

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 723 673**

51 Int. Cl.:

F02C 6/12 (2006.01)

F02C 7/32 (2006.01)

B64D 41/00 (2006.01)

F02C 7/36 (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 16183270 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **20.02.2019 EP 3128153**

54 Título: **Unidad auxiliar de potencia con relación de velocidad variable**

30 Prioridad:

07.08.2015 US 201562202297 P

07.08.2015 US 201562202275 P

03.08.2016 US 201615227496

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

29.08.2019

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;

ULLYOTT, RICHARD y

VAN DEN ENDE, DANIEL

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 723 673 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 auxiliar de potencia con relación de velocidad variable

5 Campo técnico de la invención

En términos generales, la solicitud se refiere a conjuntos de motor compound y, más particularmente, a conjuntos de este tipo utilizados como unidades auxiliares de potencia (APU).

10 Antecedentes de la técnica

Generalmente, la potencia secundaria de aeronaves en vuelo se proporciona por medio de un motor principal (motor primario), por ejemplo, al extraer aire de sangrado de los compresores del motor principal y al extraer potencia en el eje del árbol del motor principal para accionar generadores y bombas hidráulicas. El aire de sangrado se utiliza normalmente para presurización de cabina y/o deshielo. La potencia en el eje se utiliza normalmente para generación eléctrica e hidráulica. La extracción de potencia secundaria del motor principal, particularmente cuando se obtiene en condiciones de rendimiento térmico reducido, por ejemplo, durante una carga parcial, puede representar una porción significativa de consumo de combustible.

Las unidades auxiliares de potencia de motor de turbina de gas tradicional (es decir, que incluyen un núcleo de motor con un combustor) tienen normalmente un rendimiento térmico que es muy inferior al del motor principal a gran potencia, y se optimizan para generar potencia secundaria mientras está en tierra. Por lo tanto, la potencia secundaria generada por unidades auxiliares de potencia de motor de turbina de gas de este tipo durante el vuelo aumentaría el consumo de combustible, requiriendo así que el motor principal genere la potencia secundaria durante el vuelo.

El documento EP 1990517 A2 describe una unidad auxiliar de potencia de la técnica anterior tal como se expone en el preámbulo de la reivindicación 1.

30 Resumen de la invención

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

35 Descripción de las figuras

Ahora se hace referencia a las figuras que acompañan en las que:

la Figura 1 es una vista esquemática de una unidad auxiliar de potencia según una realización particular;

la Figura 2 es una vista esquemática en sección transversal de un motor rotativo que se puede utilizar en el conjunto de motor de la Figura 1;

la Figura 3 es una vista esquemática de una unidad auxiliar de potencia según otra realización particular;

la Figura 4 es una vista esquemática de una unidad auxiliar de potencia según otra realización particular;

la Figura 5 es una vista esquemática de una unidad auxiliar de potencia según otra realización particular;

la Figura 6 es una vista esquemática en sección transversal de una unidad auxiliar de potencia que muestra secciones de compresor y de turbina según otra realización particular que se pueden utilizar de manera alternativa en cualquiera de las unidades auxiliares de potencia anteriores;

la Figura 7 es una vista esquemática en sección transversal de una sección de compresor según otra realización particular que se puede utilizar de manera alternativa en cualquiera de las unidades auxiliares de potencia anteriores;

la Figura 8 es un diagrama de una configuración de compresor y turbina según otra realización particular que se puede utilizar de manera alternativa en cualquiera de las unidades auxiliares de potencia anteriores;

la Figura 9 es una vista esquemática en sección transversal de la configuración de compresor y turbina de la Figura 8; y

la Figura 10 es un diagrama de un sistema para integrar una unidad auxiliar de potencia tal como cualquiera de las unidades auxiliares de potencia anteriores para su uso en vuelo a tiempo parcial, según una realización particular.

65 Descripción detallada

La presente descripción incluye unidades auxiliares de potencia de conjunto de motor compound para proporcionar potencia neumática y/o eléctrica suplementaria en tierra o en vuelo para aplicaciones de unidades auxiliares de potencia aerotransportadas. 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 y funcionar de una manera más eficaz, con propiedades de potencia/peso y potencia/volumen que cumplen los requisitos para aplicación aerotransportada. También es posible la aplicación a unidades de potencia de tierra fijas o móviles.

En una realización particular, la unidad auxiliar de potencia se configura para que sea capaz de proporcionar operación en vuelo a tiempo parcial y a tiempo completo. Por lo tanto, la unidad auxiliar de potencia puede tener una variedad aumentada de salidas para adaptarse al uso en tierra y en vuelo, en comparación con una unidad auxiliar de potencia de motor de turbina de gas.

Con referencia a la Figura 1, generalmente, se muestra una unidad auxiliar de potencia 10 según una realización particular. La unidad auxiliar de potencia 10 incluye un núcleo de motor 12' que incluye uno o más motores de combustión interna intermitente 12 acoplados a un árbol común 16. El(los) motor(es) de combustión interna intermitente 12 es/son motor(es) de combustión interna rotativo(s), por ejemplo, el(los) motor(es) Wankel.

Con referencia a la Figura 2, se muestra un ejemplo de un motor Wankel que se puede utilizar en el núcleo de motor 12'. Se entiende que la configuración del(los) motor(es) 12, por ejemplo, disposición de las lumbreras, números y disposición de las juntas de estanqueidad, etc., puede variar con respecto a la mostrada en la realización. El motor 12 comprende un alojamiento 32 que define una cavidad de rotor que tiene un perfil que define dos lóbulos, que es preferentemente un epitrocoide. Dentro de la cavidad de rotor, se recibe un rotor 34. El rotor define tres porciones de vértice espaciadas circunferencialmente 36, y un perfil generalmente triangular con lados arqueados hacia fuera. Las porciones de vértice 36 están acopladas de manera estanca a la superficie interior de una pared periférica 38 del alojamiento 32 para formar y separar tres cámaras de trabajo 40 de volumen variable entre el rotor 34 y el alojamiento 32. La pared periférica 38 se extiende entre dos paredes de extremo espaciadas axialmente 54 para rodear la cavidad de rotor.

El rotor 34 está acoplado a una porción excéntrica 42 de un árbol de transmisión 16 para realizar revoluciones orbitales en la cavidad de rotor. El árbol de salida 16 realiza tres rotaciones por cada revolución orbital del rotor 34. El eje geométrico 44 del rotor 34 está desplazado y es paralelo al eje 46 del alojamiento 32. 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.

Una lumbrera de admisión 48 se proporciona a través de la pared periférica 38 para admitir aire comprimido en una de las cámaras de trabajo 40. Una lumbrera de escape 50 se proporciona también a través de la pared periférica 38 para descargar los gases de escape de las cámaras de trabajo 40. Los pasajes 52 para una bujía de encendido, bujía de precalentamiento u otro sistema de ignición, al igual que para uno o más inyectores de combustible de un sistema de inyección de combustible (no mostrado) se proporcionan también a través de la pared periférica 38. De manera alternativa, la lumbrera de admisión 48, la lumbrera de escape 50 y/o los pasajes 52 se pueden proporcionar a través de una pared lateral o de extremo 54 del alojamiento. Una subcámara (no mostrada) se puede proporcionar en comunicación con las cámaras 40, para piloto o inyección previa de combustible para combustión.

Para operación eficaz, las cámaras de trabajo 40 se sellan por medio de juntas de estanqueidad de vértice o periféricas accionadas por resorte 56 que se extienden desde el rotor 34 para acoplarse a la superficie interior de la pared periférica 38, a las juntas de estanqueidad de gas o frontales accionadas por resorte 58 y a las juntas de estanqueidad de esquina o extremo 60 que se extienden desde el rotor 34 para acoplarse a la superficie interior de las paredes de extremo 54. El rotor 34 incluye también al menos un anillo de estanqueidad de aceite accionado por resorte 62 inclinado contra la superficie interior de la pared de extremo 54 alrededor del cojinete para el rotor 34 en la porción excéntrica del árbol 42.

El(los) inyector(es) de combustible del motor 12, que en una realización particular son inyectores de combustible de conducto común, se comunican con una fuente de combustible pesado (por ejemplo, diésel, queroseno (combustible para reactores), biocombustible equivalente), y suministra el combustible pesado al motor 12 de tal manera que la cámara de combustión se estratifica con una mezcla rica de combustible-aire cerca de la fuente de ignición y una mezcla más pobre en otras partes.

Con referencia de nuevo a la Figura 1, la unidad auxiliar de potencia 10 incluye un compresor sobrealimentador 20 que comprime el aire para alimentarlo al núcleo de motor 12'. El aire del entorno de la aeronave entra en una cámara de admisión 19 de la entrada principal 14 de la unidad auxiliar de potencia 10. Esta cámara de admisión 19 alimenta el compresor 20 de modo que una entrada del compresor 20 está en comunicación fluida con el entorno de la aeronave. Opcionalmente, el compresor 20 tiene unos álabes de guía de entrada variable 23 para controlar el flujo y/o un difusor variable 25. En una realización particular, el difusor variable 25 proporciona un modo de presión alta de flujo bajo si el compresor 20 se utiliza para proporcionar aire a la aeronave cuando el núcleo de motor 12' está apagado.

