 699 de turbina de área variable, véase la Fig. 16) en la turbina 622 de la segunda etapa para mejorar la controlabilidad del grado de sobrecarga. En una realización particular, dicha configuración permite que la velocidad de la turbina 622 de la segunda etapa sea seleccionada independientemente de los requisitos para la turbina 626 de la primera etapa. Tal como puede verse en la Fig. 16, en una realización particular,

el eje 698 del turbocompresor es concéntrico con el eje 624 de la turbina 622 de la primera etapa, y hay provista una cámara 619 de entrada común para ambos compresores 620, 621. Se entiende que, aunque la turbina 622 de la segunda etapa se muestra como una turbina radial, de manera alternativa podría ser una turbina axial.

5 Los efectos de tamaño, la capacidad del material y las consideraciones de coste generalmente limitan la eficacia de las unidades de potencia auxiliar de los motores de turbina de gas actuales típicos. En una realización particular, la unidad 10, 110, 210 de potencia auxiliar, que incluye alguna medida de combustión de volumen constante ayudada por una sobrealimentación variable para conservar el rendimiento a gran altitud, permite un aumento de eficiencia con una complejidad mínima o una necesidad mínima de requisitos de materiales sofisticados y/o coste específico mejorado en comparación con una unidad de potencia auxiliar de motor de turbina de gas tradicional.

10 Al igual que las instalaciones de unidades de potencia auxiliar típicas, la unidad 10, 110, 210 de potencia auxiliar puede ser usada para proporcionar tanto aire a presión media para su uso en aeronaves como potencia de eje de velocidad constante para accionar un generador, por ejemplo, a velocidad síncrona para 400 Hz. La unidad 10, 110, 210 de potencia auxiliar puede ser operada para solo aire, solo potencia eléctrica o alguna combinación de ambos tipos de carga al mismo tiempo. Normalmente, la carga combinada ocurre en tierra o en operaciones a baja altitud. Durante el vuelo, a altitudes  
15 hasta el techo vuelo, típicamente se requiere que la unidad de energía auxiliar sea operativa solo para energía eléctrica, como una fuente de energía eléctrica adicional después del motor o de los motores principales. En una realización particular, la presente unidad 10, 110, 210 de potencia auxiliar incluye sobrealimentación variable para mantener la salida de potencia requerida en el aire menos denso a gran altitud.

20 En una realización particular, la unidad 10, 110, 210 de potencia auxiliar está configurada con conexiones de entrada y de escape simples (incluyendo las trayectorias principal, de carga y de gas de refrigeración) para facilitar una extracción y una sustitución rápidas comparables a las unidades de potencia auxiliares de un motor de turbina de gas tradicional.

25 Se entiende que los conjuntos de motor mostrados como unidades 10, 110, 210 de potencia auxiliar pueden estar configurados, de manera alternativa, como otros tipos de conjuntos de motor, incluyendo, pero sin limitarse a, conjuntos de motor de turbosje en los que el núcleo 12' del motor está configurado como, o está acoplado de manera accionante, a un eje de salida, y conjuntos de motor turbohélice en los que el núcleo 12' del motor está acoplado de manera accionante a una hélice.

30 La descripción anterior pretende ser solo ejemplar, y una persona con conocimientos en la materia reconocerá que pueden realizarse cambios en las realizaciones descritas sin apartarse del alcance de la invención descrita. Cada rotor mostrado puede ser un dispositivo centrífugo o axial, y puede ser reemplazado por dos o más rotores que tienen palas de flujo radiales, axiales o mixtas. Otras modificaciones adicionales incluidas dentro del alcance de la presente invención serán evidentes para las personas con conocimientos en la materia, a la luz de una revisión de la presente descripción, y se pretende que dichas modificaciones estén incluidas en las reivindicaciones adjuntas.

**REIVINDICACIONES**

1. Unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar para una aeronave, en la que la unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar comprende:
- un motor (12) de combustión interna que tiene un sistema refrigerante líquido;
  - 5 un generador (64) acoplado de manera accionante al motor (12) de combustión interna, en el que el generador (64) tiene un sistema refrigerante líquido distinto del sistema refrigerante líquido del motor (12) de combustión interna;
  - un primer intercambiador (66; 166; 266; 366; 466) de calor que tiene primeros conductos (66a) de refrigerante en comunicación de fluido con el sistema refrigerante líquido del motor (12) de combustión interna y primeros conductos (66b; 166b) de aire en una relación de intercambio de calor con los primeros conductos (66a) de refrigerante;
  - 10 un segundo intercambiador (68; 168; 268; 368; 468) de calor que tiene segundos conductos (68a) de refrigerante en comunicación de fluido con el sistema refrigerante líquido del generador (64) y segundos conductos (68b; 168b) de aire en una relación de intercambio de calor con los segundos conductos (68a) de refrigerante;
  - 15 un conducto (70) de escape en comunicación de fluido con los conductos (66b, 68b; 166b, 168b) de aire primero y segundo; y
  - un ventilador (78) recibido en el conducto (70) de escape y que puede ser girado por el motor (12) de combustión interna para dirigir un flujo de aire de refrigeración a través de los conductos (66b, 68b; 166b, 168b) de aire primero y segundo,
  - 20 caracterizado porque comprende, además
  - una sección de turbina que tiene una entrada en comunicación de fluido con una salida del motor (12) de combustión interna, en el que la sección de turbina incluye al menos una turbina (22, 26; 622, 626) combinada con el motor (12) de combustión interna.
2. Unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar según se define en la reivindicación 1, en la que el sistema refrigerante líquido del motor (12) de combustión interna es distinto de cualquier sistema de combustible y de lubricante de la unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar.
3. Unidad (10) de potencia auxiliar según se define en la reivindicación 1 o 2, que comprende además un compresor (20) que tiene una salida en comunicación de fluido con una entrada del motor (12) de combustión interna a través de un interenfriador (18), en la que el ventilador (78) está configurado para dirigir el flujo de aire de refrigeración también a través del interenfriador (18).
- 30 4. Unidad (110; 210) de potencia auxiliar según se define en la reivindicación 1 o 2, que comprende además un compresor (120) que tiene una salida en comunicación de fluido con una entrada del motor (12) de combustión interna a través de un interenfriador (118), en el que el interenfriador (118) incluye conductos de fluido en comunicación de fluido con los primeros conductos (66a) de refrigerante del primer intercambiador (166) de calor, en el que los conductos de fluido están dispuestos aguas arriba de los primeros conductos (66a) de refrigerante y aguas abajo del motor (12) de combustión interna.
- 35 5. Unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar según se define en cualquier reivindicación anterior, en la que el sistema de lubricación de la unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar está en comunicación de fluido con los segundos conductos (68a) de refrigerante del segundo intercambiador (68... 468) de calor.
- 40 6. Unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar según se define en cualquier reivindicación anterior, en la que el ventilador (78) está acoplado de manera accionante al motor (12) de combustión interna.
7. Unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar según se define en cualquier reivindicación anterior, que comprende además un conducto (186; 286) de aire de refrigeración que se extiende radialmente hacia el exterior alrededor de una circunferencia del conducto (70) de escape, en la que el conducto (186; 286) de aire de refrigeración tiene una salida en comunicación de fluido con el conducto (70) de escape y una entrada en comunicación de fluido con los conductos (66b, 68b; 166b, 168b) de aire primero y segundo, en la que cada uno de los intercambiadores (166, 168; 266, 268) de calor primero y segundo, se extiende alrededor de una parte respectiva de una circunferencia del conducto (186; 286) de aire de refrigeración.
- 45

8. Unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar según se define en cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, en la que cada uno de los intercambiadores (366, 368; 466, 468) de calor primero y segundo es recibido en un conducto (386a, 386b; 486) de aire de refrigeración respectivo en comunicación de fluido con el conducto (70) de escape.
- 5 9. Unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar según se define en cualquier reivindicación anterior, en la que el motor (12) de combustión interna es un motor rotativo Wankel que incluye un rotor (34) que tiene tres partes (36) de vértice montadas para realizar revoluciones excéntricas dentro de una cavidad interna definida en una carcasa (32), en la que la cavidad interna tiene una forma epitrocoide con dos lóbulos.
10. Procedimiento de refrigeración de un generador (64) y un motor (12) de combustión interna de una unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar para una aeronave, en el que el procedimiento comprende:
- 10 hacer circular un primer refrigerante líquido a través del motor (12) de combustión interna;
- hacer circular un segundo refrigerante líquido a través del generador (64); y
- accionar un flujo de aire de refrigeración en una relación de intercambio de calor con los refrigerantes líquidos primero y segundo usando un ventilador (78) accionado por el motor (12) de combustión interna,
- caracterizado porque:
- 15 la unidad de potencia auxiliar comprende además una sección de turbina que tiene una entrada en comunicación de fluido con una salida del motor (12) de combustión interna, en el que la sección de turbina incluye al menos una turbina (22, 26; 622, 626) combinada con el motor (12) de combustión interna.
11. Procedimiento según se define en la reivindicación 10, en el que el primer refrigerante líquido es distinto de cualquier sistema de combustible y de lubricante de la unidad (10; 110; 210) de potencia auxiliar.
- 20 12. Procedimiento según se define en la reivindicación 10 u 11, en el que el motor (12) de combustión interna es un motor rotativo Wankel que incluye un rotor (34) que tiene tres partes (36) de vértice montadas para realizar revoluciones excéntricas dentro de una cavidad interna definida en una carcasa (32), en el que la cavidad interna tiene una forma epitrocoide con dos lóbulos
- 25 13. Procedimiento según se define en la reivindicación 10, 11 o 12, en el que el ventilador es accionado por el motor de combustión interna a través de un acoplamiento mecánico entre el ventilador y el motor de combustión interna.

