

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 700 652**

51 Int. Cl.:

B64D 41/00 (2006.01)

F01C 1/22 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.06.2016** E 16176069 (9)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **26.09.2018** EP 3109166

54 Título: **Montaje de motores compuestos con aire de purga**

30 Prioridad:

25.06.2015 US 201514750157

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

18.02.2019

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

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

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 700 652 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

Montaje de motores compuestos con aire de purga

Campo técnico

5 La presente solicitud se refiere, en general, a montajes de motores compuestos y, más particularmente, a tales montajes de motores compuestos utilizados como unidades de potencia auxiliar en aviones.

Antecedentes de la técnica

10 Las unidades de potencia auxiliar (APU) aeronáuticas proporcionan comúnmente potencia en el árbol a velocidad controlada y aire comprimido para los sistemas aeronáuticos como una alternativa a extraer esta energía del flujo del compresor de los motores principales y las cajas de cambios accesorias. La APU se usa a menudo para dar potencia a sistemas cuando están parados los motores principales.

Las APU situadas en tierra conocidas incluyen típicamente un peso y una complejidad añadidos que pueden no ser compatibles con su uso en aplicaciones aeronáuticas.

15 El documento US 2010/313573 A1 describe una válvula de aire de purga del compresor en una unidad de potencia auxiliar ("APU"), modula el flujo de aire de purga tanto para los sistemas neumáticos accesorios a los que da potencia el aire de purga como para reducir o eliminar las variaciones rápidas en el compresor.

20 El documento EP 2687675 A2 describe un motor de ciclo compuesto que tiene al menos una unidad rotativa que define un motor de combustión interna, una turbina de velocidad próxima a cada unidad y un turbocompresor. La lumbrera de escape de cada unidad rotativa está en comunicación de fluido con la trayectoria de flujo de la turbina de velocidad aguas arriba de su rotor. Los rotores de la turbina de velocidad y de cada unidad rotativa accionan una carga común. La salida del compresor del turbocompresor está en comunicación de fluido con la lumbrera de entrada de cada unidad rotativa, y la entrada de la turbina de presión del turbocompresor está en comunicación de fluido con la trayectoria de flujo de la turbina de velocidad aguas abajo de su rotor.

Compendio

25 La presente invención proporciona un montaje de motores compuestos para su uso como una unidad de potencia auxiliar para un avión, como se define en la reivindicación 1.

30 Cada uno de dicho al menos un motor de combustión interna puede incluir un rotor recibido de modo sellador y rotatorio dentro de una cavidad interna respectiva para proporcionar cámaras rotatorias de volumen variable en la cavidad interna respectiva, teniendo el rotor tres partes de vértice que separan las cámaras rotatorias y están montadas para realizar revoluciones excéntricas dentro de la cavidad interna respectiva, teniendo la cavidad interna respectiva una forma epitrocoide con dos lóbulos.

El árbol común de la zona central de motores puede estar acoplado de modo accionador a los rotores del compresor y de las turbinas de expansión primera y segunda.

Las turbinas de expansión primera y segunda pueden estar configuradas, ambas, para combinar la potencia con la zona central de motores y en acoplamiento accionador, ambas, con el compresor.

35 Los rotores de las turbinas de expansión primera y segunda y del compresor pueden estar acoplados en un árbol de la turbina que puede girar independientemente del árbol común de la zona central de motores, y el generador es un primer generador, comprendiendo el montaje además un segundo generador en acoplamiento accionador con el árbol de la turbina y un controlador de potencia conectado a los generadores primero y segundo y que controla la transferencia de potencia entre los generadores primero y segundo.

40 La primera turbina de expansión puede estar configurada como una turbina de impulsión con un coeficiente de reacción basado en la presión que tiene un valor como máximo de 0,25, teniendo la segunda turbina de expansión un coeficiente de reacción mayor que el de la primera turbina de expansión.

45 El motor compuesto puede comprender además un conducto de entrada en comunicación de fluido con la entrada de la zona central de motores y un conducto de salida que se comunica con la salida del compresor, estando el conducto de entrada y el conducto de purga, ambos, en comunicación de fluido con el conducto de salida.

El conducto de purga puede estar en comunicación de fluido con la salida del compresor al menos en parte a través de un enfriador intermedio configurado para reducir la temperatura del aire comprimido que circula desde el compresor hasta el conducto de purga.

50 La presente invención prevé además un método para proporcionar aire comprimido y potencia eléctrica a un avión, como se define en la reivindicación 14.

Descripción de los dibujos

Se hace referencia a continuación a las figuras que se acompañan, en las que:

la figura 1 es una vista esquemática de un montaje de motores compuestos, de acuerdo con una realización particular;

5 la figura 2 es una vista en corte transversal de un motor Wankel que se puede usar en un montaje de motores compuestos tal como se muestra en la figura 1, de acuerdo con una realización particular;

las figuras 3-5 son vistas esquemáticas de montajes de distribución de flujo que se pueden usar en un montaje de motores compuestos tal como se muestra en la figura 1, de acuerdo con realizaciones particulares;

10 las figuras 6-7 son vistas esquemáticas de montajes de enfriamiento que se pueden usar en un montaje de motores compuestos tal como se muestra en la figura 1, de acuerdo con realizaciones particulares;

la figura 8 es una vista esquemática de un montaje de motores compuestos, de acuerdo con una realización particular;

15 la figura 9 es una vista esquemática de un montaje de motores compuestos, de acuerdo con otra realización particular, que se puede usar con los montajes de distribución de flujo de las figuras 3-5 y/o los montajes de enfriamiento de las figuras 6-7;

la figura 10 es una vista esquemática de un montaje de motores, de acuerdo con otra realización particular, que se puede usar con los montajes de distribución de flujo de las figuras 3-5 y/o los montajes de enfriamiento de las figuras 6-7; y

la figura 11 es una vista esquemática de un turbomotor de gas, de acuerdo con una realización particular.

20 **Descripción detallada**

Haciendo referencia a la figura 1, se muestra esquemáticamente un montaje de motores compuestos 10. El montaje de motores compuestos 10 es adecuado de manera particular, aunque no exclusiva, para su uso como una unidad de potencia auxiliar (APU) aérea. El montaje de motores compuestos 10 incluye una zona central de motores 12 que tiene un árbol motor 16 que acciona una carga, mostrada en este caso como un generador, por ejemplo para proporcionar potencia eléctrica a un avión. Otras cargas posibles pueden incluir, pero no están limitadas a un árbol de accionamiento, accesorios, un mástil o mástiles del rotor, un compresor, o cualquier otro tipo de carga o combinación de los mismos. El montaje de motores compuestos 10 incluye además un compresor 18, una sección de turbina 20 que combina potencia con la zona central de motores 12 y en acoplamiento accionador con el compresor 18, y que incluye en general una primera turbina de expansión 22 y una segunda turbina de expansión 24, y un montaje de distribución de flujo 25, 125, 225, cuyos ejemplos se describirán más adelante.

En una realización particular, la zona central de motores 12 incluye uno o más motores rotativos acoplados de modo accionador al árbol 16 común que acciona la carga y cada uno de ellos con un rotor acoplado con efecto sellador en una carcasa respectiva, teniendo cada motor de tipo rotativo una fase de combustión a volumen casi constante para un rendimiento alto del ciclo. El motor o motores rotativos pueden ser motores Wankel. Haciendo referencia a la figura 2, se muestra una realización a modo de ejemplo de un motor Wankel. Cada motor Wankel comprende una carcasa 32 que define una cavidad interna con un perfil que define dos lóbulos, que es preferiblemente un epitrocoide. Un rotor 34 está recibido dentro de la cavidad interna. El rotor define tres partes de vértice 36 circunferencialmente separadas y un perfil generalmente triangular con lados arqueados hacia fuera. Las partes de vértice 36 están en acoplamiento de sellado con la superficie interior de una pared periférica 38 de la carcasa 32 para formar tres cámaras de trabajo 40 entre el rotor 34 y la carcasa 32.

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

Una lumbrera de admisión 48 está dispuesta a través de la pared periférica 38 para admitir sucesivamente aire comprimido al interior de cada cámara de trabajo 40. Una lumbrera de escape 50 está dispuesta también a través de la pared periférica 38 para descargar sucesivamente los gases de escape desde cada cámara de trabajo 40. Unos pasos 52 para una bujía de incandescencia, una bujía de chispa u otro elemento de ignición, así como para uno o más inyectores de combustible (no mostrados) están dispuestos también a través de la pared periférica 38. Alternativamente, la lumbrera de admisión 48, la lumbrera de escape 50 y/o los pasos 52 pueden estar dispuestos a través de una pared extrema o lateral 54 de la carcasa; y/o el elemento de ignición y un inyector de combustible auxiliar pueden comunicarse con una subcámara auxiliar (no mostrada) definida en la carcasa 32 y que se comunica

con la cavidad interna para proporcionar una inyección auxiliar. La subcámara auxiliar puede estar definida, por ejemplo, en un inserto (no mostrado) recibido en la pared periférica 38.

5 En una realización particular, los inyectores de combustible son inyectores de combustible por colector común, y se comunican con una fuente de combustible pesado (p. ej., diésel, queroseno (combustible para reactores), biocombustible equivalente), y suministran el combustible pesado al interior del motor o motores de manera que la cámara de combustión está estratificada con una mezcla rica de combustible-aire cerca de la fuente de ignición y una mezcla más pobre en otros lugares.

