

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 814 100**

51 Int. Cl.:

B64D 33/08 (2006.01)

B64D 41/00 (2006.01)

B64F 5/00 (2007.01)

F01D 25/12 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **08.08.2016 E 16183273 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.07.2020 EP 3127814**

54 Título: **Conjunto de calentamiento de una aeronave con motor de combustión interna refrigerado por líquido y elemento de calentamiento usando calor residual**

30 Prioridad:

07.08.2015 US 201562202287 P

03.08.2016 US 201615227501

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

26.03.2021

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 DE ENDE, DANIEL

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 814 100 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Conjunto de calentamiento de una aeronave con motor de combustión interna refrigerado por líquido y elemento de calentamiento usando calor residual

5

CAMPO TÉCNICO

La solicitud se refiere en general a motores de combustión interna refrigerados por líquido y, más en particular, al uso de calor residual procedente de conjuntos de motor que incluyen dichos motores.

10

ANTECEDENTES DE LA TÉCNICA

Una forma conocida de evitar o minimizar los problemas de formación de hielo en las entradas de UPA incluye el diseño de la turbomaquinaria de UPA para que sea capaz de ingerir el hielo sin daños. Sin embargo, dicho diseño puede no ser posible en todos los tipos de motores de UPA.

15

El deshielo en otras superficies del motor y la aeronave, el precalentamiento de aceite y combustible, y la generación de calor para el uso de la cabina a menudo son proporcionados por elementos eléctricos que utilizan la energía de la aeronave principal o la energía generada por la UPA. La energía requerida por tales sistemas reduce la energía disponible para otros usos y/o aumenta el tamaño requerido de la UPA y, en consecuencia, su peso y costo.

20

El documento EP 2006493 A2 describe una aeronave de la técnica anterior.

El documento CA 1300104 C describe otra técnica anterior.

25

RESUMEN

En un aspecto, se proporciona una aeronave como se expone en la reivindicación 1.

30

En un aspecto, se proporciona un procedimiento de calentamiento de una porción de una aeronave como se expone en la reivindicación 10.

DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

35

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

La Fig. 1 es un diagrama de un conjunto del motor según una realización particular;

La Fig. 2 es una vista esquemática en sección transversal de un motor rotativo que se puede usar en el conjunto del motor de la Fig. 1;

40

La Fig. 3 es una vista esquemática en sección transversal de un conjunto del motor tal como la Fig. 1, usado como una unidad de potencia auxiliar (UPA) e incluye elementos de calentamiento de entrada, según una realización particular;

45

La Fig. 4a es una vista esquemática en sección transversal de un conjunto del motor tal como la Fig. 1, usado como una unidad de potencia auxiliar (UPA) e incluye elementos de calentamiento del estabilizador, según otra realización particular;

50

La Fig. 4b es una vista esquemática en sección transversal de una parte de un conjunto del motor tal como se muestra en la Fig. 4a con un sistema de circulación de fluido según una configuración que queda fuera del alcance de las reivindicaciones; y

La Fig. 5 es una vista esquemática en sección transversal de un conjunto del motor tal como la Fig.1, usado como una unidad de potencia auxiliar (UPA) e incluye elementos de calentamiento de aeronaves, según otra configuración que queda fuera del alcance de las reivindicaciones.

55

DESCRIPCIÓN DETALLADA

Con referencia a la Fig. 1, generalmente se muestra un conjunto del motor compuesto 10 que en una realización particular se usa como una unidad de potencia auxiliar (UPA). El conjunto del motor compuesto 10 generalmente incluye un compresor de sobrealimentación 20 que comprime el aire para alimentar un núcleo de motor 12' que incluye uno o más motores de combustión interna intermitentes 12. El compresor de sobrealimentación 20 también puede proporcionar aire de purga para la aeronave, o puede proporcionarse un compresor adicional 21 para ese uso. El escape del núcleo del motor 12' se alimenta en una o más turbinas 26, 22 de una sección de turbina compuesta. El(los) compresor(es) 20, 21 puede(n) ser accionado(s) por las turbinas 26, 22 y/o el núcleo del motor 12'. En la realización

65

mostrada, el(los) compresor(es) 20, 21 es/son accionado(s) por el núcleo del motor 12' a través de una transmisión 19; en otra realización particular, el(los) compresor(es) 20, 21 es/son accionado(s) por las turbinas 26, 22, por ejemplo, estando acoplado al mismo árbol o acoplado al árbol de la turbina a través de una transmisión. Una o más de las turbinas 26, 22 es/son configurada(s) para energía compuesta con el núcleo del motor 12'; en la realización mostrada, la turbina y los árboles del motor están acoplados a través de una transmisión provista de una caja de engranajes 28.

En una realización particular, el(los) motor(es) de combustión interna 12 son motores rotativos intermitentes de combustión interna, por ejemplo motores Wankel; sin embargo, se entiende que se pueden usar alternativamente otros tipos de motores de combustión interna refrigerados por líquido u otros tipos de motores productores de calor.