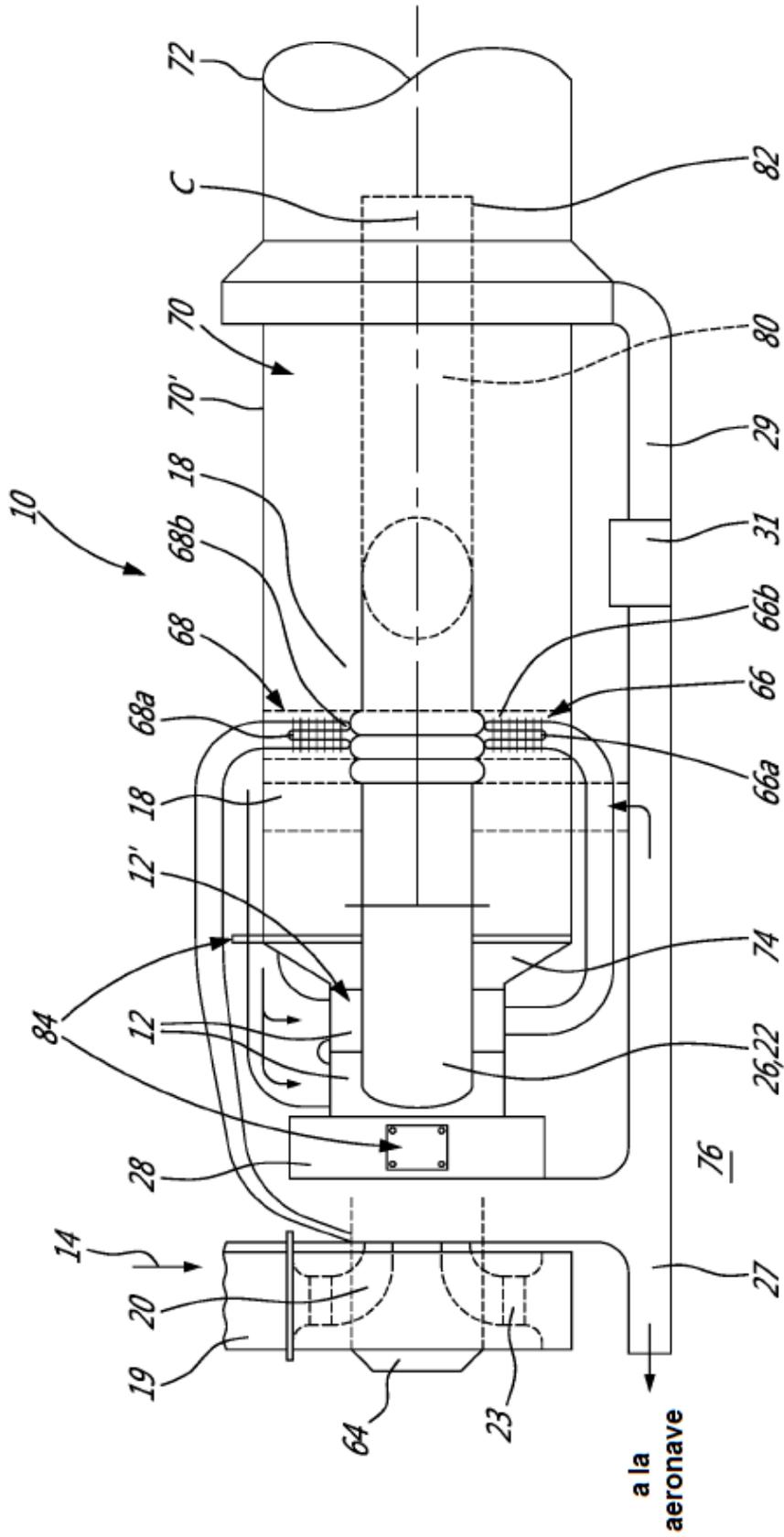


FIG. 1

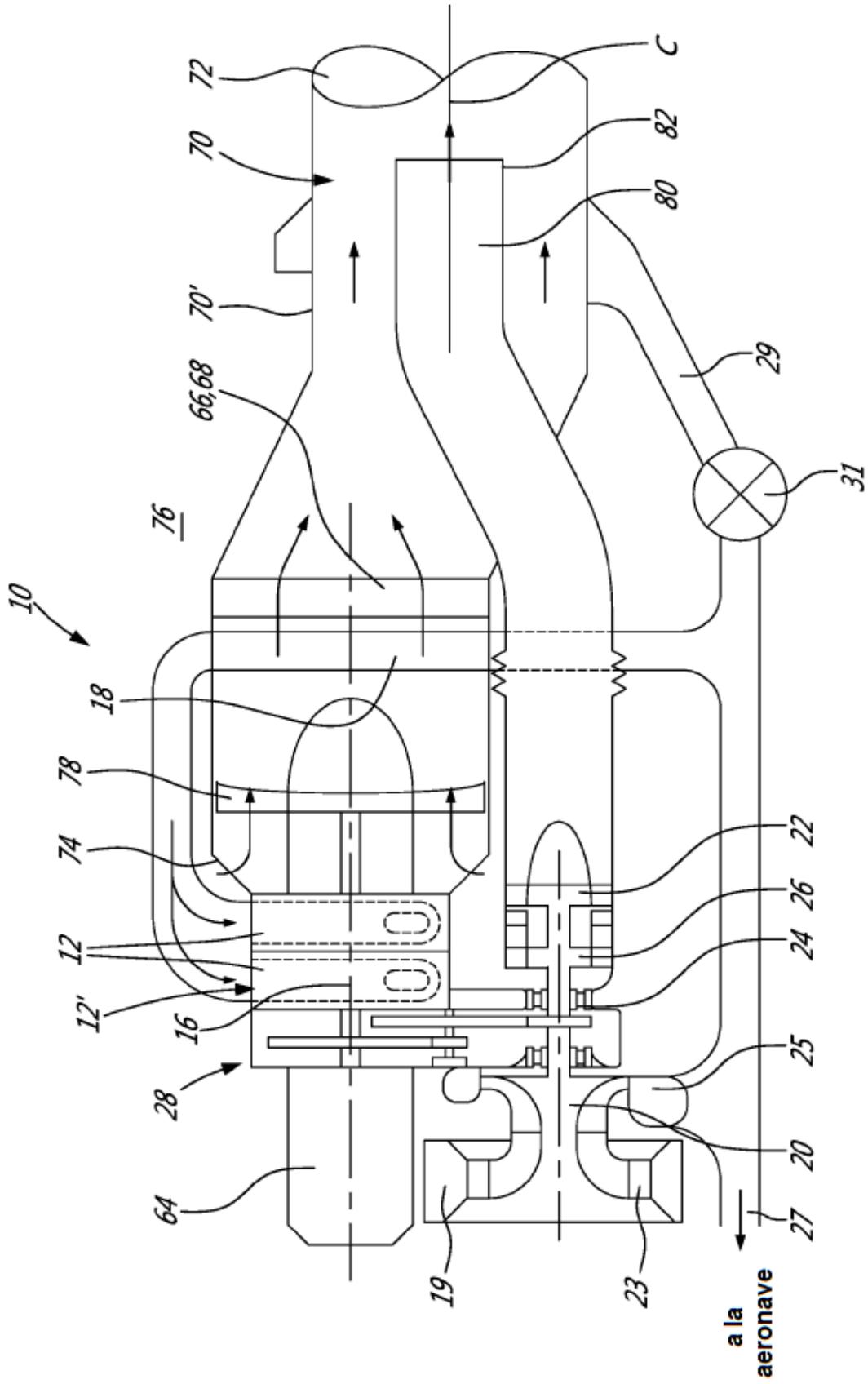
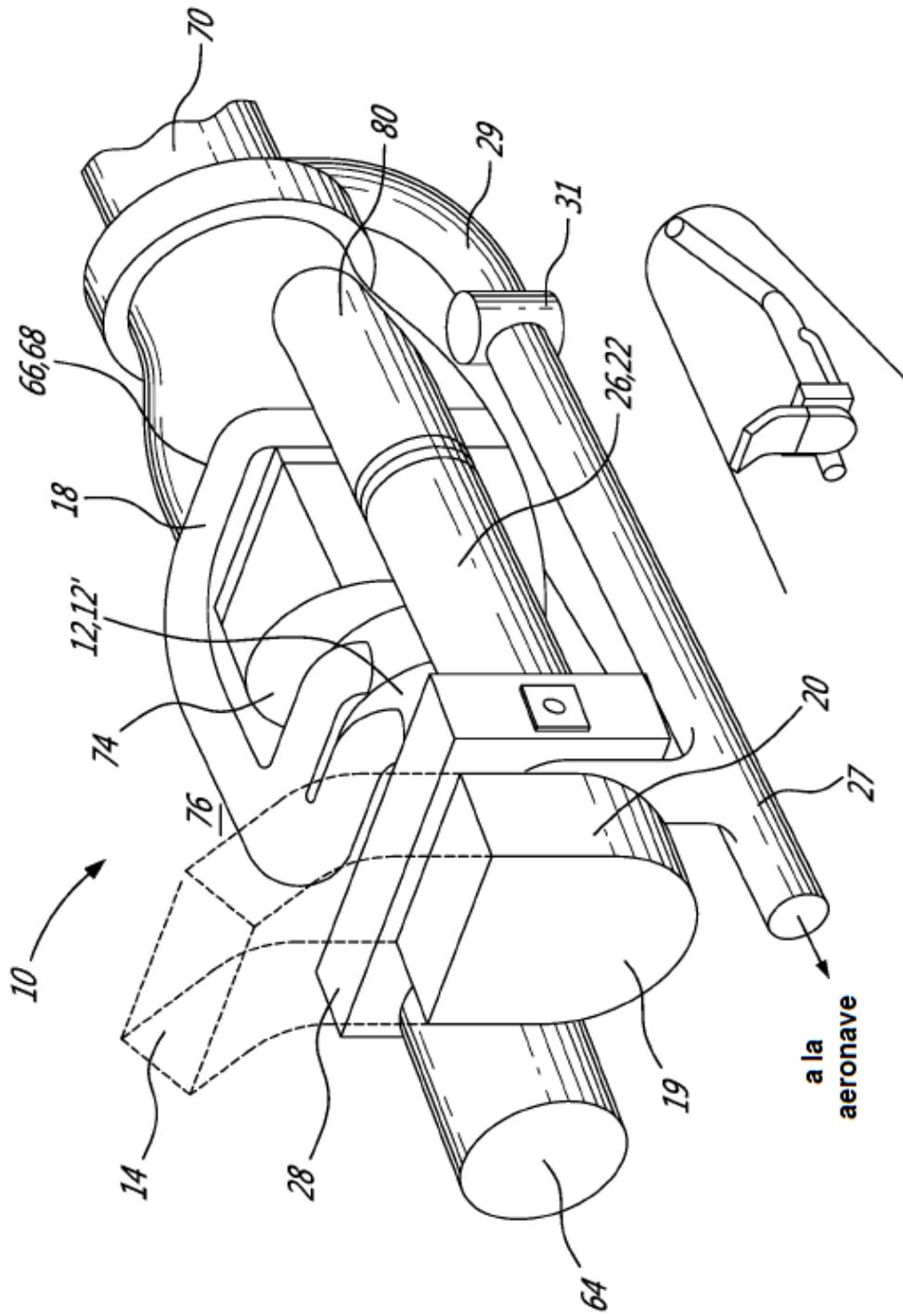