10 Para un funcionamiento eficiente, las cámaras de trabajo 40 están selladas, por ejemplo, mediante unos sellados de vértice 56 cargados por resorte que se extienden desde el rotor 34 para acoplarse a la pared periférica 38, unos sellados frontales o de gas 58 cargados por resorte y unos sellados extremos o de esquina 60 que se extienden desde el rotor 34 para acoplarse a las paredes extremas 54. El rotor 34 incluye también al menos un anillo de sellado hidráulico 62 cargado por resorte que está empujado contra la pared extrema 54 alrededor del cojinete para el rotor 34 sobre la parte excéntrica 42 del árbol.

15 Cada motor Wankel proporciona un flujo de escape en forma de un pulso de escape relativamente largo; por ejemplo, en una realización particular, cada motor Wankel tiene una explosión por cada 360° de rotación del árbol, con la lumbrera de escape permaneciendo abierta durante aproximadamente 270° de esa rotación, proporcionando así un ciclo de trabajo de pulsos de aproximadamente el 75%. En contraste con esto, un pistón de un motor de pistones alternativo de 4 tiempos tiene típicamente una explosión por cada 720° de rotación del árbol, con la lumbrera de escape permaneciendo abierta durante aproximadamente 180° de esa rotación, proporcionando así un ciclo de trabajo de pulsos del 25%.

20 En una realización particular, que puede ser adecuada de manera concreta, pero no exclusiva, para baja altitud, cada motor Wankel tiene un coeficiente de expansión volumétrica de 5 a 9, y un coeficiente de compresión volumétrica menor que el coeficiente de expansión volumétrica. La recuperación de potencia de la primera turbina de expansión se puede maximizar teniendo las temperaturas de los gases de escape en el límite de los materiales, y es adecuada, como tal, para dichos coeficientes de compresión volumétrica relativamente bajos, que pueden ayudar a aumentar la densidad de potencia del motor Wankel y pueden mejorar también la combustión a alta velocidad y de combustible pesado.

25 Se entiende que son posibles otras configuraciones para la zona central de motores 12. La configuración del motor o motores de la zona central de motores 12, p. ej., la colocación de lumbreras, el número y la colocación de sellados, etc., puede variar respecto a la de la realización mostrada. Además, se entiende que cada motor de la zona central de motores 12 puede ser cualquier otro tipo de motor de combustión interna que incluye, pero no está limitado a cualquier otro tipo de motor rotativo, y cualquier otro tipo de motor de combustión interna no rotativo, tal como un motor alternativo.

30 Volviendo a hacer referencia a la figura 1, el compresor 18 es un compresor sobrealimentado, que puede ser un dispositivo de expansión simple o un dispositivo de expansión múltiple y puede ser un dispositivo centrífugo o axial con uno o más rotores que tienen álabes de flujo radial, axial o mezclado. El aire entra en el compresor y se comprime y se suministra a un conducto de salida 70 que se comunica con la salida 18o del compresor 18, y se hace circular a continuación, en parte, hasta un conducto de entrada 71 que se comunica con el conducto de salida 70 a través del montaje de distribución de flujo 25, 125, 225. El conducto de entrada 71 suministra el aire comprimido a la entrada 12i de la zona central de motores 12, que se corresponde o se comunica con la entrada de cada motor de la zona central de motores 12. En una realización particular, el coeficiente de flujo y presión del compresor 18 se regula usando unos álabes guías de entrada variable (VIGV) y/o un difusor variable en la entrada del compresor 18 y ambos están indicados en general como 72, para conseguir una modulación de flujo y potencia. En una realización particular, el compresor 18 tiene un coeficiente de presión de compresión de aproximadamente 4:1. Son posibles también otros valores.

35 En la realización mostrada, la salida 18o del compresor está también en comunicación de fluido con un conducto de purga 74 a través del montaje de distribución de flujo 25, 125, 225, que proporciona una comunicación de fluido entre el conducto de salida 70 y el conducto de purga 74. El conducto de purga 74 tiene un extremo configurado para su conexión a un sistema neumático del avión, de manera que parte del aire comprimido desde el compresor 18 se puede suministrar también al avión para respaldar su sistema neumático. Por consiguiente, el compresor 18 proporciona aire de purga al avión y aire comprimido a la zona central de motores 12.

40 La zona central de motores 12 recibe el aire comprimido desde el compresor 18 y quema combustible a alta presión para proporcionar energía. La potencia mecánica producida por la zona central de motores 12 acciona el generador eléctrico 14, que proporciona potencia al avión; en la realización mostrada, la conexión entre el árbol 16 de la zona central de motores 12 y el generador 14 se realiza a través de un tipo apropiado de caja de cambios 30. En otra realización, el generador eléctrico 14 tiene una velocidad de diseño compatible con la velocidad rotatoria de la zona central de motores 12, por ejemplo desde aproximadamente 6.000 hasta aproximadamente 10.000 rpm (rotaciones por minuto), con una zona central de motores 12 que incluye un motor o motores rotativos, y el árbol 16 de la zona central de motores 12 acciona el generador eléctrico 14 directamente (véase la figura 9), es decir, a través de

cualquier tipo de acoplamiento entre el árbol motor 16 y el árbol del rotor del generador, dando como resultado que ambos árboles giren a una misma velocidad. En una realización particular, el accionamiento directo del generador eléctrico 14 puede proporcionar una reducción en las pérdidas de engrane, que puede ser alrededor del 1% de la carga aplicada; en una realización particular, la carga aplicada del generador 14 es aproximadamente 149,14 kW (200 hp) y, por consiguiente, puede obtenerse una reducción de pérdidas de aproximadamente 1.491,4 W (2 hp) en el calor residual producido por el montaje de motores 10.

En una realización particular, la zona central de motores 12 incluye un motor o motores rotativos, por ejemplo, motores Wankel, y el generador 14, accionado directamente por la zona central de motores, tiene una frecuencia nominal de 400 Hz (p. ej., un intervalo de frecuencias real de aproximadamente 380-420 Hz) y es un generador de corriente alterna de 6 polos, 3 fases, que tiene una velocidad de diseño desde 7.600 hasta 8.400 rpm. En otra realización particular, el generador 14, accionado directamente por la zona central de motores rotativos (p. ej., Wankel), tiene una frecuencia nominal de 400 Hz y es un generador de corriente alterna de 8 polos, 3 fases, que tiene una velocidad de diseño desde 5.700 hasta 6.300 rpm. En otra realización particular, el generador 14, accionado directamente por la zona central de motores rotativos (p. ej., Wankel), tiene una frecuencia nominal de 400 Hz y es un generador de corriente alterna de 4 polos, 3 fases, que tiene una velocidad de diseño desde 11.400 hasta 12.600 rpm.

Se entiende que se pueden usar otros tipos de generadores 14. Por ejemplo, el montaje de motores 10 utilizado como una APU puede estar configurado para proporcionar otros suministros de corriente alterna de alta frecuencia al seleccionar la velocidad de funcionamiento y el recuento de polos del generador para proporcionar un peso, un volumen y/o un calor mínimo, según se requiera. Se puede emplear un funcionamiento de velocidad variable cuando la carga eléctrica asociada no sea sensible a la frecuencia. Son posibles también otras variaciones.

El árbol 16 de la zona central de motores 12 está acoplado también mecánicamente al rotor o rotores del compresor 18 a fin de proporcionar potencia mecánica a los mismos, a través de otra caja de cambios 31. En una realización particular, la caja de cambios 31, que proporciona el acoplamiento mecánico entre el rotor o rotores del compresor 18 y la zona central de motores 12, define una relación de velocidades de aproximadamente 10:1 entre el rotor o rotores del compresor y la zona central de motores.

En una realización particular donde la zona central de motores 12 incluye un motor o motores de combustión interna, cada motor de la zona central de motores 12 proporciona un flujo de escape en forma de pulsos de escape de gas caliente a alta presión que sale a una velocidad pico alta. La salida 12o de la zona central de motores 12 (es decir, la salida de cada motor de la zona central de motores 12) está en comunicación de fluido con la entrada 22i de la primera turbina de expansión 22 y, por consiguiente, el flujo de escape desde la zona central de motores 12 se suministra a la primera turbina de expansión 22. La energía mecánica recuperada por la primera turbina de expansión 22 está acoplada al árbol 16 de la zona central de motores 12 mediante una caja de cambios 33; el rotor o rotores del compresor 18 están así acoplados de modo accionador al rotor o rotores de la primera turbina de expansión 22 a través de la zona central de motores 12. En una realización particular, la primera turbina de expansión 22 está configurada como una turbina de velocidad, conocida también como una turbina de impulsión, y recupera la energía cinética del gas de escape de la zona central, al tiempo que se crea una contrapresión mínima, o no se crea ninguna. La primera turbina de expansión 22 puede ser un dispositivo centrífugo o axial con uno o más rotores que tienen álabes de flujo radial, axial o mezclado.

La entrada 24i de la segunda turbina de expansión 24 está en comunicación de fluido con la salida 22o de la primera turbina de expansión 22 y completa la recuperación de la energía mecánica disponible desde el gas de escape. La segunda turbina 24 está acoplada también al árbol 16 de la zona central de motores 12 a través de la caja de cambios 33; el rotor o rotores del compresor 18 están así acoplados de modo accionador al rotor o rotores de la segunda turbina de expansión 24 a través de la zona central de motores 12. En una realización particular, la segunda turbina de expansión 24 está configurada como una turbina de presión, conocida también como una turbina de reacción. La segunda turbina de expansión 24 puede ser un dispositivo centrífugo o axial con uno o más rotores que tienen álabes de flujo radial, axial o mezclado.