La salida del compresor 20 está en comunicación fluida con la entrada del núcleo de motor 12', en una realización particular, a través de un intercambiador de calor 66: el compresor 20 suministra así aire a través del intercambiador de calor 66 que define un refrigerador intermedio y a la entrada del núcleo de motor 12', por ejemplo, a la lumbrera de admisión 48 de cada motor rotativo 12. En una realización particular, el compresor 20 se ubica próximo al refrigerador intermedio 66 para pérdida de conducto y peso mínimos. En la realización mostrada, el refrigerador intermedio 66 se recibe en un conducto de aire de refrigeración 68 que recibe aire, por ejemplo, de un compartimento 76 de la unidad auxiliar de potencia 10, de modo que el aire de refrigeración circula a través del refrigerador intermedio 66 en relación de intercambio de calor con el aire comprimido alimentado al núcleo de motor 12'. De manera alternativa, el refrigerador intermedio 66 se puede enfriar a través de un enlace de fluido intermedio a un refrigerador de motor principal 70 a través del cual se circula el refrigerante utilizado del núcleo de motor 12'. El aire comprimido enfriado se suministra al núcleo 12', por ejemplo, a una temperatura de 250°F (121°C) o menos para un núcleo de motor 12' que incluye motor(es) rotativo(s) 12.

En la realización mostrada, el compresor sobrealimentador 20 proporciona también aire de sangrado a la aeronave. El aire para el sistema de la aeronave se purga antes del refrigerador intermedio 66, por ejemplo, a través de un conducto de aire de sangrado 72 tal como se muestra. En una realización particular, una válvula de cierre (no mostrada) se proporciona aguas arriba del refrigerador intermedio 66.

En el núcleo de motor 12', el aire se mezcla con el combustible y se combustiona para proporcionar potencia y una cantidad residual de gas de escape de 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 del núcleo de motor 12' se expanden en la sección de turbina. La sección de turbina tiene una o más turbinas 26, 22 compuestas con el núcleo de motor 12'. En una realización particular, la sección de turbina incluye una primera turbina de etapa 26 que tiene una salida en comunicación fluida con una entrada de una segunda turbina de etapa 22, con las turbinas 26, 22 que tienen diferentes relaciones de reacción entre sí.

El grado de reacción de una turbina se puede determinar utilizando la relación de reacción basada en temperatura (ecuación 1) o la relación de reacción basada en presión (ecuación 2) que normalmente son similares entre sí en valor para una misma turbina, y que caracterizan la turbina con respecto a las turbinas de "impulso puro" o "reacción de impulso":

$$(1) \text{ Reacción } (T) = \frac{(t_{s3} - t_{s5})}{(t_{s0} - t_{s5})}$$

$$(2) \text{ Reacción } (P) = \frac{(P_{s3} - P_{s5})}{(P_{s0} - P_{s5})}$$

donde T es temperatura y P es presión, s se refiere a una lumbrera estática, y los números se refieren a la ubicación en la que se mide la temperatura o presión: 0 para la entrada de un álabe de turbina (estátor), 3 para la entrada de la pala de turbina (rotor) y 5 para la salida de la pala de 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 primera turbina de etapa 26 se configura para aprovechar la energía cinética del flujo pulsatorio que sale del núcleo de motor(es) 12 mientras se estabiliza el flujo y la segunda turbina de etapa 22 se configura para extraer energía de la presión remanente en el flujo. Por consiguiente, en una realización particular, la primera turbina de etapa 26 tiene una relación de reacción menor (es decir, un valor menor) que la de la segunda turbina de etapa 22. En una realización particular, la primera turbina de etapa 26 tiene una relación de reacción de 0,25 o menos (basada en temperatura o presión) o de 0,2 o menos (basada en temperatura o presión), y la segunda turbina de etapa 22 tiene una relación de reacción superior a 0,25 (basada en temperatura o presión) y/o una turbina de reacción de presión media. También son posibles otros valores.

El compresor 20 se puede accionar por una o más de las turbinas 26, 22, y/o el núcleo del motor 12; en la realización mostrada, las primeras y segundas turbinas de etapa 26, 22 y el compresor 20 se acoplan al mismo árbol 24, es decir, el(los) rotor(es) del compresor 20, la primera turbina de etapa 26 y la segunda turbina de etapa 22 se conectan al primer árbol de compresor 24.

En la realización mostrada, las primeras y segundas turbinas de etapa 26, 22 están compuestas ambas con el núcleo de motor 12' al tener los árboles de compresor y de motor 24, 26 acoplados a través de una transmisión 28 que define dos (o más) relaciones de velocidad entre el árbol de compresor 24 y el árbol de motor 16, que en una realización particular proporciona un intervalo velocidad alta y de presión alta para operación de altitud y un intervalo de velocidad baja para uso en tierra y a baja altitud. Un acoplamiento de accionamiento entre el árbol de compresor 24 y el árbol de motor 16 es configurable para proporcionar así al menos dos relaciones de velocidad alternativas entre los árboles 24, 16.

- 5 En la realización mostrada, el acoplamiento de accionamiento de la transmisión 28 se configura para proporcionar dos relaciones de velocidad alternativas, diferentes y discretas entre el árbol de compresor 24 y el árbol de motor 16, a través de una etapa de engranaje tipo epicíclica 30 con un freno/embrague de fricción y bloqueo 29 para permitir la operación de dos relaciones de velocidad. Dependiendo del diseño particular de la transmisión 28, la unidad auxiliar de potencia 10 podría desplazarse por ciclos a través de una condición de potencia de transmisión baja y efectuar el bloqueo desbloqueo, o la transmisión 28 podría requerir que la unidad auxiliar de potencia 10 se apague para cambiar la relación de velocidad y reiniciarla después de desplazar la transmisión 28 a la relación de velocidad diferente.
- 10 El refrigerador líquido de motor principal 70, el refrigerador intermedio 66, y un refrigerador de aceite de motor 71 se montan cerca del núcleo de motor 12', por ejemplo, en el conducto de aire de refrigeración 68 en una estructura fijada al núcleo de motor 12', los refrigeradores 66, 70, 71 se pueden montar en serie o en paralelo. Un ventilador 74 se ubica en un conducto de escape 78 en comunicación fluida con y aguas abajo del conducto de aire de refrigeración 68 para accionar ("sacar") flujo de aire del compartimento de motor 76 a través del conducto de aire de refrigeración 68 y los refrigeradores 66, 70, 71 y dentro del conducto de escape 78, donde el escape de las turbinas 26, 22 se descarga también aguas abajo del ventilador 74. En la realización mostrada, el ventilador 74 se acciona mecánicamente por medio del núcleo de motor 12', por ejemplo, a través de un acoplamiento directo al árbol de motor 16 de tal manera que roten a la misma velocidad. De manera alternativa, el ventilador 74 se puede accionar a través de una transmisión (tanto a través de la transmisión 28 como de una transmisión separada), o se puede accionar de manera eléctrica o hidráulica por medio de un motor que obtiene potencia directa o indirectamente del núcleo de motor 12'.
- 15
- 20 En una realización particular, un generador de aeronave 64 se acciona directamente por medio del núcleo de motor 12', por ejemplo, el núcleo de motor 12' incluye un(os) motor(es) rotativo(s) 12 y con el árbol de motor 16 rotando a 8000 rpm. De manera alternativa, el generador de aeronave 64 se puede accionar a través de una transmisión 28, que puede hacer más compacto el generador 64. El generador 64 puede ser un generador de velocidad variable, que permite cambiar la velocidad de rotación del núcleo de motor 12' en correspondencia con las diferentes cargas requeridas.
- 25
- 30 La Figura 3 muestra una unidad auxiliar de potencia 110 según otra realización, donde elementos similares a los de la realización de la Figura 1 se identifican con los mismos números de referencia y no se describirán con más detalle en este documento.
- 35 En esta realización, la transmisión 128 entre el árbol de compresor 24 y el árbol de motor 16 es una transmisión continuamente variable y, por consiguiente, el acoplamiento de accionamiento entre el árbol de compresor 24 y el árbol de motor 16 se configura para proporcionar una pluralidad de diferentes relaciones de velocidad entre los árboles 24, 16. En una realización particular, una configuración de este tipo proporciona una mejor capacidad de optimización que la de la realización de la Figura 1. En una realización particular, la transmisión continuamente variable 128 está en un área de velocidad baja de la caja de engranajes asociada con el motor (por ejemplo, 8000 rpm para un núcleo de motor rotativo) y en una configuración donde la división de trabajo del núcleo/turbina de motor minimiza la potencia que se va a transmitir por medio de la transmisión continuamente variable por razones de eficacia, generación de calor y peso.
- 40
- 45 La Figura 4 muestra una unidad auxiliar de potencia 210 según otra realización, donde los elementos similares a los de la realización de la Figura 1 se identifican con los mismos números de referencia y no se describirán con más detalle en este documento.
- 50 En esta realización, el árbol de motor 16 se acopla también a un motor/generador de transferencia 280 (por ejemplo, motor/generador de alta velocidad), que puede transferir potencia lejos del árbol de motor 16 o, temporalmente, al árbol de motor 16 según sea necesario. Este puede servir como estárter. De manera alternativa, esta funcionalidad de transferencia de potencia se puede integrar con el generador de aeronave 64. Sin embargo, en una realización particular, los motores/generadores 64, 280 separados permiten una segregación del sistema y tolerancia al fallo mejoradas. En la realización mostrada, se omite la transmisión. De manera alternativa, se puede proporcionar una transmisión entre el núcleo del motor y el motor/generador de transferencia 280.
- 55
- 60 Otro generador/motor 282 (por ejemplo, generador/motor sin escobillas de alta velocidad) se proporciona en el árbol de compresor 24, y se proporciona un enlace eléctrico entre el generador/motor de núcleo de motor 280 y el generador/motor de compresor 282, por ejemplo, a través de una unidad de control de motor/generador bidireccional 284. El enlace eléctrico es bidireccional, lo que significa que se puede adaptar para transferir potencia del árbol de motor 16 al árbol de compresor 24 y viceversa, de modo que el excedente de potencia del árbol compresor 24 se puede transferir al árbol de motor 16 cuando sea apropiado. El acoplamiento de accionamiento entre el árbol de motor 16 y el árbol de compresor 24 se proporciona por consiguiente por medio del generador/motor de núcleo de motor 280, el motor/generador de compresor 282 y el enlace eléctrico entre ellos, y la transferencia de potencia a través del enlace eléctrico permite una variación en la relación de velocidad entre el árbol de compresor 24 y el árbol de motor 16, según se requiera.
- 65