Con referencia a la Fig. 2, se muestra un ejemplo de un motor Wankel que se puede usar en el núcleo del motor 12'. Se entiende que la configuración del(de los) motor(es) 12, por ejemplo, la ubicación de las lumbreras, el número y ubicación de las juntas estancas, etc., puede variar de la de la realización mostrada.

El motor 12 comprende una carcasa 32 que define una cavidad de rotor que tiene un perfil que define dos lóbulos, que es preferentemente un epitrocoide. Dentro de la cavidad de rotor se recibe un rotor 34. El rotor define tres partes de vértice 36 separadas circunferencialmente y un perfil generalmente triangular con lados arqueados hacia fuera. Las porciones de vértice 36 se acoplan de manera estanca con la superficie interior de una pared periférica 38 de la carcasa 32 para formar y separar tres cámaras de trabajo 40 de volumen variable entre el rotor 34 y la carcasa 32. La pared periférica 38 se extiende entre dos paredes de extremo separadas axialmente 54 para encerrar la cavidad de rotor.

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

Se proporciona una lumbrera de admisión 48 a través de la pared periférica 38 para admitir aire comprimido en una de las cámaras de trabajo 40. También se proporciona una lumbrera de escape 50 a través de la pared periférica 38 para descargar los gases de escape de las cámaras de trabajo 40. Los pasos 52 para una bujía, una bujía incandescente u otro mecanismo de encendido, así como para uno o más inyectores de combustible de un sistema de inyección de combustible (no mostrado en la Fig. 1) también se proporcionan a través de la pared periférica 38. De forma alternativa, la lumbrera de admisión 48, la lumbrera de escape 50 y/o los pasos 52 se pueden proporcionar a través de la pared de extremo o lateral 54 de la carcasa. Se puede proporcionar una subcámara (no mostrada) en comunicación con las cámaras 40, para inyección piloto o previa de combustible para combustión.

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

El(los) inyector(es) de combustible del motor 12, que en una realización particular es(son) inyectores de combustible de conducto común, se comunican con una fuente 30 (véase la Fig. 1) de combustible pesado (por ejemplo, diésel, queroseno (combustible de aviación), biocombustible equivalente), y suministran el combustible pesado al motor 12 de modo que la cámara de combustión esté estratificada con una mezcla rica de aire y combustible cerca de la fuente de ignición y una mezcla más pobre en otras partes.

Volviendo a la Fig. 1, el núcleo del motor 12' está refrigerado por líquido. Un conjunto de calentamiento de aeronaves incluye un sistema de refrigerante para el(los) motor(es) 12 del núcleo del motor 12', que en una realización particular es diferente de cualquier sistema de combustible y lubricante del(de los) motor(es) 12 y de la unidad de potencia auxiliar 10 como un todo. En otras palabras, un refrigerante dedicado circula a través del(de los) motor(es) 12 del núcleo del motor 12', a través de una pluralidad de pasos de enfriamiento 64 definidos en las paredes de la carcasa 32, y este refrigerante dedicado circula por separado e independientemente del lubricante y el combustible de la unidad de potencia auxiliar 10, incluido el lubricante del núcleo del motor 12'. El refrigerante líquido dedicado puede ser, por ejemplo, agua o agua mezclada con líquido(s) anticongelante(s) como etilenglicol. Los pasos de enfriamiento 64 están en comunicación de fluido con una entrada de refrigerante 66 y una salida de refrigerante 68 del núcleo del motor 12', ya sea directamente o mediante comunicación con uno o más pasos de enfriamiento 64. Una trayectoria de circulación de refrigerante 70 se define fuera del(de los) motor(es) 12, en comunicación de fluido con la entrada de refrigerante 66 y la salida de refrigerante 68. La trayectoria de circulación de refrigerante 70 se extiende a través de un intercambiador de calor 72 configurado para eliminar el calor residual del refrigerante. El término "calor residual", como se usa en esta invención, se refiere al calor del refrigerante calentado circulado fuera del núcleo del motor 12', que debe eliminarse antes de que el refrigerante se recircule al núcleo del motor 12' para realizar su función de enfriamiento, o para cualquier otro tipo de calor residual producido por el(los) motor(es) productor(es) de calor del núcleo del motor

12'. El sistema de enfriamiento del refrigerante, que incluye la trayectoria de circulación de refrigerante 70, brinda la oportunidad de transferir calor a lugares útiles utilizando el refrigerante "usado" como medio. El conjunto de calentamiento de una aeronave incluye, en consecuencia, uno o más elementos de calentamiento 76, 76' en relación de intercambio de calor con la trayectoria de circulación de refrigerante 70, y en relación de intercambio de calor con una porción 8 de la aeronave a calentar.