En la realización mostrada, los rotores de las turbinas de expansión primera y segunda 22, 24 están conectados a un mismo árbol 23, que está acoplado a la zona central de motores 12 a través de la caja de cambios 33. Alternativamente, las turbinas 22, 24 podrían estar montadas en árboles diferentes, por ejemplo, con la primera turbina de expansión 22 montada en un primer árbol acoplado al árbol motor 16 (por ejemplo a través de la caja de cambios 23) y la segunda turbina de expansión 24 montada en un segundo árbol acoplado de modo accionador al compresor 18.

Una turbina de impulsión pura trabaja cambiando la dirección del flujo, sin acelerar dicho flujo en el interior del rotor; el fluido se desvía sin una caída de presión significativa a través de los álabes de rotor. Los álabes de la turbina de impulsión pura están diseñados de manera que, en un plano transversal perpendicular a la dirección del flujo, el área definida entre los álabes es la misma en los bordes delanteros de los álabes y en los bordes traseros del ábabe: el área de flujo de la turbina es constante, y los álabes son usualmente simétricos respecto al plano del disco rotatorio. El trabajo de la turbina de impulsión pura se debe solamente al cambio de dirección en el flujo a través de los álabes de la turbina. Las turbinas de impulsión pura típicas incluyen turbinas de vapor e hidráulicas.

En contraste a esto, una turbina de reacción acelera el flujo en el interior del rotor, pero necesita una caída de presión estática a través del rotor para permitir esta aceleración de flujo. Los álabes de la turbina de reacción están diseñados de manera que, en un plano transversal perpendicular a la dirección del flujo, el área definida entre los álabes es mayor en los bordes delanteros de los álabes que en los bordes traseros del álabes: el área de flujo de la turbina se reduce a lo largo de la dirección del flujo, y los álabes son usualmente no simétricos respecto al plano del disco rotatorio. El trabajo de la turbina de reacción pura se debe principalmente a la aceleración del flujo a través de los álabes de la turbina.

La mayoría de las turbinas aeronáuticas no son “de impulsión pura” o “de reacción pura”, sino más bien funcionan siguiendo una mezcla de estos dos principios opuestos, pero complementarios, es decir, hay una caída de presión a través de los álabes, hay algo de reducción del área de flujo de los álabes de la turbina a lo largo de la dirección del flujo y la velocidad de rotación de la turbina se debe tanto a la aceleración como al cambio de dirección del flujo. El grado de reacción de una turbina se puede determinar usando el coeficiente de reacción basado en la temperatura (ecuación 1) o el coeficiente de reacción basado en la presión (ecuación 2), que tienen típicamente valores próximos entre sí para una misma turbina:

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

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

donde T es temperatura y P es presión, s hace referencia a una lumbrera estática y los números hacen referencia al lugar en el que se mide la temperatura o la presión: 0 para la entrada del álabes de la turbina (estátor), 3 para la entrada del álabes de la turbina (rotor) y 5 para la salida del álabes de la turbina (rotor); y donde una turbina de impulsión pura tendría un coeficiente de 0 (0%) y una turbina de reacción pura tendría un coeficiente de 1 (100%).

En una realización particular, la primera turbina de expansión 22 está configurada para beneficiarse de la energía cinética del flujo pulsatorio que sale de la zona central de motores 12 mientras se estabiliza el flujo y la segunda turbina de expansión 24 está configurada para extraer energía de la presión restante en el flujo, mientras se expande dicho flujo. Por consiguiente, la primera turbina de expansión 22 tiene un coeficiente de reacción menor que el de la segunda turbina de expansión 24.

En una realización particular, la segunda turbina de expansión 24 tiene un coeficiente de reacción mayor que 0,25; en otra realización particular, la segunda turbina de expansión 24 tiene un coeficiente de reacción mayor que 0,3; en otra realización particular, la segunda turbina de expansión 24 tiene un coeficiente de reacción de aproximadamente 0,5; en otra realización particular, la segunda turbina de expansión 24 tiene un coeficiente de reacción mayor que 0,5.

En una realización particular, la primera turbina de expansión 22 tiene un coeficiente de reacción como máximo de 0,2; en otra realización particular, la primera turbina de expansión 22 tiene un coeficiente de reacción como máximo de 0,15; en otra realización particular, la primera turbina de expansión 22 tiene un coeficiente de reacción como máximo de 0,1; en otra realización particular, la primera turbina de expansión 22 tiene un coeficiente de reacción como máximo de 0,05.

Se entiende que cualquiera de los coeficientes de reacción anteriormente mencionados para la segunda turbina de expansión 24 se puede combinar con cualquiera de los coeficientes de reacción anteriormente mencionados para la primera turbina de expansión 22 y que estos valores pueden corresponder a coeficientes basados en la presión o basados en la temperatura. Son posibles también otros valores. Por ejemplo, en una realización particular, las dos turbinas 22, 24 pueden tener un coeficiente de reacción igual o similar; en otra realización, la primera turbina de expansión 22 tiene un coeficiente de reacción mayor que el de la segunda turbina de expansión 24. Ambas turbinas 22, 24 pueden estar configuradas como turbinas de impulsión o ambas turbinas 22, 24 pueden estar configuradas como turbinas de presión.

Se entiende que las conexiones entre los rotores del compresor 18 y las turbinas 22, 24 pueden ser diferentes de la realización mostrada. Por ejemplo, los rotores del compresor 18 y las turbinas 22, 24 pueden estar acoplados a la zona central de motores 12 por un sistema de engrane o un accionamiento de velocidad variable de manera que la potencia puede compartirse mecánicamente. Alternativamente, el compresor puede ser un turbocompresor accionado directamente por la segunda turbina de expansión 24 sin transferencia de potencia entre el compresor 18 y la zona central de motores 12, por ejemplo, teniendo los rotores del compresor 18 y la segunda turbina de expansión 24 montados en un árbol común que gira independientemente del árbol 16 de la zona central de motores 12. En este caso, un álabes de la turbina de área variable puede estar dispuesto en la entrada de la segunda turbina de expansión (turbocompresor) 24 para proporcionar un control adecuado del accionamiento del compresor.

En uso, existen situaciones típicamente operativas en las que el avión no puede aceptar aire comprimido desde la APU, pero sigue requiriendo dicha APU para funcionar, por ejemplo, para dar potencia al generador 14. En este caso, el compresor 18 produce flujo en exceso y tiene que estar protegido frente a las variaciones rápidas. En la realización mostrada, la salida 18o del compresor está también en comunicación de fluido con un conducto de aire en exceso 82 que recibe este flujo en exceso o con variaciones rápidas, a través del montaje de distribución de flujo 25, 125, 225 que proporciona una comunicación de fluido entre el conducto de salida 70 y el conducto de aire en exceso 82. El conducto de aire en exceso 82 proporciona una trayectoria alternativa para el aire en exceso producido por el compresor 18.

En una realización particular que no se muestra, el aire en exceso se descarga a la atmósfera, por ejemplo, teniendo el conducto de aire en exceso 82 en comunicación de fluido con el escape del montaje de motores 10. En la realización mostrada, el conducto de aire en exceso 82 tiene un primer extremo que se comunica con la salida 18o del compresor y un extremo opuesto que se comunica con la entrada 24i de la segunda turbina de expansión, tal como para recuperar energía del flujo principal y del flujo en exceso con variaciones rápidas. El conducto de aire en exceso 82 define así una trayectoria de flujo entre la salida 18o del compresor y la sección de turbina que está separada de la zona central de motores 12. El conducto de aire en exceso 82 puede comunicarse con la entrada 24i de la segunda turbina de expansión, junto con el escape desde la salida 22o de la primera turbina de expansión, a través de un dispositivo de mezcla de entrada o a través de una configuración de turbina de admisión parcialmente separada (boquilla de admisión separada), donde algunos pasos de álabe en la boquilla de entrada de la turbina están dedicados al flujo desde el conducto de aire en exceso 82, mientras que otros pasos de álabe están dedicados al flujo de escape desde la salida 22o de la primera turbina de expansión. La segunda turbina de expansión 24 puede presentar una boquilla variable para facilitar el control de la compartición de carga y unos niveles diferentes de aire en exceso devuelto.

El conducto de aire en exceso 82 puede comunicarse alternativamente con la entrada 22i de la primera turbina de expansión 22 o con la entrada de una tercera turbina (no mostrada) dedicada a recuperar energía del aire en exceso. Tal tercera turbina puede estar conectada al árbol 16 de la zona central de motores 12, por ejemplo, a través de un embrague de rotación libre, para devolver la energía extraída del flujo en exceso al árbol 16, o se puede usar para accionar otros elementos, que incluyen, pero no están limitados a un ventilador de enfriamiento y/o un generador adicional. Son posibles también otros tipos de conexiones y configuraciones.