La Figura 5 muestra una unidad auxiliar de potencia 310 según otra realización, donde los elementos similares a los de la realización de la Figura 1 se identifican con los mismos números de referencia y no se describirán con más detalle en este documento.

5 En esta realización, los compresores 320a, 320b separados se proporcionan para modos de tierra y de vuelo, con ambos compresores 320a, 320b en comunicación con el conducto de aire de sangrado 72 y con la entrada del núcleo de motor 12'. El compresor de modo de tierra 320b se diseña para moderar la relación de presión y el compresor de modo de vuelo 320a se diseña para requisitos de gran altitud. El árbol de motor 16 se acopla de manera accionante al árbol de turbina 327, al que se conectan los rotores de las turbinas 26, 22, a través de la transmisión 328, por ejemplo, con una relación de velocidad fija entre ellos. Cada compresor 320a, 320b se proporciona en un árbol de compresor rotativo independientemente 324a, 324b. Cada árbol de compresor 324a, 324b es acoplable de manera selectiva al árbol de turbina 327 (y, por consiguiente, al árbol de motor 16) a través de un sistema de embrague 329, por ejemplo, incluido como parte de la transmisión 328. El sistema de embrague 329, a través de un acoplamiento selectivo de uno de los árboles de compresor 324a, 324b al árbol de turbina 327, permite la selección del compresor 320a, 320b apropiado para accionarlo, por ejemplo, basado en una entrada de los sistemas de control de la aeronave que indican el estado de la aeronave. Por consiguiente, en este caso, cada compresor 320a, 320b varía su relación de velocidad con respecto al árbol de motor 16 a través de acoplamiento y desacoplamiento del sistema de embrague 329.

20 Cuando los requisitos de flujo-presión del núcleo de motor 12' y de la aeronave no se pueden conciliar de manera eficaz a un único compresor, un compresor de carga adicional se puede proporcionar para proporcionar el aire de sangrado para la aeronave, de modo que la salida de este compresor de carga se comunica con el conducto de aire de sangrado sin comunicarse con la entrada del núcleo de motor 12', y la salida del compresor sobrealimentador se comunica con la entrada del núcleo de motor 12' sin comunicarse con el conducto de aire de sangrado. Uno de los dos compresores se puede accionar sin operación de velocidad variable (por ejemplo, a través de un acoplamiento engranado al árbol de motor 16) mientras que el otro compresor puede tener capacidad de velocidad variable con respecto al núcleo de motor, que incluye, pero no se limita a, tal como se muestra en las realizaciones de las Figuras 1 y 3-5. De manera alternativa, ambos compresores pueden tener capacidad de velocidad variable con respecto al árbol de motor 16, que incluye, pero no se limita a, tal como se muestra en las realizaciones de las Figuras 1 y 3-5.

30 Con referencia a la Figura 6, se muestra una realización particular para los compresores sobrealimentadores y de carga separados. En esta realización, el compresor sobrealimentador 420 que proporciona el aire comprimido al núcleo de motor 12' y el compresor de sangrado 421 que proporciona el aire comprimido a la aeronave se conectan al mismo árbol 24, que recibe también las turbinas 26, 22 de la sección de turbina. Las entradas del compresor se pueden conectar a una cámara de admisión 19 común, tal como se muestra, o se puede conectar cada uno a una respectiva cámara de admisión, la(s) cámara(s) de admisión 19 se conectan a la entrada principal 14. En una realización particular, una configuración de este tipo permite acomodar los requisitos funcionales diferentes para el flujo de sobrealimentación (al núcleo de motor 12') y el flujo de la aeronave (al conducto de sangrado 72). Se puede implementar el accionamiento de velocidad variable entre el árbol de compresor 24 y el árbol de motor 16, por ejemplo, según cualquiera de las realizaciones de las Figuras 1 y 3-5.

45 Con referencia a la Figura 7, se muestra otra realización particular para los compresores sobrealimentadores y de carga separados. El compresor sobrealimentador 520 que proporciona el aire comprimido al núcleo de motor 12' y el compresor de sangrado 521 que proporciona el aire comprimido a la aeronave se disponen a ambos lados de un único rotor 586, que en una realización particular se fabrica por medio de forjado. El rotor 586 se recibe en el árbol de compresor 24. Las juntas de punta 588 (por ejemplo, juntas de estanqueidad tipo laberinto o aleta) con un "sumidero" (escape) de baja presión 590 por debajo de cualquiera de las presiones de entrega del impulsor (por ejemplo, a ambiente) se disponen en las puntas del impulsor para evitar la interferencia entre los dos compresores 520, 521, que podría ocasionar un paro prematuro o sobretensión, cuando los dos lados están operando a diferentes presiones. Se puede implementar el accionamiento de velocidad variable entre el árbol de compresor 24 y el árbol de motor 16, por ejemplo, según cualquiera de las realizaciones de las Figuras 1 y 3-5.

55 Con referencia a las Figuras 8-9, se muestra otra realización particular para los compresores sobrealimentadores y de carga separados. El compresor sobrealimentador 620 se monta en un árbol 624b separado con una segunda turbina de etapa (por ejemplo, de presión) 622, y una primera turbina de etapa 626 acciona el compresor de sangrado 621 a través de un primer árbol de etapa 624a compuesto con el núcleo de motor 12' a través de una transmisión 628. En una realización particular, una configuración de este tipo permite que el turbosobrealimentador 620 encuentre su propio punto de coincidencia y elimine posiblemente la necesidad de uno de los compresores 620, 621. La geometría de boquilla variable (por ejemplo, álabes de turbina de área variable 692, véase la Figura 9) se podría introducir en la segunda turbina de etapa 622 para mejorar la controlabilidad del grado de sobrealimentación. En una realización particular, una configuración de este tipo permite que la velocidad de la segunda turbina de etapa 622 se seleccione independiente a los requisitos de la primera turbina de etapa 626. Tal como se puede ver en la Figura 9, en una realización particular, el árbol de turbosobrealimentador 624b es concéntrico con el árbol 624a del compresor de carga 621, y se proporciona una cámara de admisión de entrada común 619 para ambos compresores 620, 621. Se entenderá que, aunque la segunda turbina de etapa 622 se muestra como una turbina radial, de manera alternativa, podría ser una turbina axial.

Se puede implementar el accionamiento de velocidad variable entre el árbol de turbosobrealimentador 624b el árbol de motor 16 y/o entre el árbol de compresor de carga 624a y el árbol de motor 16, por ejemplo, según cualquiera de las realizaciones de las Figuras 1 y 3-5. De manera alternativa, una transmisión continuamente variable (por ejemplo, similar a la de la Figura 3) y un enlace eléctrico (por ejemplo, similar al de la Figura 4) se pueden implementar entre el árbol de compresor de carga 624a y el árbol de turbosobrealimentador 624b, por ejemplo, para mejorar el intervalo de condiciones de entrega disponibles.

En una realización particular, las unidades auxiliares de potencia 10, 110, 210, 310 discutidas anteriormente son particularmente, aunque no exclusivamente, adecuadas para utilizarse durante el vuelo, ya que su rendimiento térmico es mucho más comparable al de los motores principales (motores primarios) que el de las unidades auxiliares de potencia de motor de turbina de gas convencional. En una realización particular, la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 se opera a tiempo completo durante el vuelo, sin extracción de aire de sangrado o potencia en el eje del(los) motor(es) principal(es). Esto puede permitir que el(los) motor(es) principal(es) se optimicen solo para propulsión, lo que puede llevar a un ahorro de combustible adicional. En otra realización, la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 se opera solo cuando está en regímenes de vuelo donde el rendimiento es superior al del(los) motor(es) principal(es) y se puede ahorrar combustible, y el(los) motor(es) principal(es) se utiliza(n) para extracción de aire de sangrado y potencia en el eje en momentos donde la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 no lo está. Una configuración de este tipo puede permitir una reducción de los fallos del sistema, al volver a sangrado y extracción principales convencionales tras fallo de la unidad auxiliar de potencia.