En referencia a la Fig. 3, se muestra una configuración para el conjunto del motor 10 y el conjunto de calentamiento de una aeronave según una realización particular, donde el conjunto del motor 10 es una unidad de potencia auxiliar (UPA) y se utiliza el calor residual para evitar o limitar la formación de hielo en la entrada 14 del conjunto del motor 10. Según la invención, los elementos de calentamiento 76 están en relación de intercambio de calor con la trayectoria de circulación de refrigerante 70 al estar en comunicación de fluido con los mismos. En esta realización, la porción 8 de la aeronave a calentar incluye múltiples superficies en la entrada de aire que se comunican con el compresor 20. El refrigerante caliente del(de los) motor(es) 12 circula directamente a través de los pasos de fluido que forman los elementos de calentamiento de líquido 76, cada uno posicionado en relación de intercambio de calor con una superficie de entrada relevante para evitar o limitar la formación de hielo cuando el conjunto del motor 10 está funcionando. Después de realizar esta función de calentamiento, el refrigerante vuelve a la trayectoria de circulación de refrigerante 70 a temperatura reducida. Aunque se ilustra la comunicación de fluido entre solo uno de los elementos de calentamiento 76 y la trayectoria de circulación de refrigerante 70, se entiende que cualquier otro elemento de calentamiento, como en las ubicaciones ejemplares de elementos de calentamiento mostradas en 76', también está en comunicación de fluido con la trayectoria de circulación de refrigerante 70. Las ubicaciones ejemplares para los elementos de calentamiento 76, 76' y, en consecuencia, la(s) porción(es) 8 de la aeronave a calentar incluyen, pero no se limitan a, la puerta de entrada 78, las superficies del conducto de entrada 80, dispositivos de giro de flujo 82 (por ejemplo, divisores, paneles acústicos), álabes de guía de entrada variables del compresor 84, y/o áreas confinadas 86 existentes dentro de la entrada donde la geometría puede conducir a la acumulación de hielo.

El núcleo del motor 12' se usa para hacer girar un ventilador 74 que conduce un flujo de aire de enfriamiento a través del intercambiador de calor 72. Aunque no se muestra, se proporciona un elemento impulsor de flujo adecuado (por ejemplo, una bomba) en comunicación de fluido con la trayectoria de circulación de refrigerante 70 para impulsar la circulación del refrigerante a través de los pasos de enfriamiento 64. Un conducto de derivación 88 proporciona una comunicación de fluido entre una porción de la trayectoria de circulación de refrigerante 70 aguas arriba del intercambiador de calor 72 y una porción de la trayectoria de circulación de refrigerante 70 aguas abajo del intercambiador de calor 72. El conducto de derivación 88 incluye una válvula 90 modulada por un termostato, que en consecuencia regula la temperatura del refrigerante evitando selectivamente el intercambiador de calor 72. En una realización particular, el sistema de derivación está diseñado para estar libre de fallos de manera tal que el circuito de enfriamiento del motor no se vea comprometido por un fallo de la válvula de derivación 90; esto podría incluir, por ejemplo, la capacidad de detectar la baja contrapresión del sistema de calentamiento (indicando fugas) y cerrar el sistema si cae, y/o diseñar el sistema de derivación para que falle probablemente en el modo sin derivación (flujo completo al intercambiador de calor 72).

La mayoría de las instalaciones de UPA se encuentran en el área del estabilizador. En la realización mostrada en referencia a la Fig. 4a, se muestra una configuración para el conjunto de motor 10 según otra realización particular, donde el conjunto de motor 10 es una unidad de potencia auxiliar (UPA) y el calor residual se usa para proporcionar antihielo térmico (o aumentar la capacidad de los sistemas antihielo existentes) en las superficies aerodinámicas del estabilizador 90. Los elementos de calentamiento 76 se definen así por pasos de fluido debajo de las superficies aerodinámicas clave del estabilizador 90, a través de las cuales circula el refrigerante calentado desde la trayectoria de circulación de refrigerante 70. Después de realizar su función de calentamiento, el refrigerante vuelve a la trayectoria de circulación de refrigerante 70 a temperatura reducida. Aunque no se muestra en la Fig. 4a, la trayectoria de circulación de refrigerante 70 se extiende a través del intercambiador de calor 72 como se muestra en la Fig. 1.

Dado que la UPA puede ejecutarse en el suelo, esta realización puede tener la ventaja de mantener parte de la aeronave libre de hielo en climas fríos entre vuelos. Esto puede reducir o eliminar la necesidad de descongelar líquidos antes de la salida.

Se entiende que aunque los elementos de calentamiento 76 se muestran extendiéndose en un estabilizador horizontal cerca de la UPA, alternativamente, los elementos de calentamiento 76 podrían colocarse debajo de cualquier superficie de la aeronave que requiera ser calentada en climas fríos, particularmente mientras la UPA está funcionando.

La Fig. 4b muestra una variación de la realización de la Fig. 4a que queda fuera del alcance de las reivindicaciones, donde el elemento de calentamiento 76 está en relación de intercambio de calor con la trayectoria de circulación del refrigerante 70 en comunicación de fluido con una trayectoria de circulación de fluido 92, definida por separado de la trayectoria de circulación de refrigerante 70 y recibiendo calor residual de la trayectoria de circulación de refrigerante 70. El fluido (por ejemplo, líquido) que circula a través de la trayectoria de circulación de fluido 92 y a través de los elementos de calentamiento 76 puede tener la misma composición o una composición diferente que el refrigerante que circula a través de la trayectoria de circulación de refrigerante 70, pero ambos circulan independientemente, es decir, sin estar en comunicación de fluido entre sí. La trayectoria de circulación de fluido 92 y la trayectoria de circulación de refrigerante 70 están en relación de intercambio de calor entre sí a través de un intercambiador de calor

94 (por ejemplo, intercambiador de calor líquido a líquido). Dicha configuración permite una mejor segregación entre los dos sistemas, de modo que un fallo del circuito de fluido de calentamiento de la superficie aerodinámica no necesariamente perjudica críticamente la función de la UPA. Se usa un sistema separado de bomba de circulación 96 para el fluido que circula a través de la trayectoria de circulación de fluido 92. Aunque no se muestra en la Fig. 4b, la trayectoria de circulación de refrigerante 70 se extiende a través del intercambiador de calor 72 como se muestra en la Fig. 1.