En una realización particular, se prevé un intercambiador de calor de escape 28 para proporcionar una relación de intercambio de calor entre el aire que circula a través del conducto de aire en exceso 82 y el aire de escape desde la salida 24o de la segunda turbina de expansión 24. El intercambiador de calor 28 incluye así al menos un primer conducto 28a en relación de intercambio de calor con al menos un segundo conducto 28b. El conducto de aire en exceso 82 está en comunicación de fluido con la entrada 24i de la segunda turbina de expansión a través del primer conducto o conductos 28a del intercambiador de calor 28, y el segundo conducto o conductos 28b del intercambiador de calor 28 están en comunicación de fluido con la salida 24o de la segunda turbina de expansión, de manera que el escape desde la segunda turbina de expansión 24 circula a través del mismo. En una realización particular, el intercambiador de calor de escape 28 recupera energía del calor residual en el escape y hace aumentar la temperatura del flujo en exceso (flujo de purga con variaciones rápidas) que entra en la segunda turbina de expansión 24, lo que mejora su capacidad para realizar trabajo en la turbina. Esto proporciona un ciclo híbrido parcialmente recuperado.

En una realización alternativa, se omite el intercambiador de calor de escape 28.

Se describirán a continuación realizaciones a modo de ejemplo para el montaje de desviación de flujo 25, 125, 225. Sin embargo, se entiende que la salida 18o del compresor/el conducto de salida 70 puede estar en comunicación de fluido con la entrada 12i de la zona central de motores/el conducto de entrada 71, el conducto de purga 74 y/o el conducto de aire en exceso 82 a través de cualquier otro tipo apropiado o configuración de comunicación de fluido. Por ejemplo, el conducto de purga 74 podría estar conectado a la salida 18o del compresor, separadamente del conducto de salida 70.

Haciendo referencia a la figura 3, en una realización particular, el montaje de desviación de flujo 25 incluye un enfriador intermedio 26, y el conducto de salida 70 está conectado a una bifurcación 73 que separa el flujo entre un conducto de derivación 78, un conducto de entrada 64 del enfriador intermedio y el conducto de aire en exceso 82. La comunicación entre la bifurcación 73 y el conducto de aire en exceso 82 se realiza a través de una válvula de cambio 84 para efectuar el estrangulamiento del flujo de aire en exceso, o su cierre, cuando se requiera. El conducto de aire en exceso 82 se comunica así con el conducto de salida 70 aguas arriba del enfriador intermedio 26; en una realización particular, tal configuración permite dejar que la energía máxima en el aire comprimido sea desviada al interior del conducto de aire en exceso 82.

El enfriador intermedio 26 incluye al menos un primer conducto 26a en relación de intercambio de calor con al menos un segundo conducto 26b. Cada primer conducto 26a del enfriador intermedio 26 tiene una entrada en comunicación de fluido con el conducto de entrada 64 del enfriador intermedio y una salida en comunicación de fluido con un conducto de salida 66 del enfriador intermedio. Cada segundo conducto 26b del enfriador intermedio 26 está configurado para la circulación de un refrigerante a través del mismo, por ejemplo, aire de enfriamiento. El

refrigerante que circula a través del segundo conducto o conductos 26b enfría así el aire comprimido que circula a través del primer conducto o conductos 26a.

El conducto de salida 66 del enfriador intermedio está en comunicación de fluido con el conducto de entrada 71 (y, por consiguiente, con la entrada 12i de la zona central de motores) y con el conducto de purga 74; la comunicación con el conducto de purga 74 se realiza a través de una válvula de aire de purga 76, que es, en una realización particular, una válvula de control de la carga, para efectuar el estrangulamiento de la purga, o su cierre, cuando se requiera. El enfriador intermedio 26 reduce por consiguiente la temperatura del aire comprimido que va a la zona central de motores 12, así como el aire comprimido que se canaliza al avión a través de la válvula de aire de purga 76 y el conducto de purga 74. En una realización particular, el preenfriamiento del aire que va al avión permite una presión de suministro mayor que los sistemas APU que no están preenfriados y, por consiguiente, una temperatura limitada por razones de seguridad. Un suministro a mayor presión puede permitir en general conductos y equipos neumáticos más pequeños, lo que puede conseguir ahorros de peso sobre el avión.

El conducto de derivación 78 proporciona una comunicación de fluido entre el conducto de salida 70 y cada uno del conducto de entrada 71 y la válvula de aire de purga 76 en paralelo con el enfriador intermedio 26, permitiendo así que una parte seleccionada del flujo evite por derivación dicho enfriador intermedio 26 antes de alcanzar la válvula de aire de purga 76 (y, por consiguiente, el conducto de purga 74) y el conducto de entrada 71 (y, por consiguiente, la entrada 12i de la zona central de motores). El conducto de derivación 78 incluye una válvula de derivación 80 que regula el flujo que evita por derivación el enfriador intermedio 26. Por consiguiente, la temperatura del aire comprimido que se hace circular hasta los conductos de entrada y purga 71, 74 puede ser regulada cambiando la proporción del flujo que pasa por el enfriador intermedio 26 al controlar la proporción del flujo que pasa por el conducto de derivación 78 con la válvula de derivación 80. En esta realización particular, el flujo comprimido que se hace circular hasta el conducto de entrada 71 tiene la misma temperatura que el flujo comprimido que se hace circular hasta el conducto de purga 74. En una realización particular, el enfriador intermedio 26 enfría el aire comprimido de manera que el aire que se hace circular hasta el conducto de purga 74 y el conducto de entrada 71 tiene una temperatura de 121°C (250°F) o inferior; son posibles también otros valores.

Haciendo referencia a la figura 4, se muestra otra realización particular del montaje de desviación de flujo 125. El conducto de salida 70 está conectado al conducto de derivación 78, al conducto de entrada 64 del enfriador intermedio, al conducto de aire en exceso 82 (a través de la válvula de cambio 84) y al conducto de purga 74 (a través de la válvula de aire de purga 76). En esta realización, ya que el conducto de purga 74 se comunica con el conducto de salida 70 aguas arriba del enfriador intermedio 26, el aire comprimido no es enfriado antes de que se haga circular hasta el conducto de purga 74.

El conducto de salida 66 del enfriador intermedio está en comunicación de fluido con el conducto de entrada 71 (y, por consiguiente, con la entrada 12i de la zona central de motores); el enfriador intermedio 26 reduce así la temperatura del aire comprimido que va a la zona central de motores 12. El conducto de derivación 78 proporciona una comunicación de fluido entre el conducto de salida 70 y el conducto de entrada 71 en paralelo con el enfriador intermedio 26, permitiendo así que una parte seleccionada del flujo evite por derivación el enfriador intermedio 26 antes de alcanzar el conducto de entrada 71 (y, por consiguiente, la entrada 12i de la zona central de motores). La temperatura del aire comprimido que se hace circular hasta el conducto de entrada 71 puede ser regulada cambiando la proporción del flujo que pasa por el enfriador intermedio 26 al controlar la proporción del flujo que pasa por el conducto de derivación 78 con la válvula de derivación 80 incluida en el mismo. En una realización particular, el aire comprimido que circula en el conducto de salida 70 y hasta el conducto de purga 74 tiene una temperatura de 232°C (450°F) o inferior, y el enfriador intermedio 26 enfría parte del aire comprimido de manera que el aire que se hace circular hasta el conducto de entrada 71 tiene una temperatura de 121°C (250°F) o inferior; son posibles también otros valores. En una realización particular, el uso del enfriador intermedio 26 para enfriar solamente la parte del aire comprimido que se hace circular hasta el conducto de entrada 71 puede permitir que dicho enfriador intermedio 26 sea significativamente menor que un enfriador intermedio utilizado también para enfriar la parte del aire que se hace circular hasta el conducto de purga 74, por ejemplo, tal como se muestra en la figura 3.

Haciendo referencia a la figura 5, se muestra otra realización particular del montaje de desviación de flujo 225. El conducto de salida 70 está conectado al conducto de derivación 78, al conducto de entrada 64 del enfriador intermedio y al conducto de aire en exceso 82 (a través de la válvula de cambio 84). Un primer enfriador intermedio 126, utilizado como un preenfriador, tiene un primer conducto o conductos 126a, cada uno de ellos con una entrada en comunicación de fluido con el conducto de entrada 64 del enfriador intermedio y una salida en comunicación de fluido con un conducto intermedio 68 del enfriador intermedio.

El conducto intermedio 68 del enfriador intermedio está en comunicación de fluido con el conducto de purga 74 a través de la válvula de aire de purga 76, y el conducto de derivación 78 proporciona una comunicación de fluido entre el conducto de salida 70 y una parte del conducto de purga 74 aguas arriba de la válvula de aire de purga 76 en paralelo con el enfriador intermedio 126. Por consiguiente, la temperatura del aire comprimido que se hace circular hasta el conducto de purga 74 puede ser regulada cambiando la proporción del flujo que pasa por el enfriador intermedio 126 al controlar la proporción del flujo que pasa por el conducto de derivación 78 con la válvula de derivación 80.

ES 2 700 652 T3

El montaje de desviación de flujo 225 incluye un segundo enfriador intermedio 226 que tiene también un primer conducto o conductos 226a en relación de intercambio de calor con un segundo conducto o conductos 226b. Cada primer conducto 226a del enfriador intermedio 226 tiene una entrada en comunicación de fluido con el conducto intermedio 68 del enfriador intermedio y una salida en comunicación de fluido con el conducto de salida 66 del enfriador intermedio. Cada segundo conducto 226b del enfriador intermedio 226 está configurado para la circulación de un refrigerante a través del mismo, por ejemplo, aire de enfriamiento.