Los motores de propulsión de turbina de gas (motores principales) tienen puntos de diseño aerodinámico normalmente a gran altitud, condiciones de potencia alta normalizadas, tales como crucero o de ascenso. Se pueden permitir los efectos de sangrado secundario y extracciones de potencia en condiciones de tipo punto de diseño y el resultado es que la potencia secundaria extraída se obtiene a un rendimiento térmico bastante alto en estos regímenes. Sin embargo, cuando las cargas se desvían de los valores de diseño o el motor principal opera a carga parcial, por ejemplo, durante el descenso o si la misión no permite que se obtenga la altitud crucero óptima, la potencia secundaria se obtiene a un rendimiento térmico muy reducido. El aire de sangrado se puede estrangular para que coincida con los requisitos de presión a bajas altitudes. También con ajustes de potencia más bajos, ocurre una maniobra a un alto nivel de sangrado, lo que representa una pérdida de energía adicional. El compresor que funciona con el motor principal con frecuencia debe "coincidir" en una ubicación no óptima para que el rendimiento tenga en cuenta la posibilidad de sobrecargas de potencia en el eje anormales y evitar sobretensión del motor. Este margen se sustenta en cierta ineficacia en relación con el mejor diseño posible en base solo a demandas de propulsión.

Se han llevado a cabo varios estudios sobre los efectos del consumo de combustible de la misión de la toma de potencia secundaria del motor principal y una conclusión típica es que las extracciones de potencia secundaria son responsables de un consumo de combustible de un 5 % de ROM.

Las unidades auxiliares de potencia típicas de motor de turbina de gas tradicionales tienen un rendimiento térmico que no se acerca al rendimiento térmico del motor principal a potencia alta, y, por consiguiente, el uso de unidades auxiliares de potencia de este tipo para generar la potencia secundaria durante el vuelo aumentaría en vez de disminuir el combustible de la misión. Los intentos para mejorar el rendimiento de la unidad auxiliar de potencia del motor de turbina de gas se frustran por los efectos del tamaño del componente de la turbomáquina tales como limitaciones en el tamaño de la pala, pérdidas en el espacio libre de la punta, efectos de Reynolds y aumentos en la complejidad, que tienen unos costes prohibitivos y limitan el aumento práctico de la relación del ciclo de presión. Asimismo, las extracciones de potencia secundaria en los motores principales a gran altitud representan una potencia alta normalizada en comparación con la baja densidad del aire y recuperación de entrada relativamente pobre en una entrada de unidad auxiliar de potencia de motor de turbina de gas. En consecuencia, los intentos de dimensionar la unidad auxiliar de potencia del motor de turbina de gas para proporcionar potencia adecuada conducen a un motor que es significativamente mayor que una unidad auxiliar de potencia de un motor de turbina de gas convencional, haciendo que la opción sea poco atractiva.

Por el contrario, las presentes unidades auxiliares de potencia 10, 110, 210, 310 tienen propiedades que les permiten superar de manera potencial estas dificultades. Por ejemplo, en una realización particular, el rendimiento térmico del ciclo de la unidad auxiliar de potencia con un núcleo de motor 12' que incluye uno o más motor(es) rotativo(s) Wankel 12 se puede comparar con el del motor principal, de modo que la penalización por mover la fuente de potencia secundaria a la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 se reduce significativamente. Además, en una realización particular, la sobrealimentación se puede reforzar con altitud (a través de la relación de velocidad variable entre el árbol de compresor y el árbol de motor) para mantener un núcleo de alta densidad. Además, en una realización particular, la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 tiene unas características de coste específicas que son más atractivas que las de un motor de turbina de gas pequeño de rendimiento equivalente.

Por ejemplo, cuando la aeronave vuela en condiciones de formación de hielo, con frecuencia requiere un sangrado adicional y/o carga eléctrica; en una realización particular, una unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 se

puede hacer cargo de este sangrado adicional y/o carga eléctrica debido a su rendimiento térmico parecido al del(de los) motor(es) principal(es). Por consiguiente, al no imponer estas cargas adicionales en el(los) motor(es) principal(es), el(los) motor(es) principal(es) puede(n) ser más eficaces o se pueden optimizar de manera diferente. Posiblemente, esto permite un ahorro de peso extra en el diseño general del sistema.

5 La unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 se puede utilizar con uno o más motor(es) configurado(s) como motores de turbina de gas, o como conjuntos de motor compound, por ejemplo, de un tipo similar a la unidad auxiliar de potencia, pero dimensionado adecuadamente para proporcionar potencia adecuada.

10 En una realización particular, la aeronave tiene un sistema de potencia secundario compatible con vuelo a tiempo completo por medio de una o más unidades auxiliares de potencia 10, 110, 210, 310, para evitar comprometer el rendimiento del motor principal para extracción de aire de sangrado y/o potencia.

15 En una realización particular, mientras aumenta la altitud, la presión de sobrealimentación (para el núcleo de motor 12') y el requisito de presión de entrega al sistema de control del entorno (ECS) de la aeronave aumentan ambos de tal modo que el uso de un compresor común para aire de carga y de sobrealimentación puede ser posible. Los álabes de guía de entrada variable del compresor se regulan para coincidir con el requisito de presión del sistema neumático de la aeronave. La relación de combustible-aire en el motor rotativo se controla para proporcionar operación de velocidad controlada.

20 Sin embargo, la regulación de los álabes de guía de entrada variable en un compresor que tiene una relación de velocidad fija con respecto al núcleo de motor puede no alcanzar el intervalo requerido con rendimiento aceptable para los requisitos de intervalo de relación de presión durante variación de operación de ventilación de ECS en tierra a presurización a gran altitud. En operación en tierra, la relación de presión requerida a ambiente para operación de ECS es normalmente 2-3, mientras que en vuelo las relaciones de presión de 8 o más pueden requerir proporcionar refrigeración, ventilación o presurización. En una realización particular, la relación de velocidad variable proporcionada entre el compresor y el núcleo de motor en la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 permite alcanzar el intervalo requerido con rendimiento aceptable. Además o como alternativa, el uso de un generador de velocidad variable que posibilita cambiar la velocidad del núcleo de motor 12' para alinearse mejor con las cargas se puede utilizar. Esto puede permitir que la unidad auxiliar de potencia opere a tiempo completo durante el vuelo, permitiendo así que toda la potencia secundaria se obtenga de la unidad auxiliar de potencia sin la necesidad de involucrar el(los) motor(es) principal(es).

35 En una realización particular y como alternativa que tiene la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 operando a tiempo completo, la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 opera a tiempo parcial como fuente de potencia eficaz cuando las condiciones de la misión son particularmente ineficaces para extracción de potencia secundaria del motor principal. En este caso, si hay un fallo en una unidad auxiliar de potencia, o no se necesita el uso de la unidad auxiliar de potencia, el motor principal apoya al sistema neumático y al sistema eléctrico. En una realización particular, los elementos tales como prerrefrigeradores para lidiar con el aire de entrega del compresor de alta temperatura, que se pueden descartar con una unidad auxiliar de potencia a tiempo completo, se retienen para la operación a tiempo parcial. Los márgenes se pueden reducir si la operación sin unidad auxiliar de potencia a tiempo parcial es poco frecuente.

45 Las grandes ineficacias en extracción de sangrado principal normalmente ocurren cuando los motores de propulsión son incapaces de cumplir la demanda de presión del sistema en sangrado de etapa intermedia y deben cambiar a etapa alta. En términos generales, el sangrado de etapa alta excede el requisito de diseño del sistema y debe tanto estrangularse como enfriarse para coincidir con lo que requiere la aeronave. Esto puede representar un desperdicio comparativamente grande de energía. Puede ocurrir durante crucero a altitudes muy grandes y peso bajo o durante situaciones de retención, descenso y ralentí/rodaje. Para algunas operaciones de intervalo corto comunes, descenso no óptimo y ralentí, el consumo de combustible puede ser un 20 % del combustible total de la misión, de modo que incluso una mejora modesta podría ser significativa en términos de la aeronave.

55 La Figura 10 muestra un diagrama de un sistema que permite un uso a tiempo parcial de la unidad auxiliar de potencia 10, 110, 210, 310 durante el vuelo, según una realización particular. Los dispositivos de detección en las válvulas de sangrado o presiones del motor principal determinan cuando ocurre el intercambio de sangrado de etapa intermedia a alta. La aeronave tiene un controlador del sistema de gestión del aire (Air Management System Controller, AMSC) general que puede comunicarse con el sistema de gestión de vuelo (Flight Management System, FMS) del fuselaje, el sistema de control digital en plena autoridad para motores (Full Authority Digital Engine Control, FADEC), la unidad auxiliar de potencia (APU), el ECS y otros usuarios de potencia neumática al igual que la APU. La comunicación entre los elementos puede ser por medio de ARINC o por un sistema digital similar. Opcionalmente, se pueden proporcionar enlaces de comunicación a gran velocidad. En general, las flechas en la Figura 10 muestran la dirección e información que se va a comunicar entre los elementos del sistema.

60 Lo siguiente indica el procedimiento durante el descenso y los papeles del equipo en la Figura 10, con respecto a la potencia neumática y a la operación de descenso, según una realización particular.