Se entiende que la trayectoria de circulación de fluido separada 92 con el intercambiador de calor 94 también se puede usar en un sistema de deshielo de entrada como se muestra en la Fig. 3 para hacer circular un fluido separado a través de los elementos de calentamiento 76, 76'.

En una aeronave más grande, el calor residual de la UPA puede no ser suficiente para proporcionar el calor adecuado para el deshielo. Con referencia a la Fig. 5, se muestra una configuración para el conjunto del motor 10 y el conjunto de calentamiento de una aeronave que queda fuera del alcance de las reivindicaciones, donde el conjunto del motor 10 es una unidad de potencia auxiliar (UPA) y el calor residual se usa para proporcionar antihielo térmico en una superficie aerodinámica 98 (en la cola o en otro lugar). Aquí nuevamente, el elemento de calentamiento 76 está definido por un paso de fluido debajo de la superficie aerodinámica 98. En la configuración mostrada, el elemento de calentamiento 76 está en comunicación de fluido con la trayectoria de circulación de fluido 92 definida por separado de la trayectoria de circulación de refrigerante 70 y en relación de intercambio de calor con el mismo a través del intercambiador de calor 94; se entiende que, alternativamente, el elemento de calentamiento 76 puede estar en comunicación de fluido con la trayectoria de circulación de refrigerante 70 de modo que el refrigerante del núcleo del motor 12' circule directamente a través de él.

En esta configuración, uno o más elementos de calentamiento eléctrico 100 es/están en relación de intercambio de calor con el(los) elemento(s) de calentamiento 76. Por ejemplo, la temperatura del fluido que circula a través del elemento de calentamiento 76 es aumentada por los elementos de calentamiento eléctrico 100, que funcionan a partir de la energía producida por un generador 104 accionado por el núcleo del motor 12' (como se muestra) o desde la fuente de alimentación de la aeronave. Estos elementos de calentamiento eléctrico de aumento 100 podrían ser locales para el sitio antihielo. Por ejemplo, el fluido caliente (refrigerante líquido del motor o fluido separado) se bombea al área del borde delantero del ala, donde los elementos de calentamiento eléctrico 100 aumentan localmente su temperatura antes de ingresar al(a los) elemento(s) de calentamiento 76. Además, dicho sistema podría proporcionar una medida de la capacidad de bienergía y funcionar utilizando el calor residual del núcleo del motor 12', la energía eléctrica en combinación con el calor residual o la energía eléctrica sola (con la ayuda de una bomba de circulación auxiliar cuando se usa el refrigerante líquido del núcleo del motor 12'). El(los) elemento(s) de calentamiento 100 es/son controlado(s) por un controlador de temperatura de deshielo 102 según los requisitos de deshielo y la temperatura de calor residual disponible desde el núcleo del motor 12'. La temperatura de retorno al núcleo del motor 12' puede controlarse modulando o ciclando el elemento de calentamiento eléctrico 100 de modo que no se exceda la capacidad térmica del intercambiador de calor de refrigerante 72 (véase la Fig. 1).

Aunque no se muestra, la temperatura del fluido que circula a través del elemento de calentamiento 76 puede aumentarse adicional o alternativamente usando el calor residual generado por el refrigerante y/o aceite lubricante usado para enfriar y/o lubricar otros elementos del núcleo del motor 12' y/o del conjunto del motor 10.

En una realización particular, el calor residual del núcleo del motor 12' se puede utilizar circulando el refrigerante del núcleo del motor 12' a través de los elementos de calentamiento 76, 76' en varias ubicaciones, para proporcionar calor para el deshielo o la prevención de la formación de hielo en una parte 8 de la aeronave que incluye cualquiera de o en cualquier combinación de: entrada del motor (por ejemplo, entrada de UPA), puerta de entrada, divisor de entrada, cámara de admisión de entrada, álabes de guía de entrada variables, superficies de estabilizador, superficies de perfil aerodinámico (con o sin ayuda de los elementos de calentamiento eléctrico locales), etc., por ejemplo como se expone anteriormente.