FIG. 2



**FIG. 3**

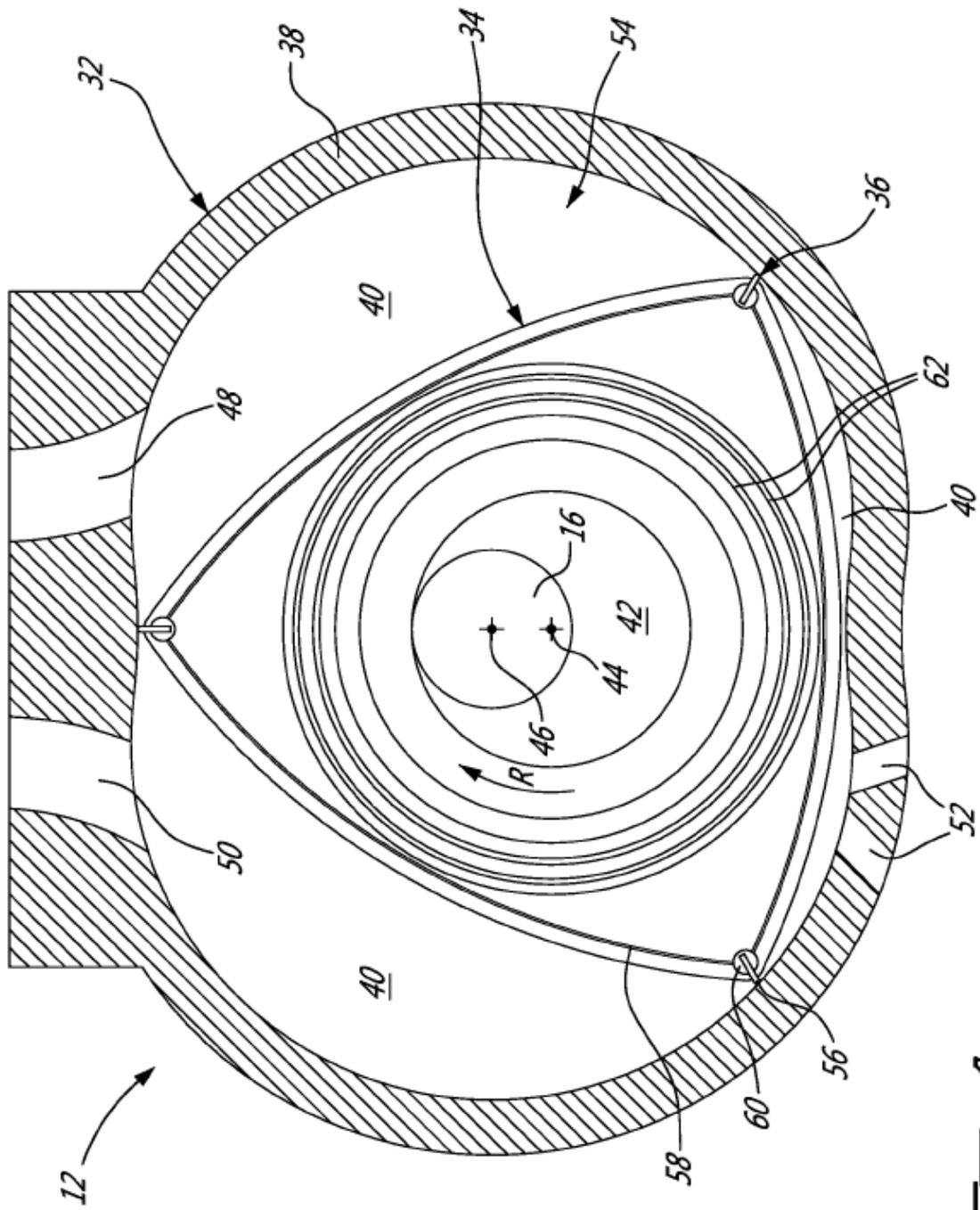
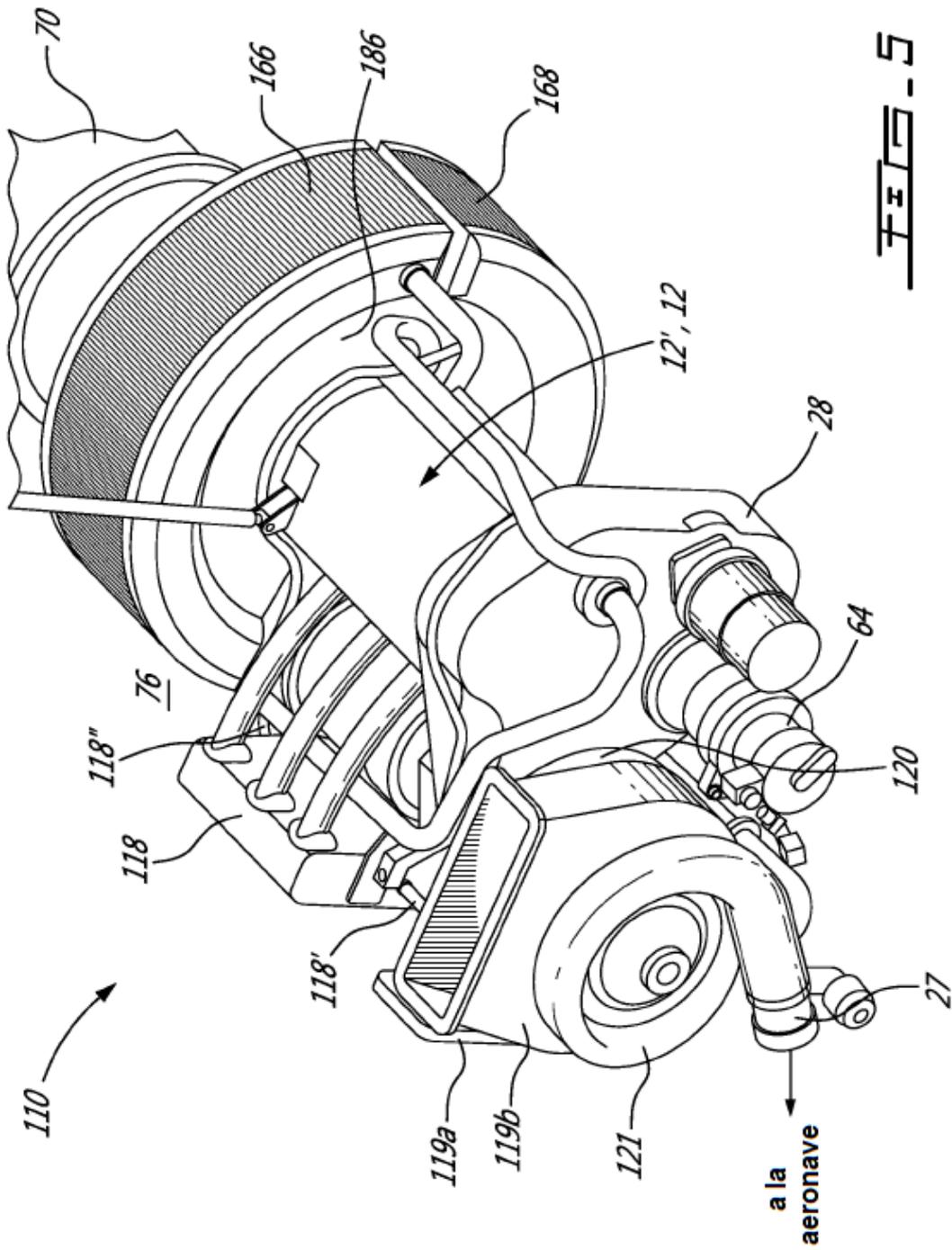