65

- 5 Se retrasan los mandos de gases del motor principal para iniciar el descenso. Las presiones del motor caen y las válvulas de aire en el motor cambian a sangrado de etapa alta. Este cambio en el estado es reconocido por el AMSC que ordena a la APU que se inicie. Se espera que la APU se inicie en unos pocos segundos, sin embargo, en circunstancias normales puede ser beneficioso para la durabilidad y el consumo de aceite permitir un periodo corto de calentamiento antes de cargar la APU.
- Una válvula de control en la APU protege la APU de presiones de sistema altas por encima de la capacidad del compresor de la APU.
- 10 Una vez que la APU ha calentado y está lista para aceptar carga, envía un estado de "listo" al AMSC que puede abrir entonces la válvula de aislamiento de la APU y empieza a cerrar progresivamente las válvulas de aislamiento del motor principal hasta que la presión del sistema baja lo suficiente para permitir que la válvula de control de la APU se abra y permita a la APU entregar aire al sistema neumático. Este procedimiento continúa hasta que la APU alcanza una carga neumática completa o que las válvulas de sangrado del motor principal se apagan por completo.
- 15 Si el motor principal se estrangula de nuevo debido a una interrupción en el descenso, puede resultar económico dejar que la APU apoye al sistema neumático. Se puede introducir un ciclo de histéresis en la lógica de control para evitar saltos innecesarios entre los dos modos y múltiples inicios/apagados de la APU.
- 20 De manera alternativa, el FMS puede indicar que la aeronave está en un modo de descenso y hacer que la AMSC deje la APU alimentando el sistema neumático durante la trayectoria del descenso. En este caso, puede ser posible evitar el uso de sangrado de alta etapa.
- 25 La información del FMS se puede utilizar también para anticipar el descenso y hacer que la APU se inicie y esté lista para aceptar carga antes de que los mandos de gases principales se retrasen. En una realización particular, se minimiza cualquier periodo con la APU a ralentí y los motores principales que apoyan al sistema neumático, ya que esto representa una penalización de combustible. El procedimiento se adapta bien a la aproximación en descenso continuo (CDA).
- 30 En una realización particular, una vez que la APU está en línea para el descenso, la APU apoya al sistema neumático durante el resto del vuelo, incluido el aterrizaje y el rodaje a plataforma.
- En el caso de un "aterrizaje abortado", la capacidad máxima está disponible de los motores principales, ya que los sangrados y extracciones se habrán minimizado por medio de la APU a tiempo parcial.
- 35 Lo siguiente indica la operación de rodaje a pista (TXI), despegue (TO) y ascenso (CLB) del equipo en la Figura 10, según una realización particular.
- 40 Durante el rodaje, la APU apoya al sistema neumático y las válvulas de aislamiento de sangrado del motor se cierran. Después de que el motor gire, el sistema de control de la válvula de sangrado del motor principal determina el sangrado de etapa intermedia que puede cumplir los requisitos de presión del sistema. Después de un retraso adecuado (para permitir que el despegue y ascenso inicial estrangulen los transitorios) el AMSC abre progresivamente la válvula PI. En algún momento, la válvula de control de la APU se cierra y la APU puede proceder entonces a apagarse.
- 45 El AMSC puede anunciar el procedimiento al controlador de la APU de modo que pueda armar el sistema de la APU para esperar un transitorio neumático si es necesario. La transferencia final y la decisión de apagar la APU se pueden basar en el tiempo transcurrido desde que la llave PI se abrió, o con la ayuda del FMS que indica que la aeronave ha completado el despegue y está ahora en modo "ascenso".
- 50 En una realización particular, la gestión de la APU se basa en una optimización de la gestión de la carga neumática, ya que esto está sujeto a pérdidas de estrangulamiento y refrigeración además de rendimiento térmico básico en el punto de consideraciones de extracción.
- 55 Una vez que la APU está activa, es posible que adopte parte de la carga eléctrica. Ya que los rendimientos eléctricos normalmente son mucho más consistentes que los sistemas neumáticos, en una realización particular, la decisión principal de priorizar qué fuente utilizar para potencia eléctrica es el rendimiento térmico de la extracción de potencia. En una realización particular, el sistema incluye un optimizador de sistema de potencia secundaria que lee el motor principal y la APU que opera las condiciones y con la ayuda de modelos integrados del rendimiento del motor y de la APU tiene como objetivo seleccionar el rendimiento más alto para obtener la distribución más eficaz en general de potencia entre el motor principal y los generadores de la APU.
- 60 La información de operación del motor principal y de la APU se recopila del FADEC y del control de la APU. Estos datos se introducen en modelos termodinámicos u otros modelos en el control de optimización para determinar matrices de rendimiento térmico en y cerca de las condiciones actuales. Las cargas requeridas se introducen en el sistema de distribución eléctrica y en el optimizador. La rutina de optimización indica dónde se debería colocar o
- 65

quitar la carga para conseguir condiciones óptimas y se comunica de nuevo con el sistema de distribución eléctrica para efectuar la distribución apropiada.

5 En una realización particular, en caso de fallo de la APU o del sistema, se cancela el modo de APU a tiempo parcial y el sistema funciona como motor principal a tiempo completo apoyado por un sistema de potencia secundaria con un poco de aumento en el consumo general de combustible. Se debe tener en cuenta el enfoque para cualquier crédito obtenido para el despegue y el empuje máximo continuo con las extracciones reducidas disponibles con la APU a tiempo parcial.

10 En el caso de una APU completamente eléctrica, los requisitos se simplifican, ya que el diseño del compresor solo debe satisfacer los requisitos del núcleo de motor. En este caso, se reduce el tamaño del flujo del compresor y la función se reemplaza por un generador mayor que genera potencia eléctrica para consumo en otro lugar de la aeronave, normalmente, en un compresor de máquina ECS dedicado. En este caso, se puede simplificar la APU al eliminar el desviador y las válvulas de carga (no mostrados aquí) asociados con la gestión de la variación en sangrado de la aeronave.

15 Para aplicación a tiempo completo de una APU completamente eléctrica sin un generador de motor principal, la operación de la APU es autónoma y el control de la APU responde para controlar en bucle cerrado a una velocidad de rotor programada según sea necesario.

20 Para una aplicación a tiempo parcial de una APU completamente eléctrica que se puede compartir con generadores montados en el motor principal o generadores de estárter, la rutina de optimización de la carga eléctrica basada en la comparación de las condiciones del rendimiento térmico del motor principal y de la APU por medio de modelos térmicos ejecutados de manera local se puede emplear para distribuir la carga de manera más eficaz. Normalmente, cuando los motores principales están a potencia parcial y el rendimiento térmico de la APU se calcula para ser mejor, el sistema transferirá la máxima cantidad de carga a la APU.

25 En otros casos, si el despegue y el ascenso/máxima potencia continua del motor principal están indicados por el mando de gases y confirmados por el FMS, entonces puede ser preferible transferir la carga a la APU para maximizar el empuje del motor principal o minimizar la temperatura de la turbina en el motor principal, según se desee.

30 Una vez que el FMS indica que se anticipa el vuelo estable en condiciones de motor eficientes durante algún tiempo, la APU se apaga para conservar combustible a menos que haya una necesidad de ponerla en línea para que actúe como generador de emergencia.

35 Los modelos térmicos se pueden contener tanto en los controles del motor principal como en los de la APU y envían continuamente una característica de rendimiento térmico actualizada frente a extracción de potencia al optimizador del sistema de potencia secundaria que hace que la asignación de la carga o los modelos puedan estar dentro del optimizador con parámetros de entrada derivados de los datos de control del motor principal y de la APU.

40 La descripción anterior pretende ser solo ejemplar, y un experto en la técnica reconocerá que se pueden hacer cambios en las realizaciones descritas sin alejarse del alcance de la invención descrita. Las modificaciones que entran dentro del alcance de la presente invención serán aparentes a los expertos en la técnica, en luz de una revisión de esta descripción, y las modificaciones de este tipo pretenden entrar dentro de las reivindicaciones anejas.