En otra configuración que queda fuera del alcance de las reivindicaciones, la porción 8 de la aeronave a calentar puede incluir aceite de motor y/o combustible del motor: los elementos de calentamiento 76, 76' se pueden usar para proporcionar calentamiento del aceite del motor y/o calentamiento de combustible para otros motores en proximidad razonable al conjunto del motor 10. Por ejemplo, el calor residual de la UPA puede usarse para precalentar el aceite del motor en climas extremos. La resistencia de arranque del motor aumenta a temperaturas extremas muy frías debido a la alta viscosidad del aceite. El calor residual de la UPA se puede usar para precalentar el aceite del motor para el(los) motor(es) de la máquina tractora primaria o la góndola. Esto puede ser más fácil, aunque no exclusivamente, dispuesto para motores montados en el fuselaje trasero donde las góndolas estarían relativamente cerca de la UPA. El calor residual de la UPA también puede usarse alternativamente para precalentar combustible y/o prevención de formación de hielo en el combustible. La porción 8 de la aeronave a calentar puede incluir una entrada de aire dinámico, para proporcionar precalentamiento del aire dinámico.

En otra configuración que queda fuera del alcance de las reivindicaciones, la porción 8 de la aeronave a calentar puede incluir aire y/o agua en la cabina de pasajeros: los elementos de calefacción 76, 76' se pueden usar como fuente de calor para el uso de la cabina, como agua caliente (elemento de calentamiento en relación de intercambio de calor

con la fuente de agua) o calentamiento de la cabina en climas fríos ((elemento de calentamiento en relación de intercambio de calor con la fuente de aire), por ejemplo, utilizando calor residual de la UPA.

5 En otra configuración que queda fuera del alcance de las reivindicaciones, la porción 8 de la aeronave a calentar puede incluir equipos electrónicos o eléctricos: los elementos de calentamiento 76, 76' pueden usarse como fuente de calor para los equipos electrónicos o eléctricos que deben arrancar rápidamente en condiciones de frío, incluidas las baterías. Los equipos electrónicos pueden sufrir retrasos en el arranque en condiciones de frío. Los equipos electrónicos en las proximidades de la UPA se pueden calentar por el calor residual del sistema de enfriamiento del refrigerante de la UPA. Esto también se puede aplicar a las baterías eléctricas, cuyo rendimiento puede disminuir
10 rápidamente a bajas temperaturas.

15 Por consiguiente, en una realización particular, la porción 8 de la aeronave (que puede incluir porciones de la unidad de potencia auxiliar 10) se calienta según lo siguiente. El calor residual se elimina del(de los) motor(es) de combustión interna 12 de la unidad de potencia auxiliar 10 con el refrigerante líquido dedicado distinto de cualquier sistema de combustible y lubricante de la unidad de potencia auxiliar 10. Al menos parte del calor residual se transfiere del refrigerante líquido circulado fuera del(de los) motor(es) 12 al(a los) elemento(s) de calentamiento 76, 76' en relación de intercambio de calor con la porción 8 de la aeronave, y la porción 8 de la aeronave se calienta con el(los) elemento(s) de calentamiento 76, 76'.

20 Como se detalla anteriormente, según la invención, transferir el calor residual al elemento de calentamiento 76, 76' incluye hacer circular el refrigerante líquido a través del elemento de calentamiento 76, 76'. Además, en una realización particular, solo una parte del calor residual se transfiere del refrigerante líquido al elemento de calentamiento 76, 76', y una parte restante del calor residual se elimina del refrigerante líquido a través del intercambio de calor con un flujo de aire de enfriamiento. La porción del refrigerante líquido circulado en relación de intercambio de calor con el flujo de
25 aire de enfriamiento puede ser modulada. El(los) elemento(s) de calentamiento 76, 76' pueden calentarse mediante una fuente de calor adicional separada del calor residual del refrigerante líquido (por ejemplo, elementos de calentamiento eléctrico 100 y/o calor residual de otros sistemas, por ejemplo, sistema de lubricación).

30 Como se detalla anteriormente, la porción 8 de la aeronave calentada con el(los) elemento(s) de calentamiento 76, 76' es una superficie susceptible a la formación de hielo, y puede incluir uno o más elementos de la entrada de aire que se comunican con el(los) motor(es) de combustión interna 12 (por ejemplo, puerta de entrada, superficie del conducto de entrada, divisor de flujo, panel acústico, cámara de admisión de entrada, álabes de guía de entrada variables), una superficie de estabilizador, una superficie de perfil aerodinámico y la entrada de aire dinámico del motor principal.

35 Aunque el conjunto del motor 10 se muestra como un conjunto de motor turbocompuesto 10, se entiende que alternativamente podría ser un conjunto de motor no sobrealimentado y/o un conjunto de motor con un núcleo de motor que incluye uno o más motores alternativos refrigerados por líquido con un equilibrio térmico similar. Por ejemplo, los elementos de calentamiento 76, 76' se pueden usar para reciclar el calor residual de un motor refrigerado por líquido que se usa sin un compresor y/o sin turbinas.
40

45 En una realización particular, el conjunto de motor 10 con un núcleo de motor de combustión interna 12' (por ejemplo, núcleo de motor rotativo), con su ciclo de combustión de volumen constante, tiene una descomposición por calor residual diferente de un motor de turbina de gas puro. Se evacua menos calor a través del escape y se entrega más calor al cárter del motor, lo que resulta en la necesidad de un sistema central de enfriamiento del motor. Con el empleo de un mecanismo de enfriamiento líquido, también existe la oportunidad de transportar cantidades significativas de calor residual a áreas de la aeronave donde puede ser útil con un bajo costo de energía de bombeo. De esta manera, se puede reducir la necesidad de provisiones de enfriamiento en la instalación del motor (por ejemplo, UPA) y se puede reducir la demanda de fuentes costosas de energía, como el sangrado del motor principal y la energía eléctrica principal.
50

Se entiende que el núcleo del motor 12' puede incluir alternativamente cualquier otro motor similar con un volumen de combustión cerrado que dé como resultado un equilibrio térmico similar, que incluye, pero no se limita a, motores alternativos.