FIG. 4



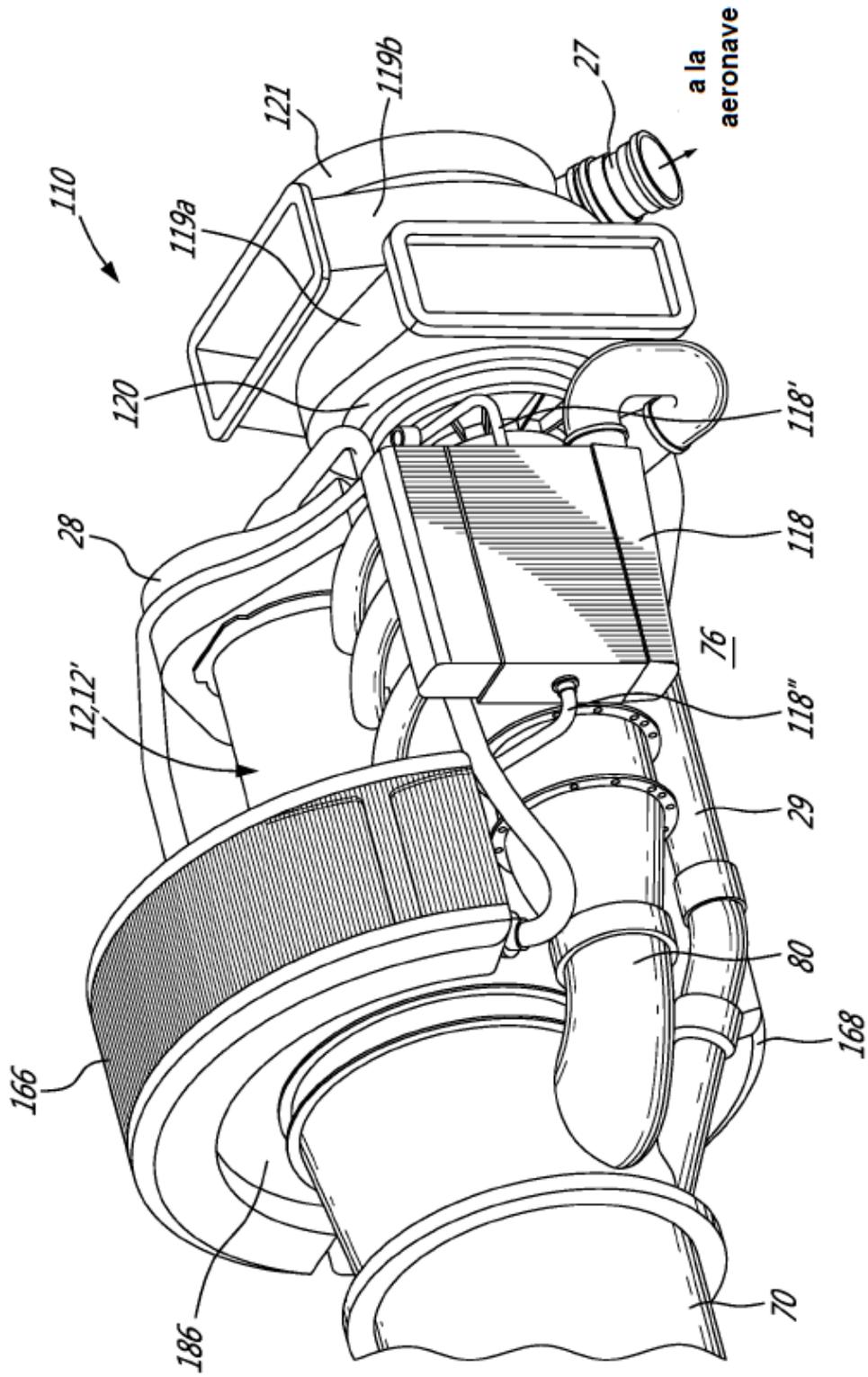


FIG. 6

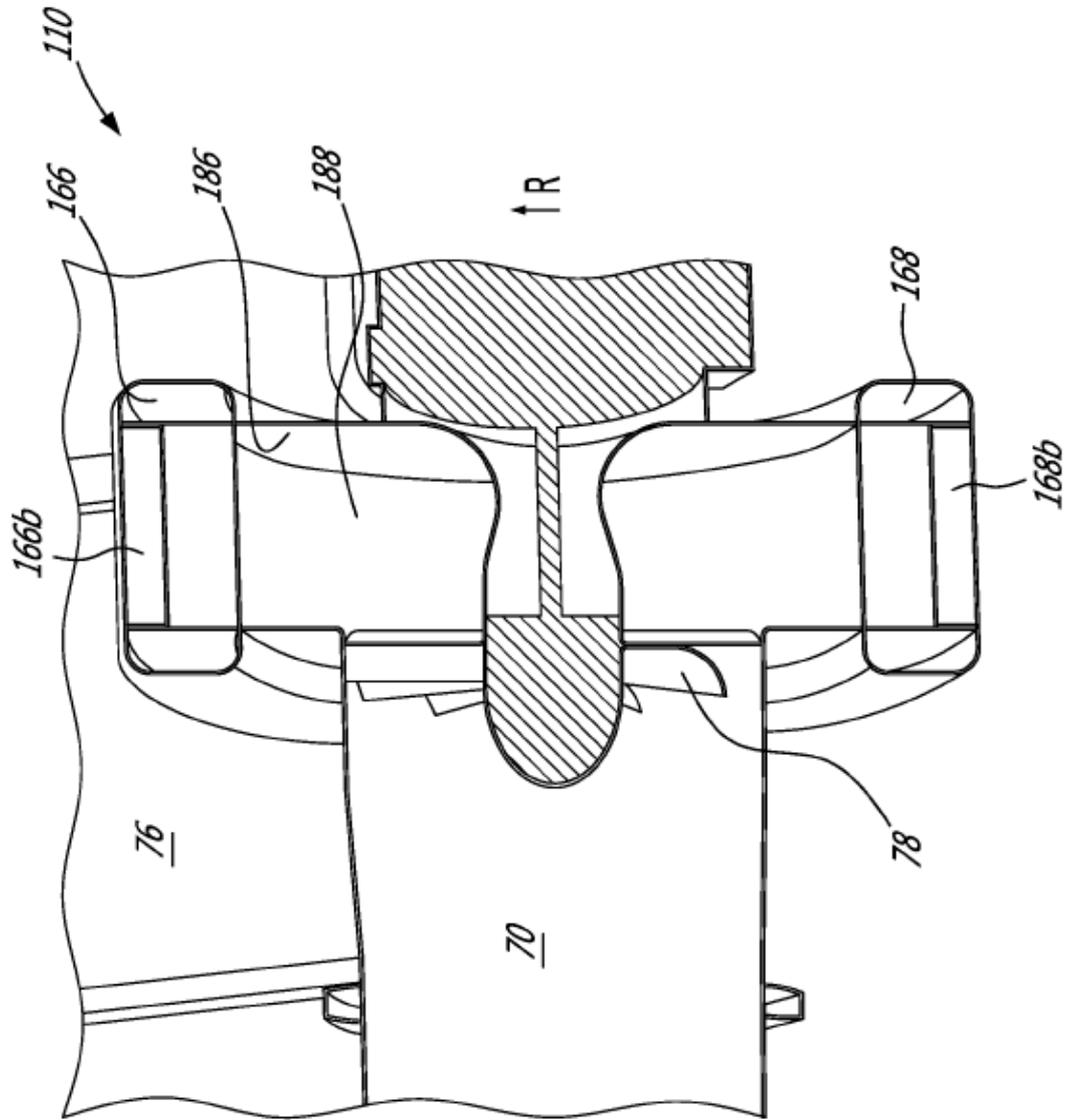
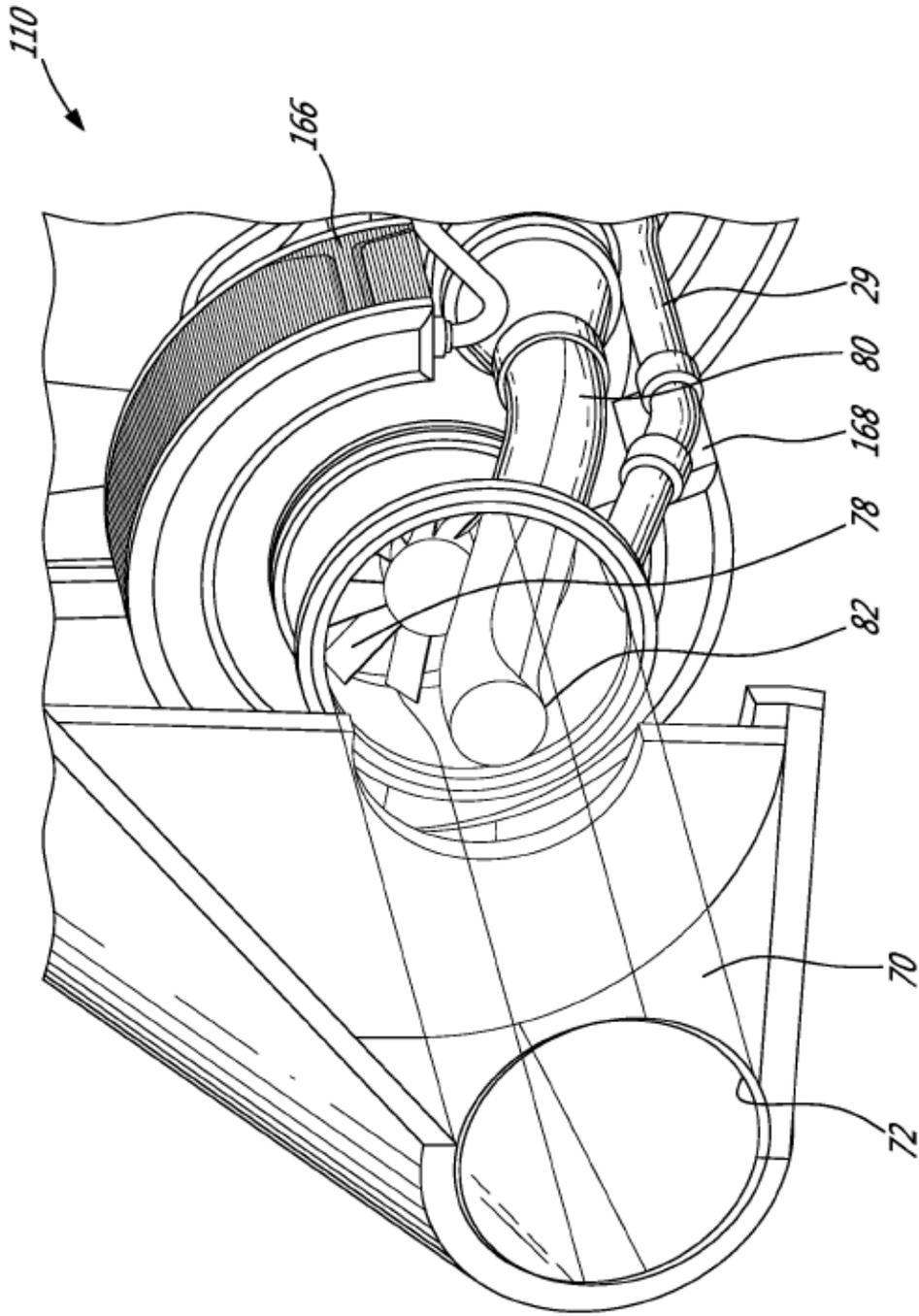