REIVINDICACIONES

1. Una unidad auxiliar de potencia (10; 110; 210; 310) para una aeronave, que comprende:
- 5 un compresor (20; 320a; 421; 521; 621) que tiene una entrada en comunicación fluida con un entorno de la aeronave y un rotor de compresor conectado a un árbol de compresor (24; 324a; 624a); caracterizado por que comprende además:
- 10 un motor de combustión interna intermitente rotativo (12) acoplado de manera accionante a un árbol de motor (16); y
- 15 una sección de turbina que tiene una entrada en comunicación fluida con una salida del motor de combustión interna intermitente rotativo (12), la sección de turbina incluye al menos una turbina (26; 22; 626; 622) compuesta con el árbol de motor (16), donde el compresor (20; 621) tiene una salida en comunicación fluida con un conducto de sangrado (72) para proporcionar aire de sangrado a la aeronave, el árbol de compresor (24; 324a; 624a) se acopla de manera accionante al árbol de motor (16), y el acoplamiento de accionamiento entre el árbol de compresor (24; 324a; 624a) y el árbol de motor (16) es configurable para proporcionar al menos dos relaciones de velocidad alternativas entre el árbol de compresor (24; 324a; 624a) y el árbol de motor (16).
2. La unidad auxiliar de potencia (10; 110; 210; 310) tal como se define en la reivindicación 1, donde la salida del compresor (20; 621) está también con comunicación fluida con una entrada del motor de combustión interna intermitente rotativo (12).
3. La unidad auxiliar de potencia (310) tal como se define en la reivindicación 2, donde el compresor es un primer compresor (320a) y el árbol de compresor es un primer árbol de compresor (324a), la unidad auxiliar de potencia (310) comprende, además:
- 25 un segundo compresor (320b) que tiene una entrada en comunicación fluida con el entorno de la aeronave, una salida en comunicación fluida con una entrada del motor de combustión interna intermitente rotativo (12) y con el entorno de la aeronave, y un rotor de compresor adicional conectado a un segundo árbol de compresor (324b); y
- 30 un árbol de turbina (327) conectado a un rotor de la turbina (26, 22), los primeros y segundos árboles de compresor (324a, 324b) son acoplables de manera alternativa al árbol de turbina (327) a través de un embrague (329).
4. La unidad auxiliar de potencia (310) tal como se define en la reivindicación 3, donde la entrada de al menos uno de los primeros y segundos compresores (320a, 320b) incluye álabes de guía de entrada variable (23).
5. La unidad auxiliar de potencia tal como se define en la reivindicación 1, que comprende además un compresor adicional (420) que tiene una entrada en comunicación fluida con el entorno de la aeronave y una salida en comunicación fluida con una entrada del motor de combustión interna intermitente rotativo (12), el compresor adicional (420) tiene un rotor de compresor conectado también al árbol de compresor (24).
6. La unidad auxiliar de potencia tal como se define en la reivindicación 1, que comprende además un compresor adicional (620) que tiene una entrada en comunicación fluida con el entorno de la aeronave y una salida en comunicación fluida con una entrada del motor de combustión interna intermitente rotativo (12), el compresor adicional (620) tiene un rotor de compresor conectado a un árbol de compresor adicional (624b) acoplado de manera accionante a una segunda turbina (622) de la sección de turbina.
7. La unidad auxiliar de potencia tal como se define en la reivindicación 1, donde el rotor de compresor conectado al árbol de compresor define el compresor (521) en un lado y un compresor adicional (520) en un lado opuesto, el compresor adicional (520) tiene una entrada en comunicación fluida con el entorno de la aeronave y una salida en comunicación fluida con una entrada del motor de combustión interna intermitente rotativo (12).
8. La unidad auxiliar de potencia (10; 110; 210; 310) tal como se define en cualquier reivindicación anterior, donde la entrada del compresor (20) incluye álabes de guía de entrada variable (23).
9. La unidad auxiliar de potencia (10; 110; 210; 310) tal como se define en cualquier reivindicación anterior, donde el árbol de compresor (24; 324a; 624a) se acopla de manera accionante a la sección de turbina.
- 60 10. La unidad auxiliar de potencia (10) tal como se define en cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, donde el árbol de compresor (24) se acopla de manera accionante al árbol de motor (16) a través de una transmisión (28) que define las al menos dos relaciones de velocidad alternativas diferentes entre el árbol de compresor (24) y el árbol de motor (16), las al menos dos relaciones de velocidad alternativas diferentes son relaciones de velocidad discretas.
- 65

11. La unidad auxiliar de potencia (110) tal como se define en cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, donde el árbol de compresor (24) se acopla de manera accionante al árbol de motor (16) a través de una transmisión continuamente variable (128).
- 5 12. La unidad auxiliar de potencia (210) tal como se define en cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, donde el árbol de compresor (24) se acopla de manera accionante al árbol de motor (16) a través de un enlace eléctrico entre un motor eléctrico (282) acoplado de manera accionante al árbol de compresor (24) y un generador eléctrico (280) acoplado de manera accionante al árbol de motor (16).
- 10 13. La unidad auxiliar de potencia (10; 110; 210; 310) tal como se define en cualquier reivindicación anterior, donde la turbina es una primera turbina de etapa (26, 626), la unidad auxiliar de potencia (10; 110; 210; 310) comprende además una segunda turbina de etapa (22, 622) que tiene una entrada en comunicación fluida con una salida de la primera turbina de etapa (26, 626), las primeras y segundas turbinas de etapa (26, 22; 626, 622) tienen diferentes relaciones de reacción entre sí.
- 15 14. La unidad auxiliar de potencia (10; 110; 210; 310) tal como se define en cualquier reivindicación anterior, donde el motor de combustión interna intermitente rotativo (12) es un motor rotativo Wankel que incluye un rotor (34) que tiene tres porciones de vértice (36) montadas para revoluciones excéntricas en una cavidad interna definida en un alojamiento (32), la cavidad interna tiene una forma epitrocoidea con dos lóbulos.
- 20