55 La descripción anterior pretende ser solo ejemplar, y un experto en la materia reconocerá que se pueden realizar cambios en las realizaciones descritas sin apartarse del alcance de la invención como se define en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave que incluye un conjunto de calentamiento, comprendiendo el conjunto de calentamiento:
 - un motor de combustión interna (12) que tiene un sistema de refrigerante líquido distinto de cualquier sistema de combustible y lubricación del motor (12), incluyendo el sistema de enfriamiento líquido pasos de enfriamiento (64) en el motor de combustión interna (12) para hacer circular un refrigerante líquido desde una entrada de refrigerante (66) a una salida de refrigerante (68);
 - un intercambiador de calor (72) y una trayectoria de circulación de refrigerante (70) fuera del motor de combustión interna (12), estando la trayectoria de circulación de refrigerante (70) en comunicación de fluido con la entrada de refrigerante (66) y la salida de refrigerante (68), extendiéndose la trayectoria de circulación de refrigerante (70) a través del intercambiador de calor (72) y estando el intercambiador de calor (72) configurado para eliminar una porción de un calor residual del líquido refrigerante; y
 - un elemento de calentamiento (76, 76') en relación de intercambio de calor con la trayectoria de circulación de refrigerante (70) para recibir otra porción del calor residual del mismo, estando el elemento de calentamiento (76, 76') en relación de intercambio de calor con una porción (8) de la aeronave a calentar, donde la porción (8) de la aeronave a calentar incluye una superficie susceptible a la formación de hielo;
 caracterizada porque:
 - el elemento de calentamiento (76, 76') está en relación de intercambio de calor con la trayectoria de circulación de refrigerante (70) a través de la comunicación de fluido con la trayectoria de circulación de refrigerante (70) de modo que el refrigerante líquido circula directamente a través de un paso de fluido que forma el elemento de calentamiento (76, 76'), y la superficie susceptible a la formación de hielo está en relación de intercambio de calor con el paso del fluido, para evitar o limitar la formación de hielo en la superficie.

2. La aeronave como se define en la reivindicación 1, que comprende además un conducto de derivación (88) que proporciona comunicación de fluido entre una porción de la trayectoria de circulación de refrigerante (70) aguas arriba del intercambiador de calor (72) y una porción de la trayectoria de circulación de refrigerante (70) aguas abajo del intercambiador de calor (72), incluyendo el conducto de derivación (88) una válvula (90) modulada por un termostato.

3. La aeronave como se define en la reivindicación 1 o 2, que comprende además un elemento de calentamiento eléctrico (100) en relación de intercambio de calor con el elemento de calentamiento (76, 76').

4. La aeronave como se define en cualquier reivindicación anterior, que comprende además al menos un elemento de calentamiento adicional (76, 76') en comunicación de fluido con el elemento de calentamiento (76, 76').

5. La aeronave como se define en cualquier reivindicación anterior, donde la porción (8) de la aeronave a calentar incluye al menos un elemento de una entrada de aire que se comunica con el motor de combustión interna (12).

6. La aeronave como se define en la reivindicación 5, donde el al menos un elemento se selecciona de entre el grupo que consiste en: puerta de entrada (78), superficie del conducto de entrada (80), divisor de flujo (82), panel acústico (82), cámara de admisión de entrada y álabes de guía de entrada variables (84).

7. La aeronave como se define en cualquier reivindicación anterior, donde la porción (8) de la aeronave a calentar incluye:
 - una superficie de estabilizador (98);
 - una superficie de perfil aerodinámico; y/o
 - una entrada de aire dinámico para un motor principal de la aeronave.

8. La aeronave como se define en cualquier reivindicación anterior, donde el motor de combustión interna (12) es un motor rotativo Wankel que incluye un rotor (34) que tiene tres porciones de vértice (36) montadas para revoluciones excéntricas dentro de una cavidad interna definida en una carcasa (32), teniendo la cavidad interna una forma de epitrocoide con dos lóbulos, siendo los pasos de enfriamiento (64) definidos a través de la carcasa (32).

9. La aeronave como se define en cualquier reivindicación anterior, que comprende además un compresor (20) en comunicación de fluido con una entrada de aire de un núcleo del motor (12'), y una turbina (26, 22) en comunicación de fluido con un escape del núcleo del motor (12'), estando la turbina (26, 22) compuesta con el núcleo del motor (12').