FIG. 7



五五-日

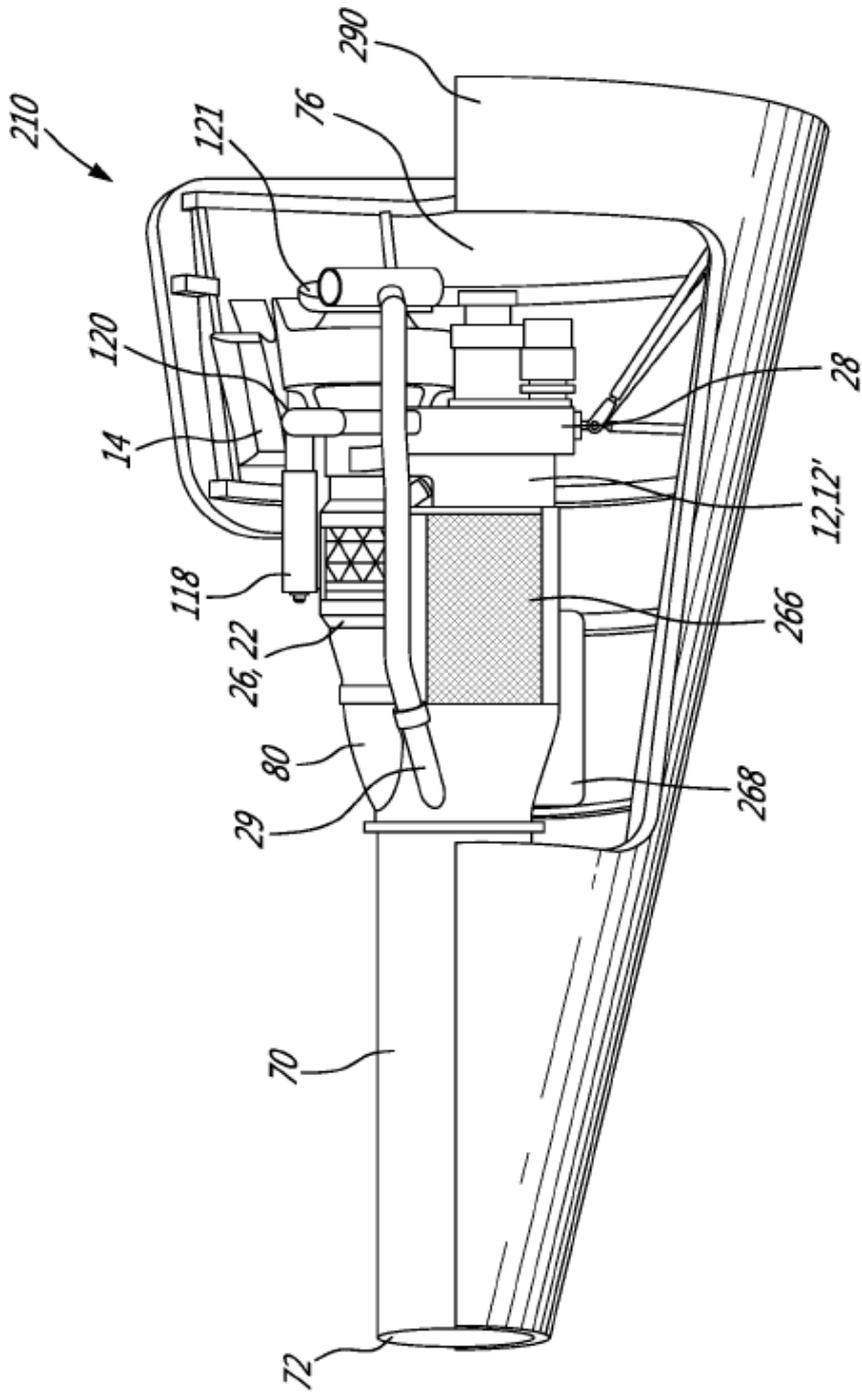


FIG. 9