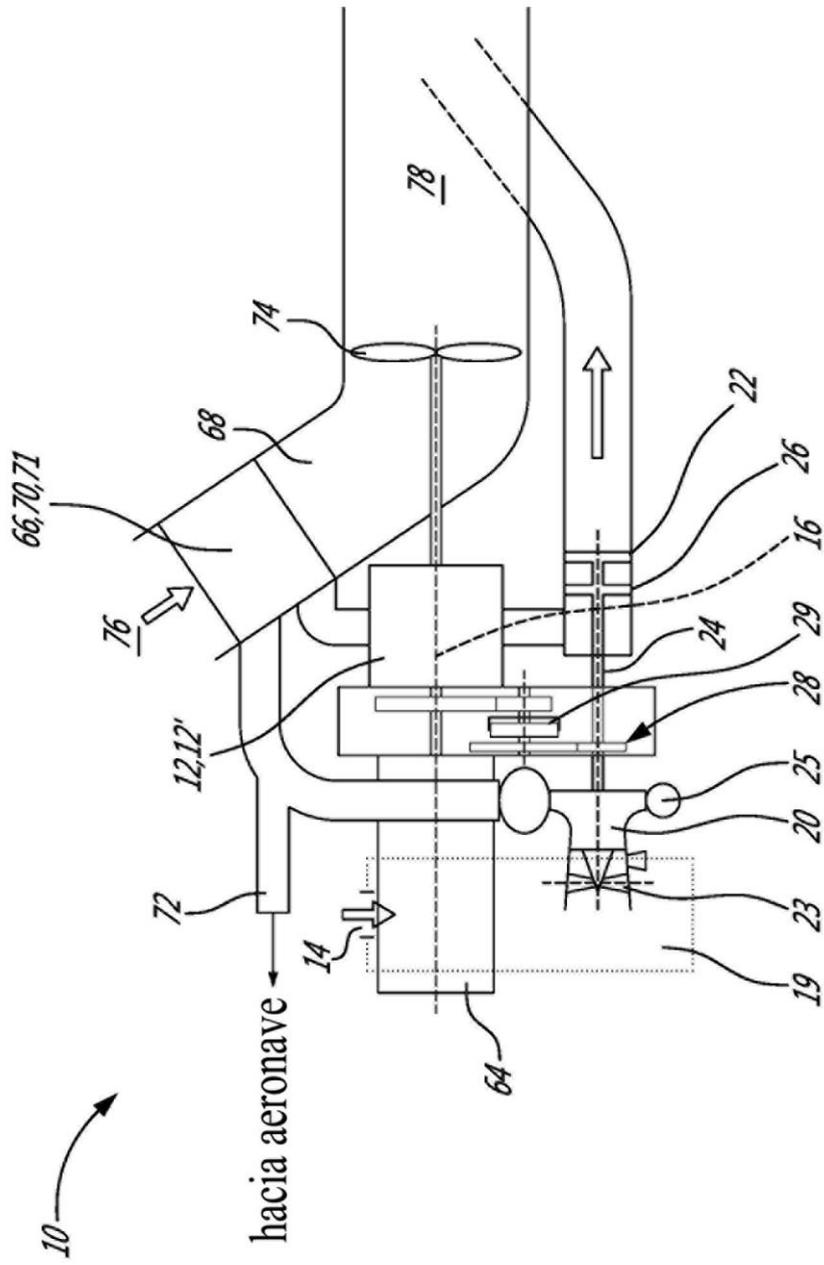


FIG. 1

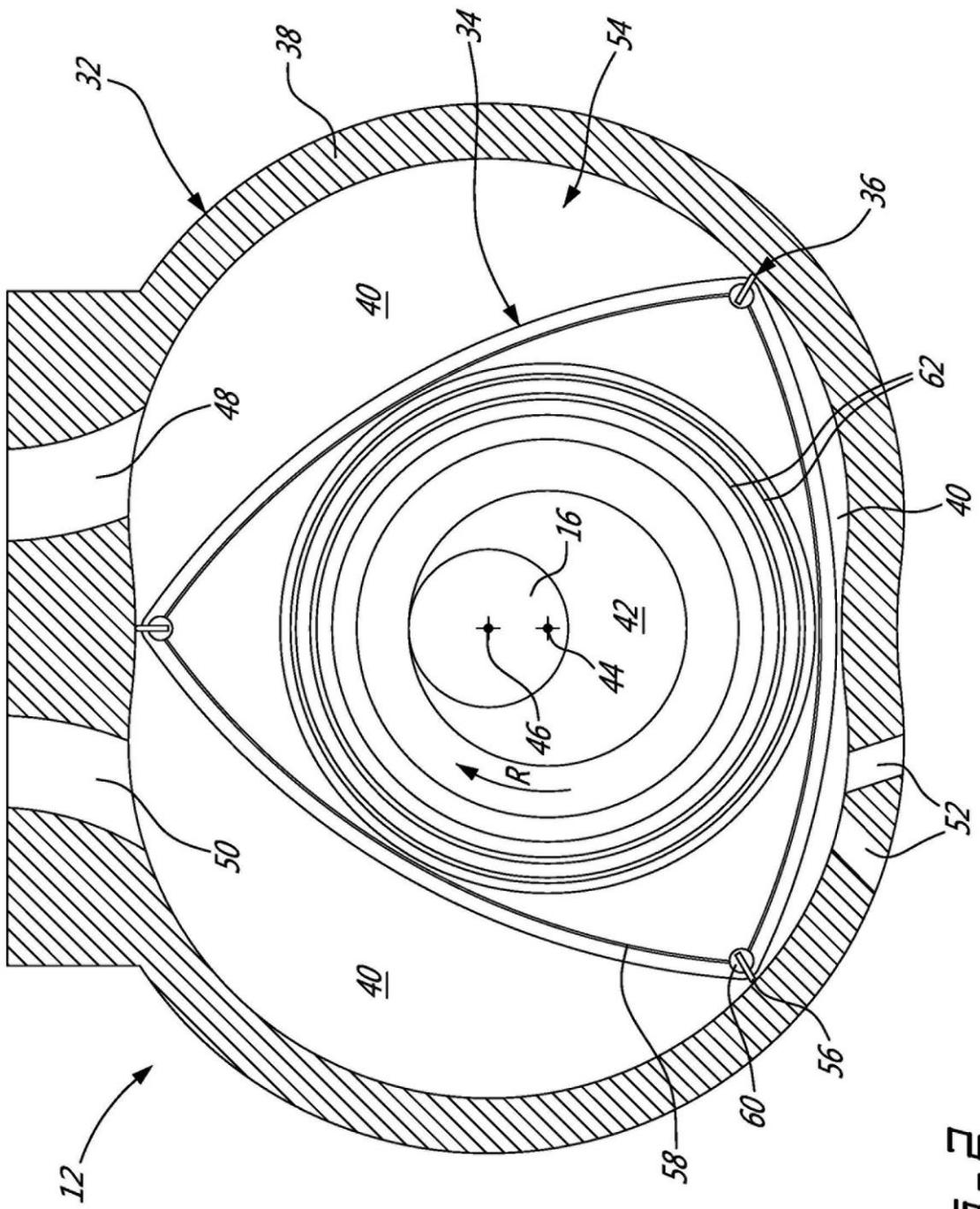


FIG. 2

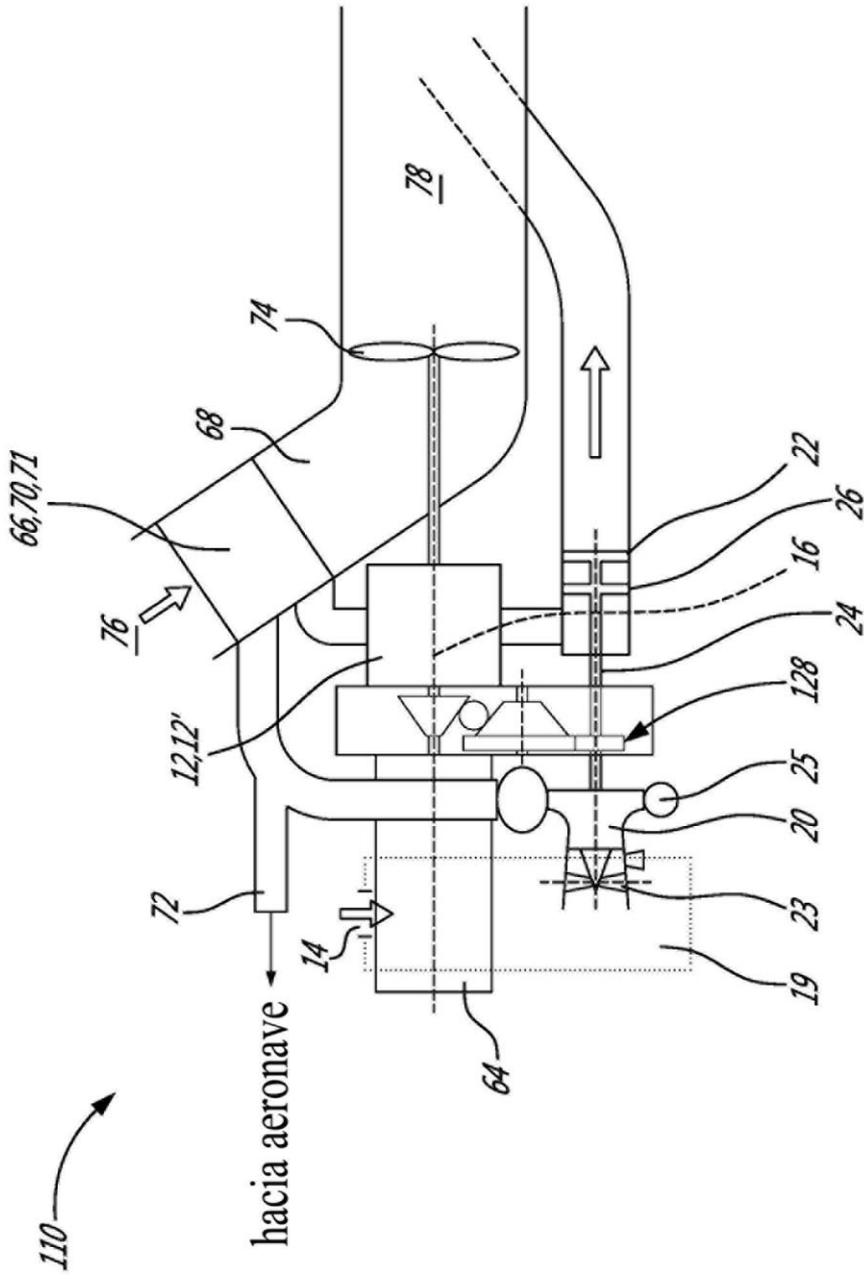


FIG. 3

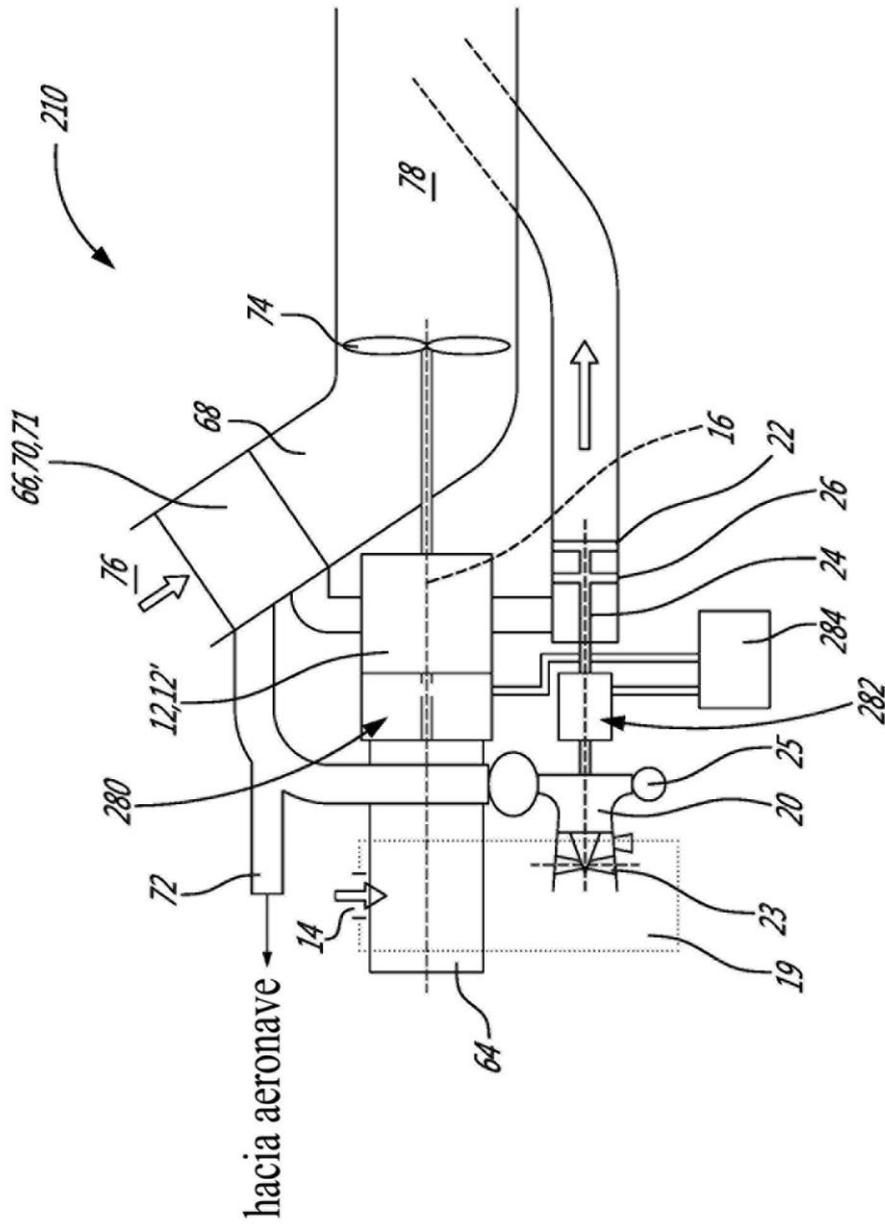