10. Un procedimiento de calentamiento de una porción (8) de una aeronave, comprendiendo el procedimiento:
 - eliminar el calor residual de un motor de combustión interna (12) de una unidad de potencia auxiliar (10) de la aeronave con un refrigerante líquido dedicado distinto de cualquier sistema de combustible y lubricación de la unidad de potencia auxiliar (10);
 - transferir al menos parte del calor residual del refrigerante líquido circulado fuera del motor de combustión interna (12) a un elemento de calentamiento (76, 76') en relación de intercambio de calor con la porción (8) de la aeronave,

donde dicha porción (8) de la aeronave incluye una superficie susceptible a la formación de hielo; y calentar la porción (8) de la aeronave con el elemento de calentamiento (76, 76');
caracterizado porque:

- 5 transferir la al menos una parte del calor residual al elemento de calentamiento (76, 76') incluye hacer circular el refrigerante líquido a través de un paso de fluido que forma el elemento de calentamiento (76, 76'), y la superficie susceptible a la formación de hielo está en relación de intercambio de calor con el paso del fluido, para evitar o limitar la formación de hielo en la superficie.
- 10 11. El procedimiento como se define en la reivindicación 10, donde solo una parte del calor residual se transfiere del refrigerante líquido al elemento de calentamiento (76, 76'), siendo una parte restante del calor residual eliminada del refrigerante líquido a través del intercambio de calor con un flujo de aire de enfriamiento.
- 15 12. El procedimiento como se define en la reivindicación 11, que comprende además modular una porción del refrigerante líquido circulado en relación de intercambio de calor con el flujo de aire de enfriamiento.
- 20 13. El procedimiento como se define en las reivindicaciones 10 a 12, que comprende además proporcionar calor adicional al elemento de calentamiento (76, 76') usando una fuente de calor (100) separada del calor residual.
- 25 14. El procedimiento como se define en cualquiera de las reivindicaciones 10 a 13, donde el motor de combustión interna (12) es un motor rotativo Wankel que incluye un rotor (34) que tiene tres porciones de vértice (36) montadas para revoluciones excéntricas dentro de una cavidad interna definida en la carcasa (32), teniendo la cavidad interna una forma de epitrocoide con dos lóbulos.
- 30 15. El procedimiento como se define en cualquiera de las reivindicaciones 10 a 14, donde la porción (18) de la aeronave a calentar incluye:
al menos un elemento de una entrada de aire que se comunica con el motor de combustión interna (12), opcionalmente donde el al menos un elemento se selecciona de entre el grupo que consiste en: puerta de entrada (78), superficie del conducto de entrada (80), divisor de flujo (82), panel acústico (82), cámara de admisión de entrada y álabes de guía de entrada variables (84);
una superficie de estabilizador (98);
una superficie de perfil aerodinámico; y/o
una entrada de aire dinámico para un motor principal de la aeronave.