El conducto de salida 66 del enfriador intermedio está en comunicación de fluido con el conducto de entrada 71 (y, por consiguiente, con la entrada 12i de la zona central de motores); el segundo enfriador intermedio 226 reduce así más la temperatura del aire comprimido que va a la zona central de motores 12. Un conducto de derivación 178 adicional proporciona una comunicación de fluido entre el conducto intermedio 68 del enfriador intermedio y el conducto de entrada 71 en paralelo con el enfriador intermedio 226, permitiendo así que una parte seleccionada del flujo evite por derivación el enfriador intermedio 226 antes de alcanzar el conducto de entrada 71 (y, por consiguiente, la entrada 12i de la zona central de motores). El conducto de derivación 178 adicional incluye una válvula de derivación 180 adicional para regular el flujo que circula a través del mismo. La temperatura del aire comprimido que se hace circular hasta el conducto de entrada 71 puede ser regulada cambiando la proporción del flujo que pasa por los enfriadores intermedios 126, 226 al controlar la proporción del flujo que pasa por los conductos de derivación 78, 178 con las válvulas de derivación 80, 180.

Una realización alternativa se muestra con líneas de puntos, donde el conducto de derivación 178 se ha reemplazado por un conducto de derivación 178' que contiene una válvula de derivación 180' y que se extiende entre el conducto de salida 70 y el conducto de entrada 71.

El conducto de entrada 71 se comunica así con el enfriador intermedio preenfriador 126 al menos en parte a través del segundo enfriador intermedio 226, mientras que el conducto de purga 74 se comunica con el enfriador intermedio preenfriador 126 aguas arriba del segundo enfriador intermedio 226, independientemente así del mismo. La disposición permite así la regulación independiente de la temperatura del flujo que alcanza el conducto de purga 74 y del flujo que alcanza el conducto de entrada 71. Por ejemplo, la proporción del flujo que circula a través del enfriador intermedio 126 se puede seleccionar de manera que la temperatura del flujo que alcanza el conducto de purga 74 es 232°C (450°F) o inferior, y la temperatura del flujo se reduce más en el segundo enfriador intermedio 226 para tener un valor de 121°C (250°F) o inferior, cuando alcanza el conducto de entrada 71. Son posibles también otros valores.

En todas las realizaciones, el montaje de desviación de flujo 25, 125, 225 puede incluir sensores de presión, temperatura y/o flujo, y/o un sistema o sistemas de bucle cerrado que controlan la posición de una, alguna o todas las válvulas 76, 80, 84, 180, 180'. Una cualquiera, alguna o todas las válvulas 76, 80, 84, 180, 180' pueden ser una válvula moduladora accionada hidráulica, neumática o eléctricamente.

En una realización particular, el montaje de motores 10 se puede arrancar con aire a partir del sistema neumático del avión o la purga del motor, en oposición a potencia eléctrica. Al abrir la válvula de aire de purga 76 y la válvula de cambio 84 se admite aire comprimido para la segunda turbina de expansión 24, proporcionando por ello medios para comenzar la rotación del montaje de motores 10. Tal configuración puede permitir así un arranque rápido en vuelo sin necesidad de usar potencia eléctrica. Cuando está prevista, la tercera turbina (no mostrada), que recibe aire desde el conducto de aire en exceso 82, podría permitir también un arranque con aire del montaje de motores 10. Puede que se necesiten válvulas de retención o válvulas de derivación (no mostradas) para impedir el flujo inverso a través de otras partes del montaje de motores 10. En ambos casos, el compresor 18 es de cabezal fijo en el lado de purga, de manera que el motor arranca a baja velocidad, y el flujo externo de arranque se cancela tan pronto como sea posible, antes de acelerar a velocidad máxima, para impedir el calado del compresor de alta energía.

En una realización alternativa, la válvula de cambio 84 se omite o se puede simplificar a una válvula de apertura/cierre de dos posiciones. El flujo desde el compresor 18 se conduce a la zona central de motores 12 y al conducto de aire en exceso 82, y el aire comprimido se "purga" del conducto de aire en exceso 82 según lo requiera el avión, limitado si es necesario por la válvula de control 76 de la carga. Tal configuración puede permitir una reducción de pérdidas al eliminar la caída de presión de la válvula de regulación o cambio entre el compresor 18 y el intercambiador de calor 28 aguas abajo y la turbina. Cuando se emplea una válvula de cambio de dos posiciones 84, la válvula se cierra cuando el avión tiene una exigencia neumática alta sobre el montaje de motores 10 y se abre completamente cuando el montaje de motores 10 se hace funcionar con una exigencia neumática baja o para potencia eléctrica solamente.

En una realización alternativa, se omiten los enfriadores intermedios 26, 126, 226 y el flujo se hace circular hasta el conducto de entrada 71 y el conducto de purga 74, sin ser enfriado.

Haciendo referencia a la figura 6, en una realización particular, el montaje de motores 10 incluye un enfriador de aceite 88 para eliminar calor del sistema hidráulico de dicho montaje de motores 10 y un enfriador de líquido 89 de la zona central de motores para eliminar calor del refrigerante (p. ej., agua, aceite u otro refrigerante líquido) del sistema de enfriamiento de la zona central de motores 12. Una bomba de refrigerante 94 hace circular el refrigerante entre la zona central de motores 12 y el enfriador de líquido 89 de la zona central de motores. Los enfriadores 88, 89

están integrados con el enfriador intermedio 26/226 (y el enfriador intermedio preenfriador 126, si está previsto) en un montaje de enfriamiento para impedir la replicación de elementos como ventiladores de enfriamiento y ductores.

En esta realización particular, los enfriadores 88, 89 y los enfriadores intermedios 26/226, 126 están dispuestos en serie en un único conducto de aire 90 que está ventilado por un ventilador de enfriamiento 92 en operaciones sobre el terreno o por parte de un circuito de aire a presión dinámica en vuelo. El ventilador de enfriamiento 92 puede estar accionado por cualquier elemento rotatorio adecuado del montaje de motores 10 o alimentado con potencia por el generador 14. Se puede usar así una entrada y un escape únicos para proporcionar refrigerante a todos los enfriadores 88, 89 y los enfriadores intermedios 26/226, 126. Los enfriadores 88, 89 y el enfriador intermedio 26/226, 126 están colocados dentro del conducto según sus requisitos de temperatura. En la realización mostrada, el enfriador de aceite 88 y el enfriador de líquido 89 de la zona central de motores tienen los requisitos de temperatura más baja (p. ej., requieren enfriar los fluidos en los mismos a alrededor de 82°C (180°F) a 93°C (200°F)), y la temperatura del aire de enfriamiento en la entrada del conducto de aire 90 es 54°C (130°F) o inferior; el enfriador intermedio 26/226 tiene un requisito de temperatura mayor que los enfriadores 88, 89 (p. ej., alrededor de 121°C (250°F)), y el enfriador intermedio preenfriador 126 (si está previsto) tiene un requisito de temperatura mayor que el enfriador intermedio 26/226 (p. ej., alrededor de 232°C (450°F)). Son posibles también otros valores.

Haciendo referencia a la figura 7, se muestra otra realización para el montaje de enfriamiento. En esta realización, los enfriadores 88, 89 y el enfriador intermedio 26/226 están en paralelo en el conducto de aire 190 ventilado por el ventilador de enfriamiento 92, estando el enfriador intermedio preenfriador 126 dispuesto aguas abajo de los otros. En otra realización que no se muestra, los enfriadores 88, 89 y los enfriadores intermedios 26/226, 126 están colocados, todos, en paralelo en el conducto de aire.

Haciendo referencia a la figura 8, se muestra un montaje de motores compuestos 110 con un montaje de enfriamiento, de acuerdo con una realización particular. En esta realización, el segundo conducto o conductos 226b del enfriador intermedio 226 están en comunicación de fluido con el sistema de enfriamiento de líquido de la zona central de motores 20 de manera que el refrigerante del sistema de enfriamiento de líquido se hace circular en el segundo conducto o conductos 226b para enfriar el aire comprimido que circula en el primer conducto o conductos 226a. En esta realización, un accionamiento mecánico 96 está dispuesto entre el ventilador de enfriamiento 92 y el árbol 16 de la zona central de motores 12. Los enfriadores 88, 89 están colocados en paralelo en el conducto de aire de enfriamiento 290 aguas arriba del ventilador 92, y el enfriador intermedio preenfriador 126 está colocado en el conducto 290 aguas abajo del ventilador 92. En una realización particular, tal disposición proporciona una delta T de enfriamiento óptima al aceite, al refrigerante del motor y al aire comprimido, al tiempo que se conservan unas temperaturas aceptables de entrada al ventilador 92 para mantener su potencia por debajo de un umbral deseable y evitar la necesidad de materiales más caros que podrían requerirse si el ventilador 92 estuviera situado en una zona más caliente aguas abajo del enfriador intermedio 126.

Haciendo referencia a la figura 9, se muestra un montaje de motores compuestos 210 según otra realización, donde los componentes similares a los de la realización mostrada en la figura 1 están identificados por los mismos números de referencia y no se describen adicionalmente en la presente memoria. Como se ha descrito anteriormente, la zona central de motores 12 incluye uno o más motores de combustión interna que incluyen, pero no están limitados a cualquier tipo de motor rotativo (p. ej., motor Wankel) y cualquier tipo de motor de combustión interna no rotativo, tal como un motor alternativo. Uno cualquiera de los montajes de distribución de flujo 25, 125, 225 o cualquier otro montaje apropiado de distribución de flujo se puede usar para distribuir el flujo desde el conducto de salida 70 hasta el conducto de entrada 71, el conducto de purga 74 y el conducto de aire en exceso 84.