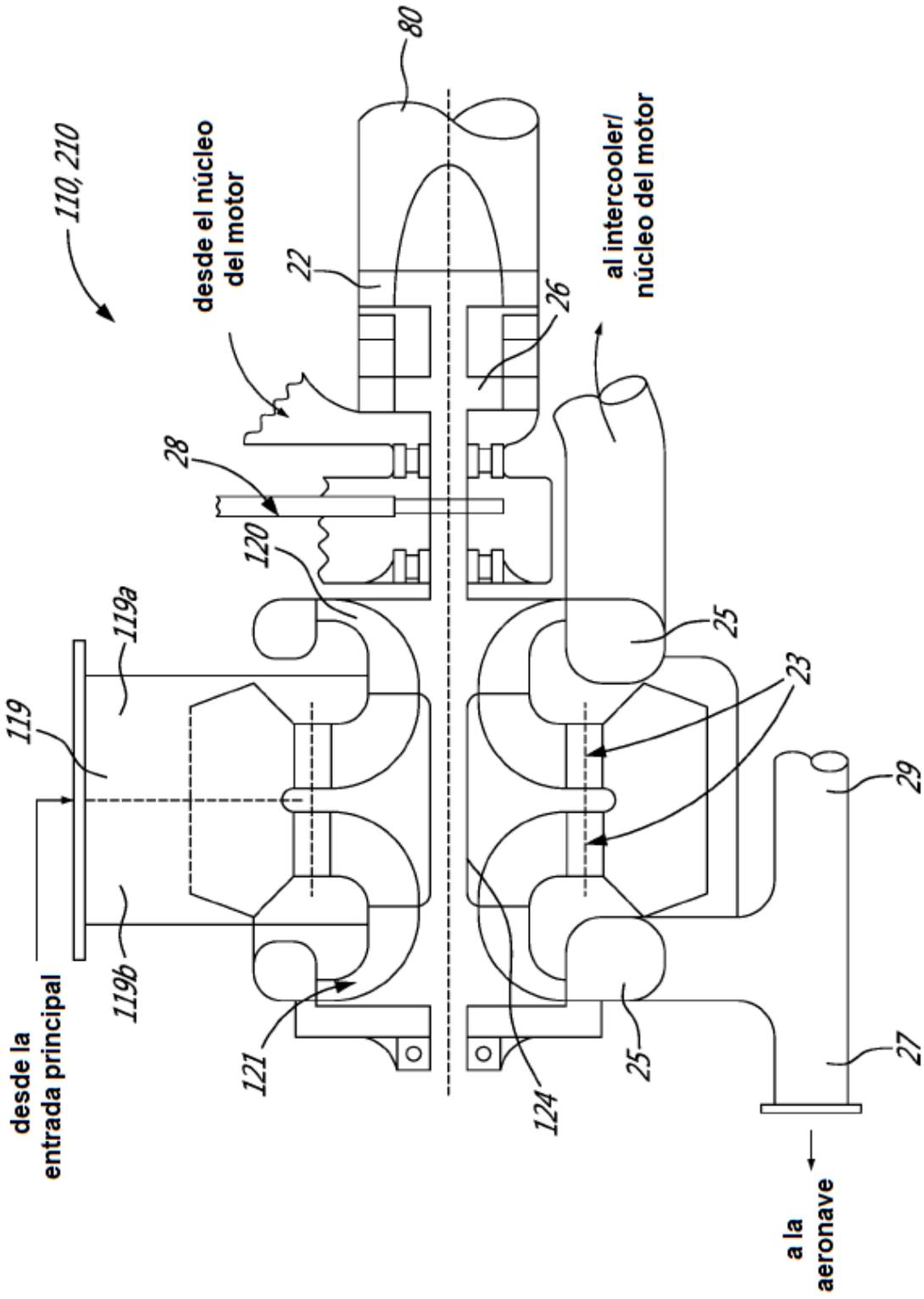
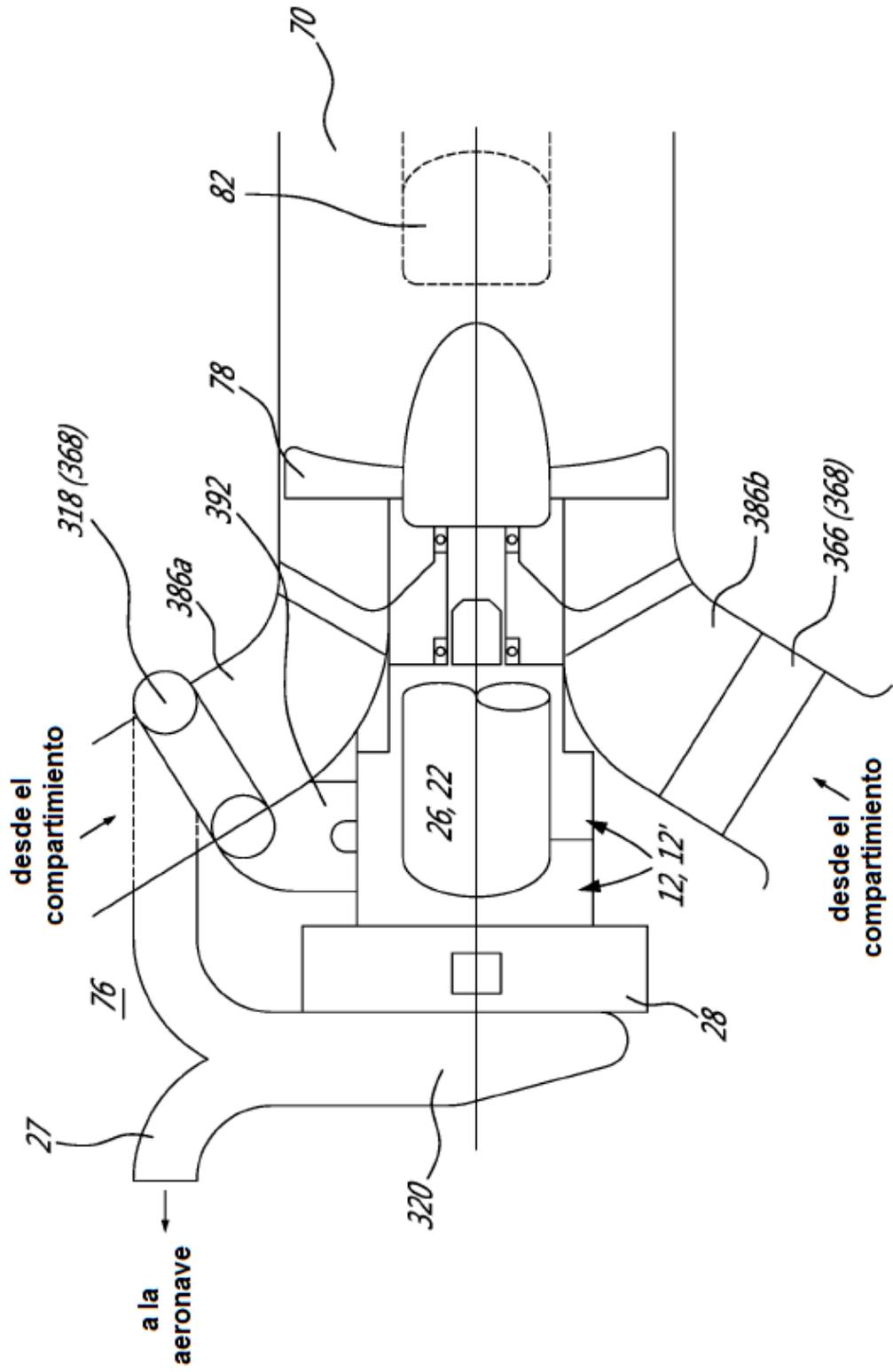