FIG. 4

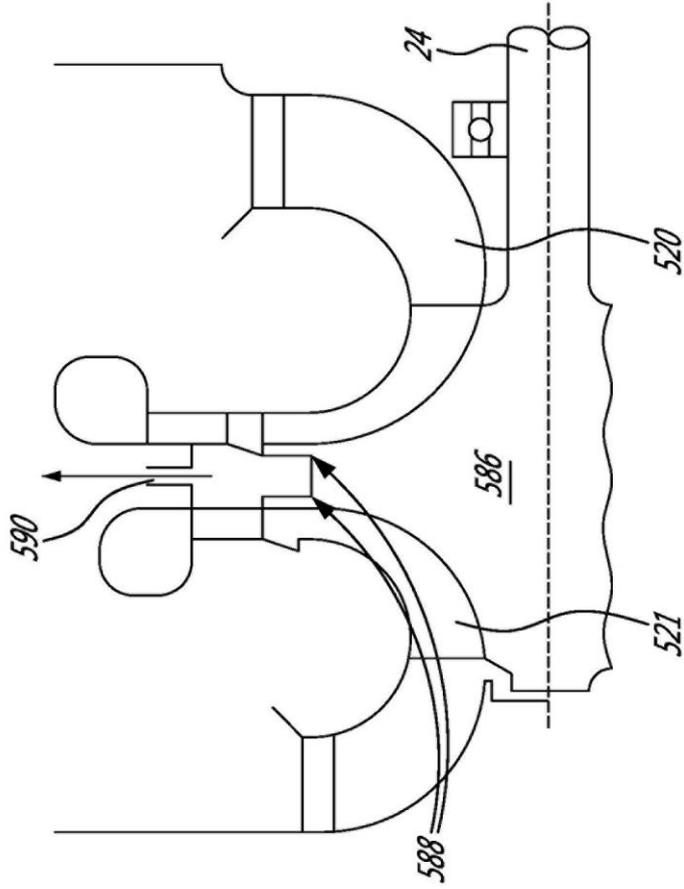


FIG. 7

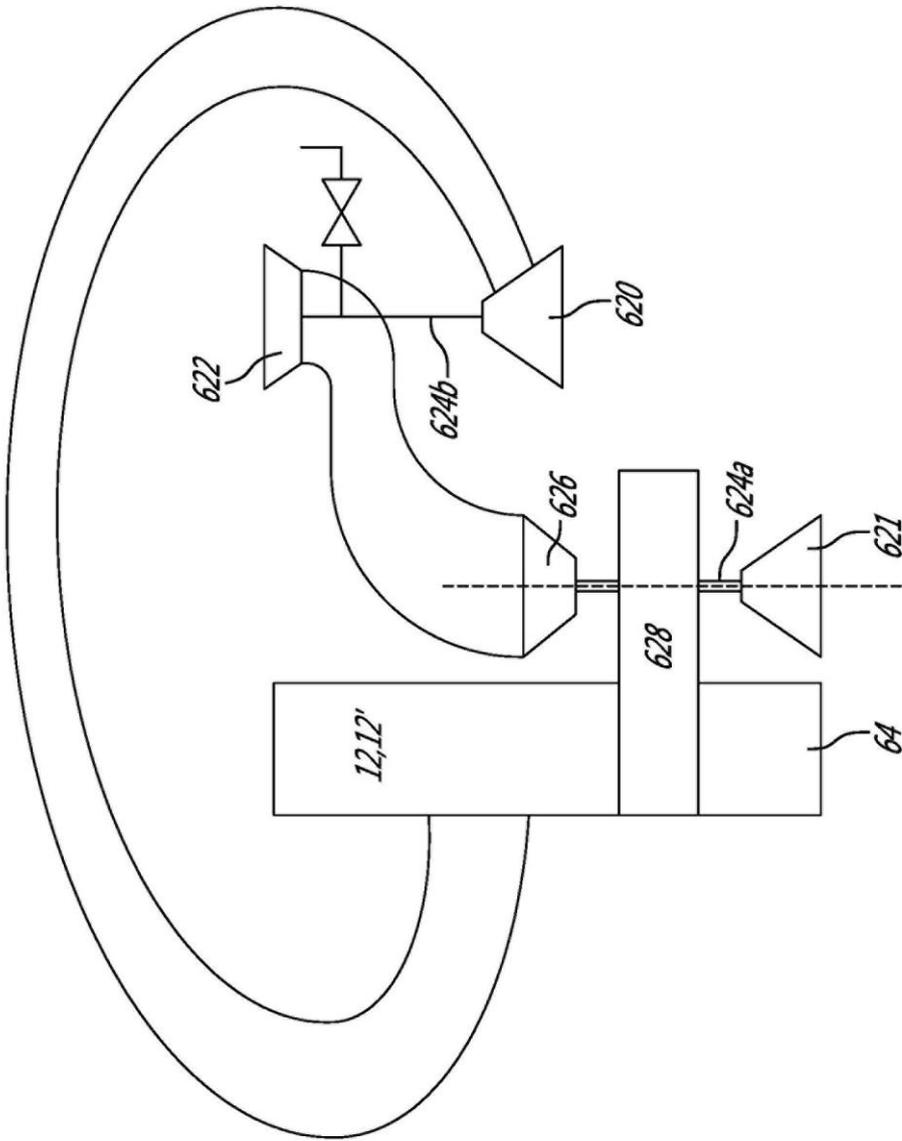


FIG. 8

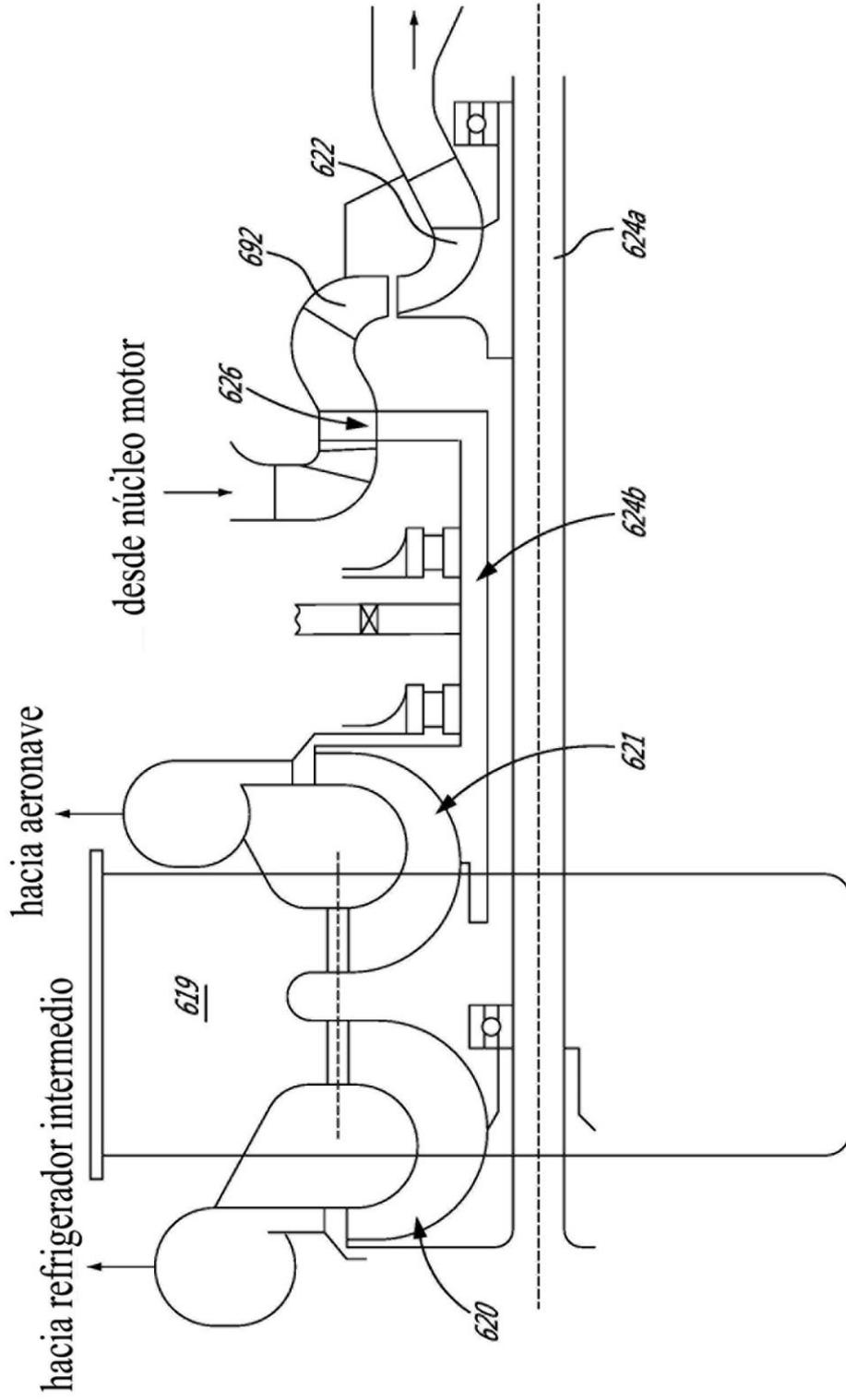


FIG. 9