En esta realización, el árbol 16 de la zona central de motores 12 está acoplado solo mecánicamente al generador 14, y no a los rotores del compresor 18 y las turbinas 22, 24. Las turbinas de expansión primera y segunda 22, 24 están acopladas mecánicamente al compresor 18, por ejemplo, teniendo sus rotores soportados por un mismo árbol 123 de la turbina. Las turbinas de expansión primera y segunda 22, 24 están acopladas también mecánicamente a un segundo generador/motor eléctrico 114. En una realización particular, cada uno del árbol 16 de la zona central de motores 12 y el árbol 123 de la turbina están acoplados a su generador 14, 114 respectivo a través de una conexión directa; el generador 14 acoplado a la zona central de motores 12 puede tener así una velocidad de rotación menor que el generador 114 acoplado al árbol 123 de la turbina. Alternativamente, una o ambas conexiones se pueden realizar a través de una caja de cambios respectiva (no mostrada).

En otra realización particular, el generador 114 accionado directamente por las turbinas 22, 24 (o por una de las turbinas en una realización donde dichas turbinas están en árboles diferentes) tiene una frecuencia nominal de al menos 400 Hz, adecuada para el equipo eléctrico de alta densidad de potencia del avión, por ejemplo un generador de corriente alterna de 2 polos con una frecuencia nominal de 400 Hz, que tiene una velocidad de diseño desde 22.800 hasta 25.300 rpm, que puede corresponder a una velocidad nominal de 24.000 rpm. Tal generador 114 se puede usar en combinación con cualquiera de los generadores 14 particulares mencionados anteriormente.

La potencia desde los dos árboles 16, 123 se combina a través de la potencia eléctrica que se transfiere entre los dos generadores 14, 114. Por ejemplo, el primer generador 14 transfiere potencia al segundo generador/motor 114, que actúa como un motor para accionar el rotor o rotores del compresor 18. Los generadores 14, 114 proporcionan también potencia eléctrica al avión.

En la realización mostrada, se prevé un controlador de potencia 86 para controlar la transferencia de potencia entre los dos generadores 14, 114 y la potencia proporcionada al avión. En una realización particular, el controlador de potencia 86 permite que sea variable la relación de velocidades entre el compresor y la zona central de motores, programándose independientemente cada velocidad rotatoria para un comportamiento óptimo. La parte de la potencia desde el primer generador 14 que se transfiere al segundo generador/motor 114 se puede controlar para conseguir la velocidad rotatoria más ventajosa para el rotor o rotores del compresor 18. Además, cuando las turbinas 22, 24 acopladas al compresor 18 generan energía en exceso, el segundo generador/motor 114 puede proporcionar también potencia al avión y/o al primer generador 14, que puede actuar también como un motor. El controlador de potencia 86 puede contener también características tales como la regulación de frecuencia y voltaje para gestionar la calidad de potencia AC suministrada al fuselaje.

Aunque no se muestra, la transferencia de potencia desde la zona central de motores 12 hasta el sobrealimentador (el compresor 18 y las turbinas 22, 24) se puede realizar también a través de sistemas CVT hidráulicos o mecánicos para permitir una programación de velocidades independiente.

Haciendo referencia a la figura 10, se muestra un montaje de motores 310 según otra realización, donde los componentes similares a los de la realización mostrada en la figura 1 están identificados por los mismos números de referencia y no se describen adicionalmente en la presente memoria.

En esta realización, el árbol 16 de la zona central de motores 12 está acoplado mecánicamente al generador 14, y la potencia de la turbina o turbinas no se combina con la de la zona central de motores 12. Aunque se muestra una única turbina 322, se pueden prever múltiples turbinas. La turbina 322 está acoplada mecánicamente al compresor 18, por ejemplo, teniendo sus rotores soportados por un mismo árbol 123. La turbina 322 puede estar configurada como una turbina de impulsión o como una turbina de presión, y puede tener cualquier coeficiente de reacción adecuado, que incluye, pero no está limitado a los coeficientes descritos anteriormente para las turbinas 22, 24. En una realización particular, la turbina 322 está reemplazada por las turbinas de expansión primera y segunda 22, 24, como se ha descrito previamente.

Uno cualquiera de los montajes de distribución de flujo 25, 125, 225 o cualquier otro montaje apropiado de distribución de flujo se puede usar para distribuir el flujo desde el conducto de salida 70 hasta el conducto de entrada 71, el conducto de purga 74 y el conducto de aire en exceso 84. Cuando se prevé más de una turbina, el flujo desde el conducto de aire en exceso 84 se puede hacer circular hasta la entrada de una cualquiera de las turbinas.

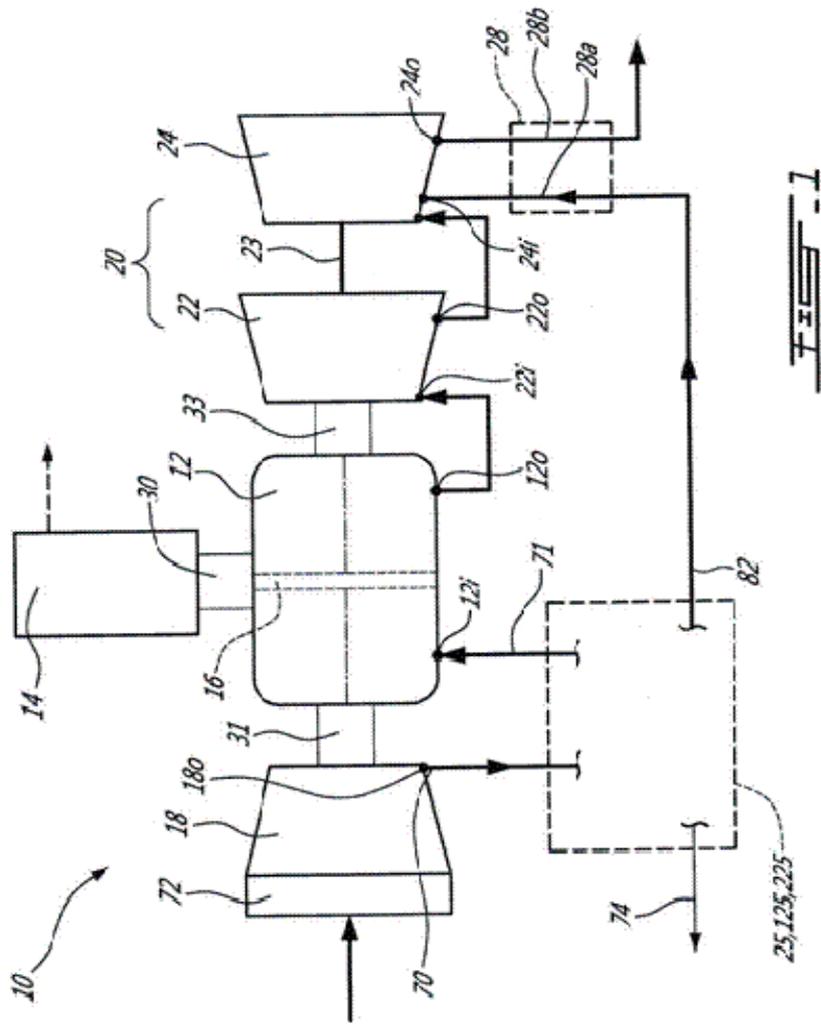
Aunque no se muestra, la turbina o turbinas 322 pueden accionar también un generador independiente o cualquier otro tipo apropiado de accesorio. Aunque no se muestra, se puede prever un controlador de potencia para controlar la transferencia de potencia entre el generador 14 y cualquier sistema que recibe potencia eléctrica desde el generador 14.