FIG - 11



FEB-12

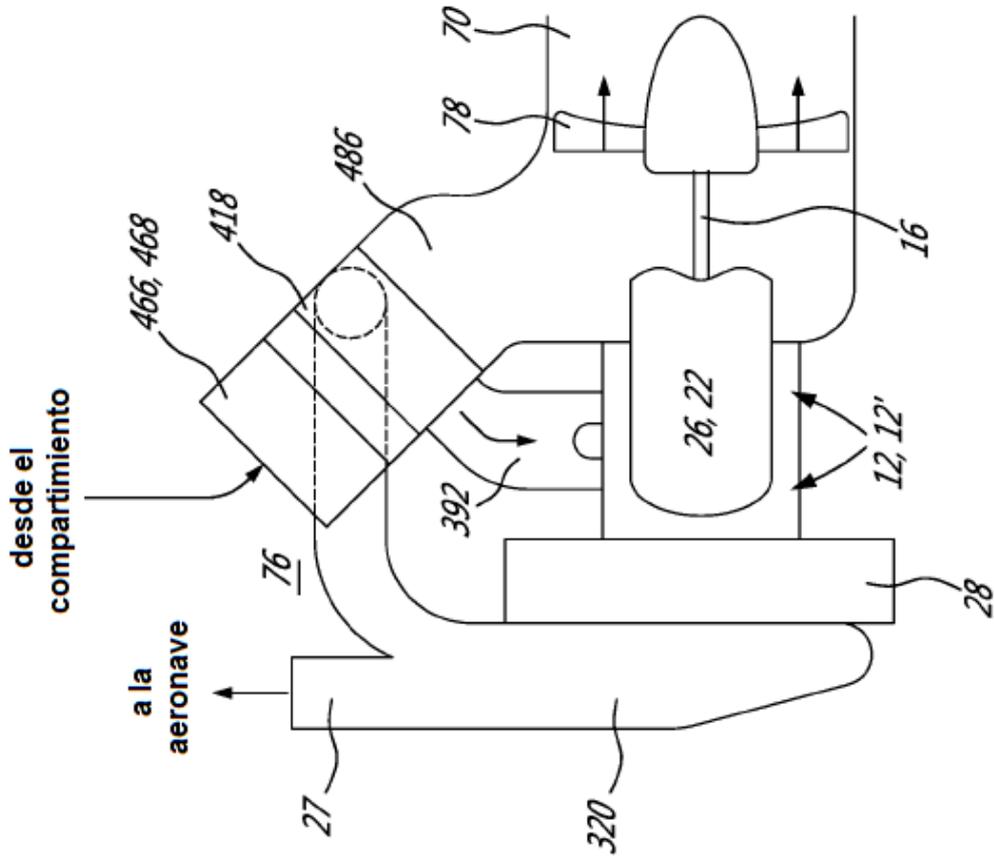


FIG. 13

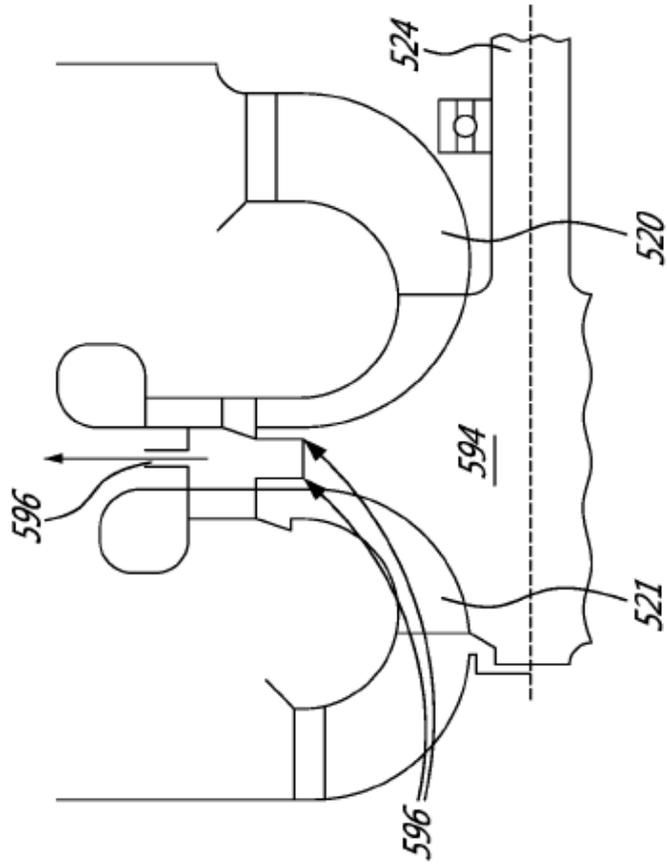


FIG. 14

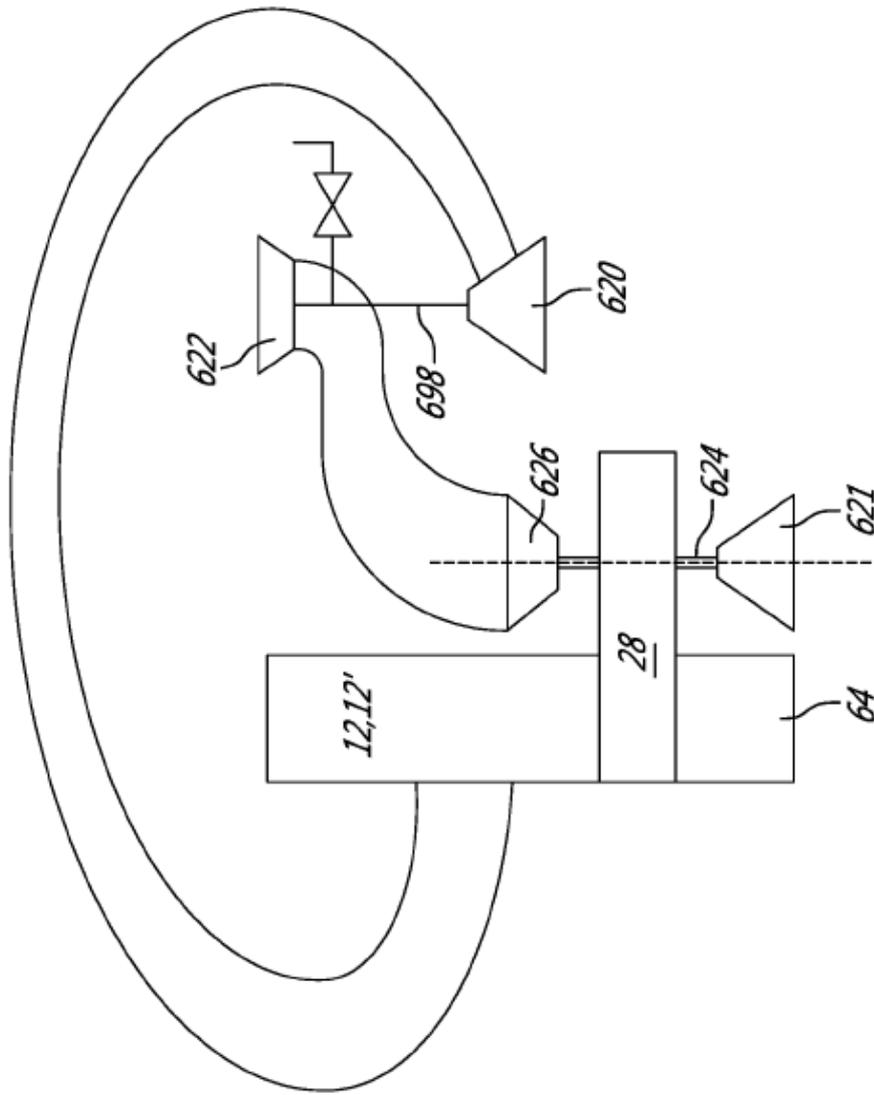


FIG. 15