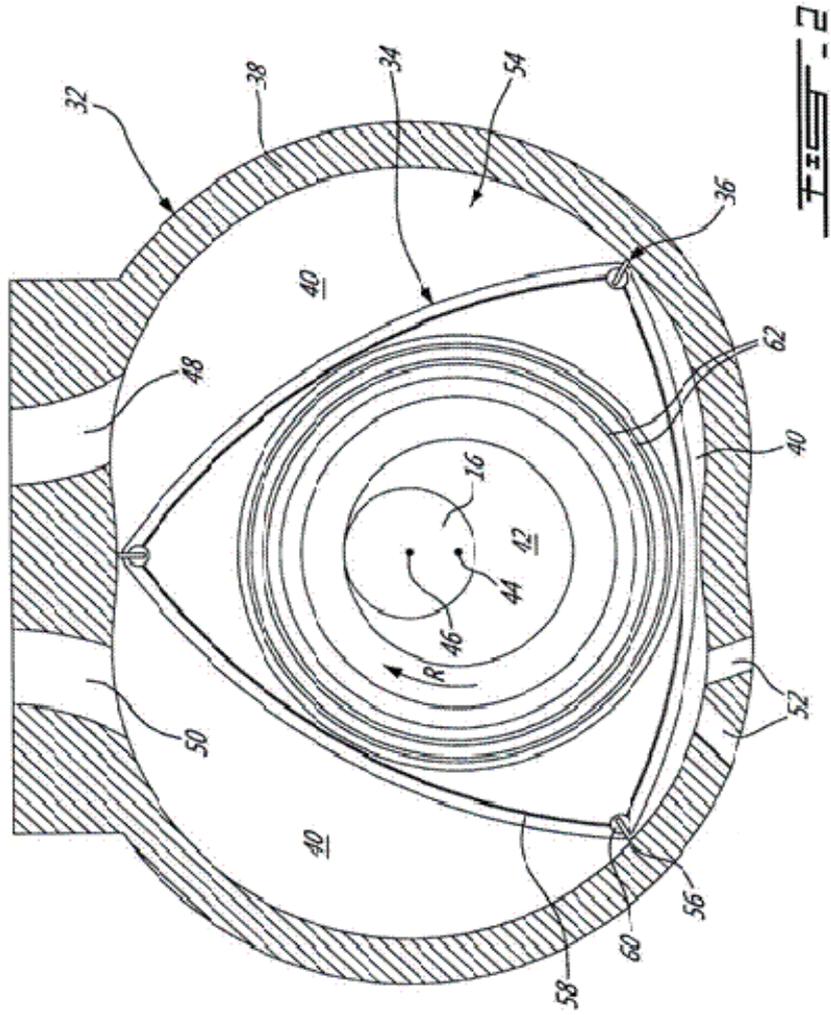
Se supone que la descripción anterior es a modo de ejemplo solamente, y un experto en la técnica reconocerá que se pueden hacer cambios en las realizaciones descritas sin salirse del alcance de la invención divulgada. Por ejemplo, aunque se ha mostrado que el compresor 18 proporciona aire comprimido tanto para la zona central de motores 12 como para el avión, alternativamente, el compresor 18 puede estar configurado para actuar solamente como un sobrealimentador para la zona central de motores 12, y un compresor de carga independiente puede estar configurado para proporcionar el aire del avión. La zona central de motores 12 y/o las turbinas 22, 24, 322 pueden accionar tal compresor de carga directamente o a través de una caja de cambios. Los dos compresores pueden tener una entrada común. Además, aunque se ha descrito la zona central de motores 12 como que incluye uno o más motores de combustión interna, dicha zona central de motores 12 puede ser alternativamente cualquier otro tipo de zona central de motores, en la que el aire comprimido se mezcla con combustible y se somete a ignición para generar gases de combustión calientes, que incluyen, pero no están limitados a un combustor de turbomotor de gas; como ejemplos no limitativos, el enfriador intermedio 26, 126, que enfría aire comprimido que se hace circular hasta el avión, y la circulación del aire en exceso desde el compresor 18 hasta una turbina 22, 24 con el conducto de aire en exceso 82 para proporcionar trabajo adicional con o sin un intercambiador de calor de escape 28 entre el aire en exceso y el escape de la turbina, se pueden aplicar a un turbomotor de gas con un combustor, como se ilustra esquemáticamente en la figura 11. Otras modificaciones, que quedan comprendidas dentro del alcance de la presente invención, serán evidentes para los expertos en la técnica, a la luz de una revisión de esta descripción, y tales modificaciones están destinadas a quedar comprendidas dentro de las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un montaje de motores compuestos (10, 110, 210) para su uso como una unidad de potencia auxiliar para un avión, comprendiendo el montaje de motores compuestos:
- una zona central de motores (12);
- 5 un compresor (18) que tiene una salida (18o) en comunicación de fluido con una entrada (12i) de la zona central de motores (12);
- un conducto de purga (74) que tiene un extremo configurado para su conexión con un sistema neumático del avión, en donde el conducto de purga (74) en comunicación de fluido con la salida (18o) del compresor (18), a través de una válvula de aire de purga (76), abre y cierra selectivamente la comunicación de fluido entre la salida (18o) del
- 10 compresor (18) y el extremo del conducto de purga (74) configurado para su conexión al sistema neumático; y
- una sección de turbina (20), que tiene una entrada (22i) en comunicación de fluido con una salida (12o) de la zona central de motores (12);
- caracterizado por que la zona central de motores (12) tiene un árbol (16) para accionar una carga, incluyendo la zona central de motores (12) al menos un motor de combustión interna en acoplamiento accionador con el árbol
- 15 (16); y
- por que la sección de turbina (20) está configurada para combinar la potencia con la zona central de motores (12).
2. El montaje de motores compuestos como se define en la reivindicación 1, en donde cada uno de dicho al menos un motor de combustión interna incluye un rotor (34) recibido de modo sellador y rotatorio dentro de una cavidad interna respectiva para proporcionar cámaras rotatorias (40) de volumen variable en la cavidad interna respectiva,
- 20 teniendo el rotor (34) tres partes de vértice (36) que separan las cámaras rotatorias (40) y están montadas para realizar revoluciones excéntricas dentro de la cavidad interna respectiva, teniendo la cavidad interna respectiva una forma epitrocoide con dos lóbulos.
3. El montaje de motores compuestos como se define en la reivindicación 1 o 2, en donde el árbol (16) de la zona central de motores (12) está acoplado de modo accionador a los rotores del compresor (18) y de la sección de
- 25 turbina (20).
4. El montaje de motores compuestos como se define en una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde la sección de turbina (20) combina potencia con la zona central de motores (12) a través de un acoplamiento accionador entre el árbol (16) de la zona central de motores (12) y al menos un rotor de la sección de turbina (20).
5. El montaje de motores compuestos como se define en una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en
- 30 donde la sección de turbina (20) incluye al menos un rotor acoplado en un árbol (123) de la turbina que puede girar independientemente del árbol (16) de la zona central de motores (12), comprendiendo el montaje además un primer generador (14) en acoplamiento accionador con el árbol (16) de la zona central de motores (12), un segundo generador (114) en acoplamiento accionador con el árbol (123) de la turbina y un controlador de potencia (86) conectado a los generadores primero y segundo (14, 114) y que controla la transferencia de potencia entre los
- 35 generadores primero y segundo (14, 114).
6. El montaje de motores compuestos como se define en una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en donde el motor comprende además un generador (14) en acoplamiento accionador con el árbol (16) para proporcionar potencia eléctrica al avión.
7. El montaje de motores compuestos como se define en una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en
- 40 donde la sección de turbina (20) incluye una primera turbina de expansión (22), que tiene una entrada (22i) en comunicación de fluido con la salida (12o) de la zona central de motores (12), y una segunda turbina de expansión (24), que tiene una entrada (24i) en comunicación de fluido con una salida (22o) de la primera turbina de expansión (22).
8. El montaje de motores compuestos como se define en la reivindicación 7, en donde el árbol (16) de la zona
- 45 central de motores (12) está acoplado de modo accionador a los rotores del compresor (18) y de las turbinas de expansión primera y segunda (22, 24).
9. El montaje de motores compuestos como se define en la reivindicación 7, en donde las turbinas de expansión primera y segunda (22, 24) están configuradas, ambas, para combinar la potencia con la zona central de motores (12) y en acoplamiento accionador, ambas, con el compresor (18).
- 50 10. El montaje de motores compuestos como se define en cualquiera de las reivindicaciones 7 a 9, en donde la primera turbina de expansión (22) está configurada como una turbina de impulsión con un coeficiente de reacción basado en la presión que tiene un valor como máximo de 0,25, teniendo la segunda turbina de expansión (24) un coeficiente de reacción mayor que el de la primera turbina de expansión.

- 5 11. El montaje de motores compuestos como se define en una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, que comprende además un conducto de entrada (71) en comunicación de fluido con la entrada (12i) de la zona central de motores (12) y un conducto de salida (70) en comunicación de fluido con la salida (18o) del compresor (18), estando el conducto de entrada (71) y el conducto de purga (74), ambos, en comunicación de fluido con el conducto de salida (70).
12. El montaje de motores compuestos como se define en una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde el conducto de purga (74) está en comunicación de fluido con la salida (18o) del compresor (18) al menos en parte a través de un enfriador intermedio (26) configurado para reducir la temperatura del aire comprimido que circula desde el compresor (18) hasta el conducto de purga (74).
- 10 13. El montaje de motores compuestos como se define en una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, que comprende además unos álabes guías de entrada variable, un difusor variable o una combinación de los mismos en una entrada del compresor (18).
14. Un método para proporcionar aire comprimido y potencia eléctrica a un avión con un montaje de motores compuestos como se define en cualquiera de las reivindicaciones precedentes, comprendiendo el método:
- 15 hacer circular aire comprimido desde la salida (18o) del compresor (18), simultáneamente hasta la entrada (12i) de dicho al menos un motor de combustión interna del montaje de motores compuestos y hasta un conducto de purga (74) en comunicación con un sistema neumático del avión;
- accionar al menos un generador, que proporciona potencia eléctrica al avión, con dicho al menos un motor de combustión interna; y
- 20 proporcionar potencia eléctrica al avión con al menos una turbina del montaje de motores compuestos.
15. El método como se define en la reivindicación 14, que comprende además regular un flujo del aire comprimido a través del conducto de purga (74) con la válvula de aire de purga (76).





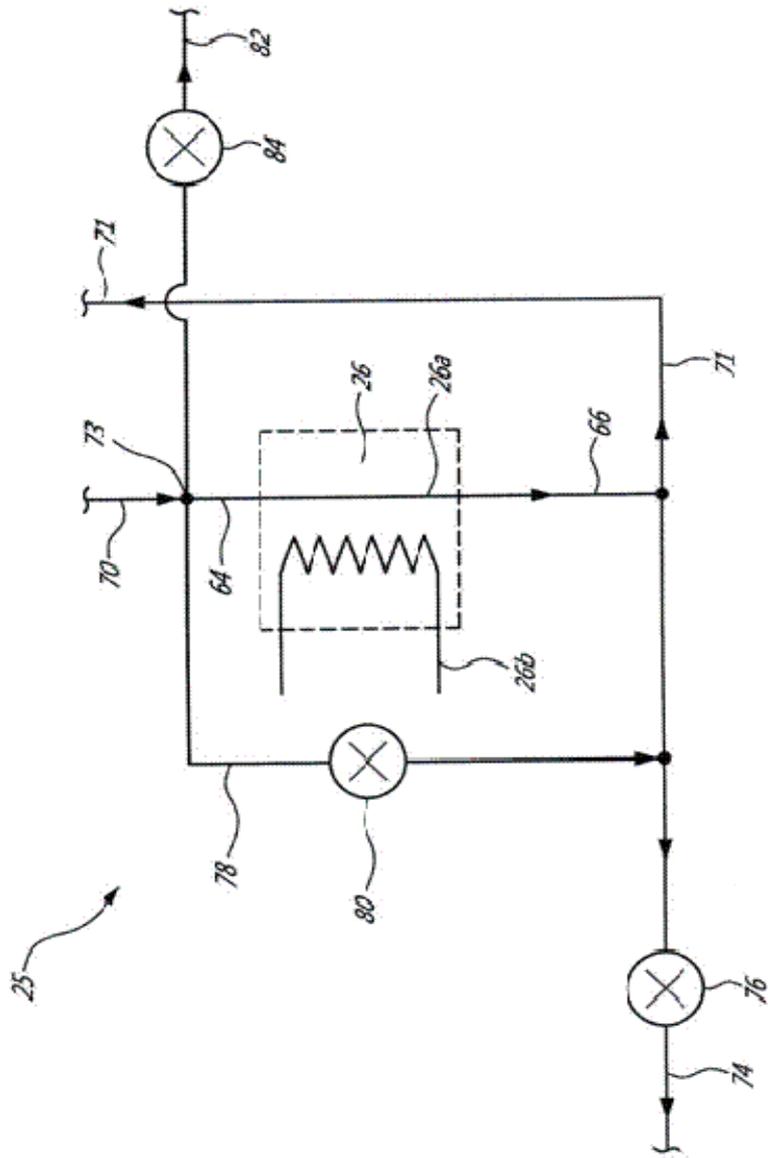


FIG. 3

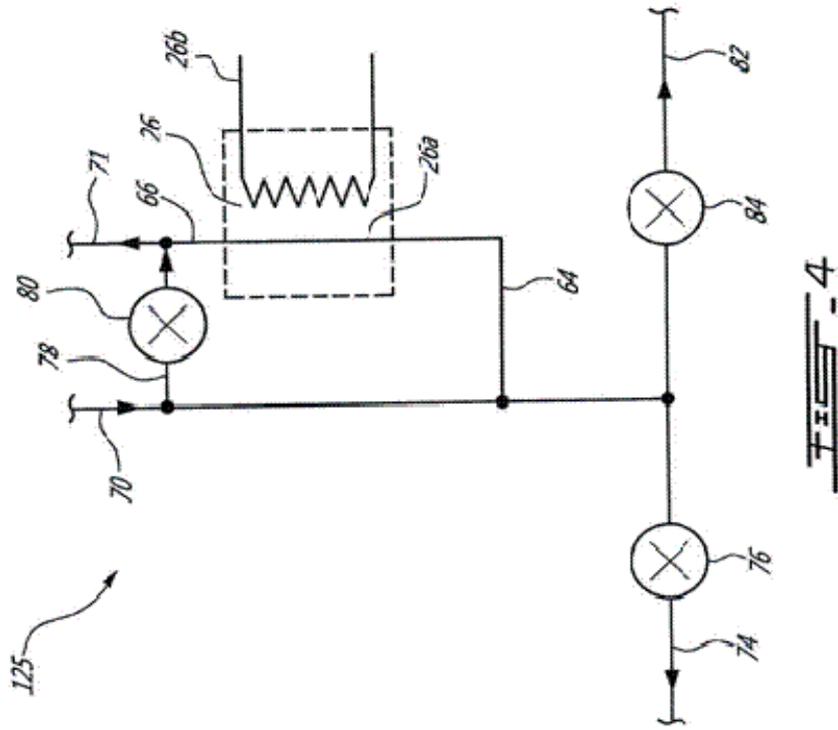


FIG. 4

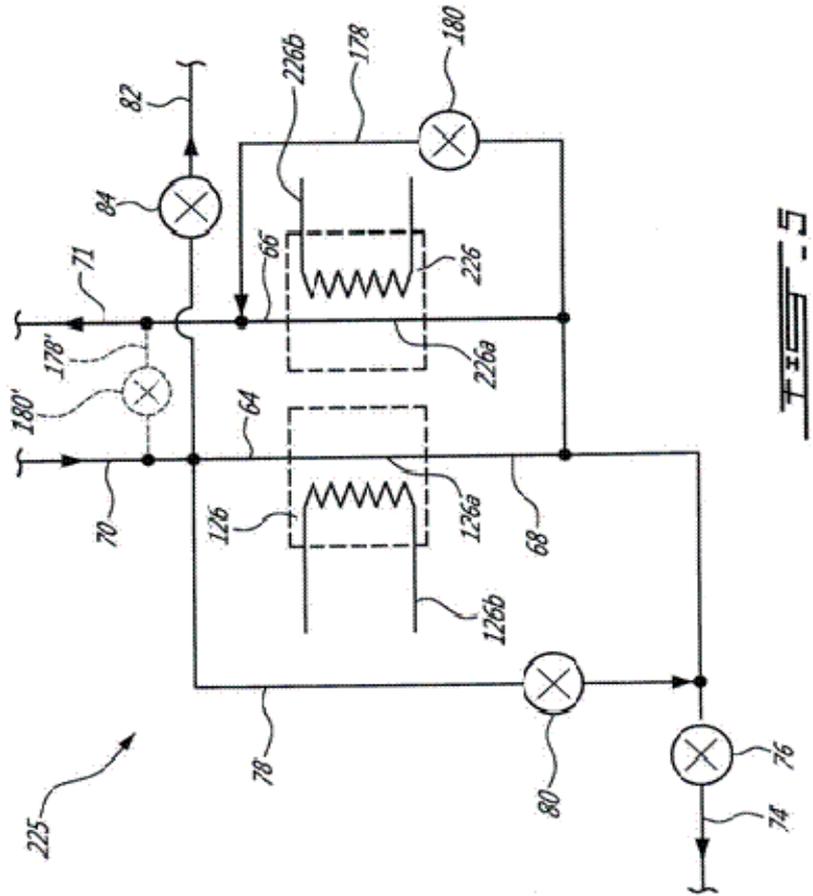


FIG. 5

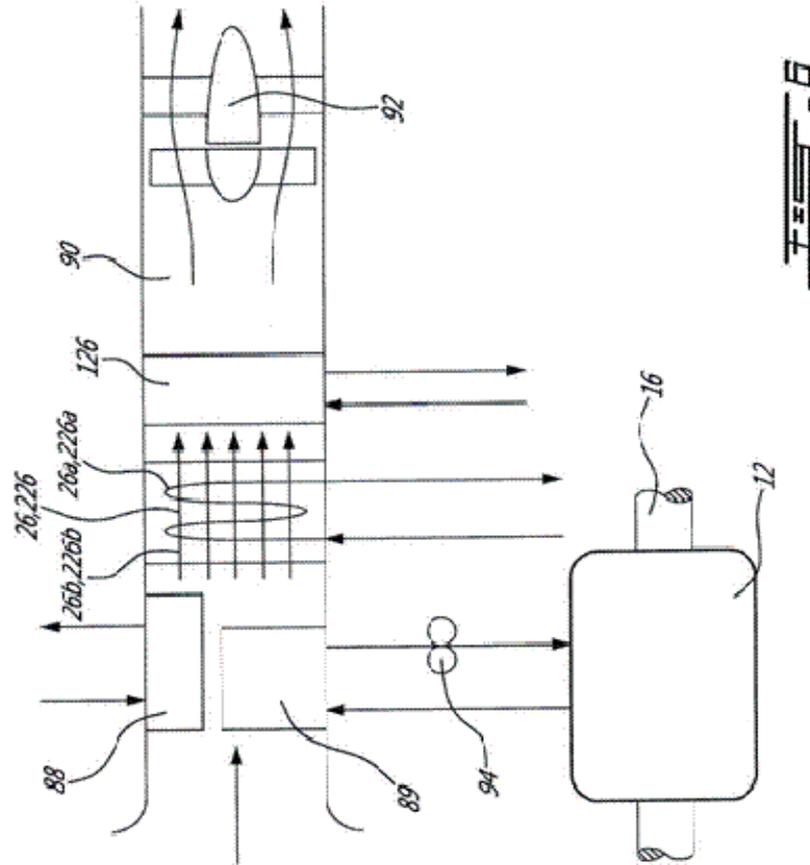


FIG. 6