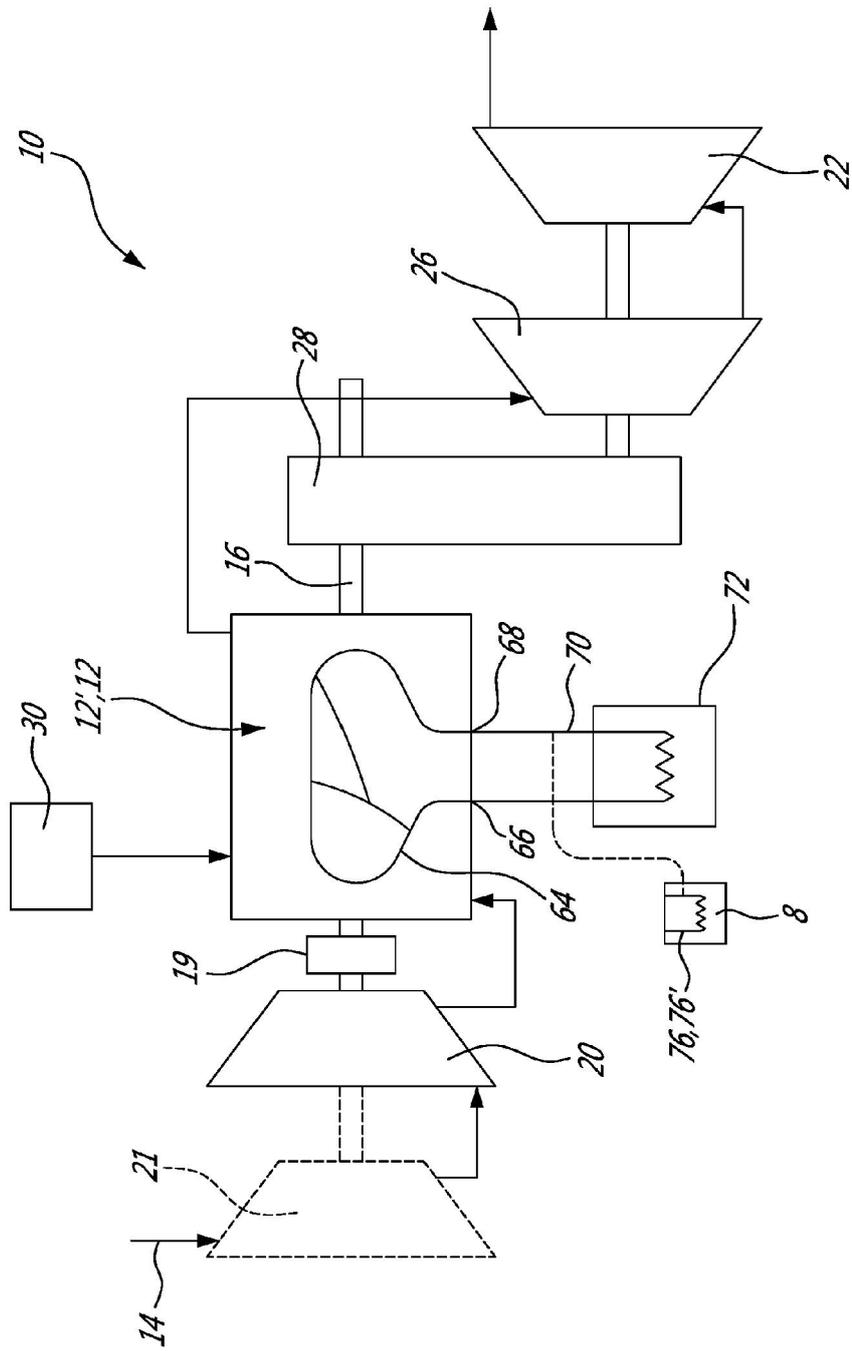
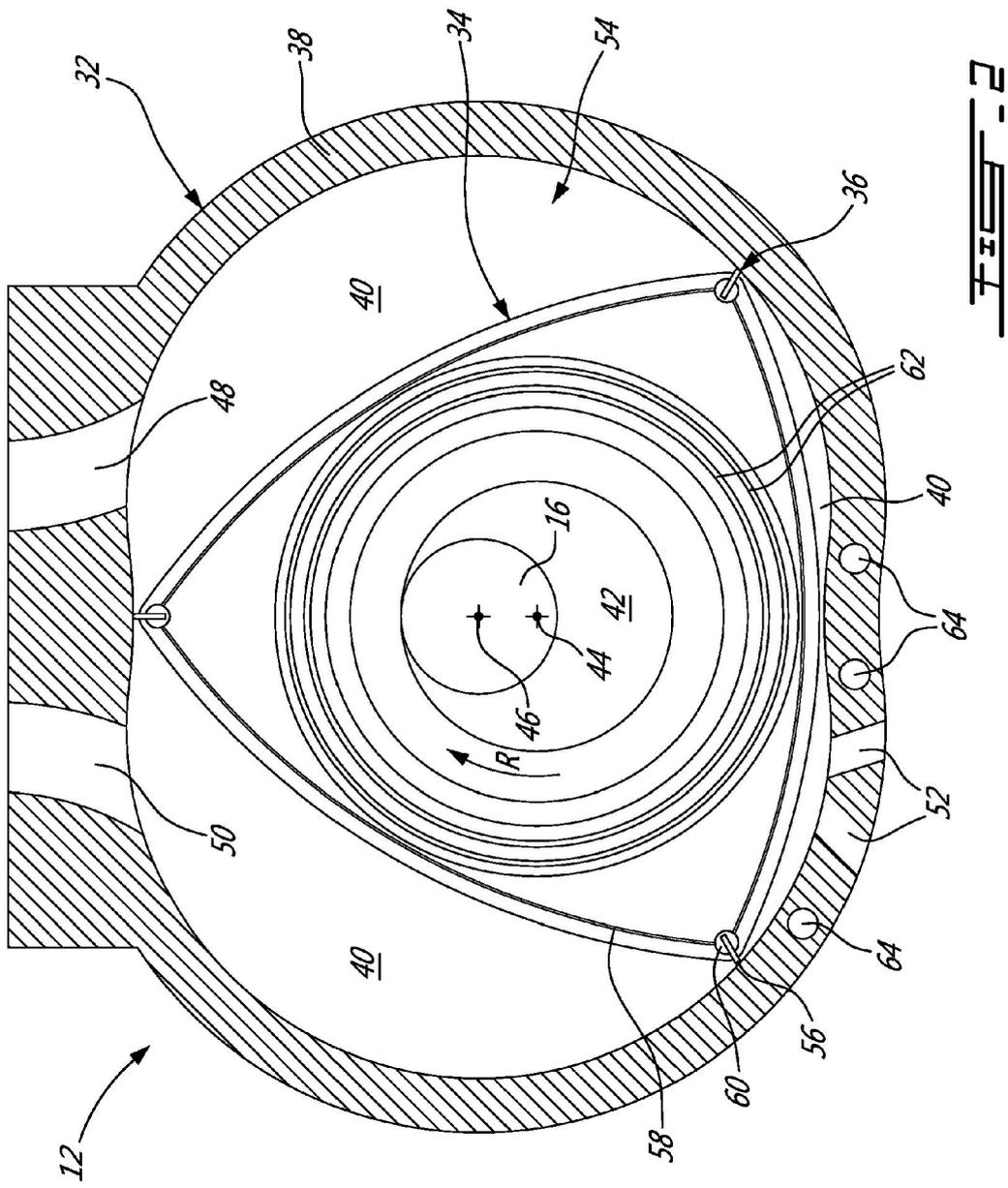


FIG. 1



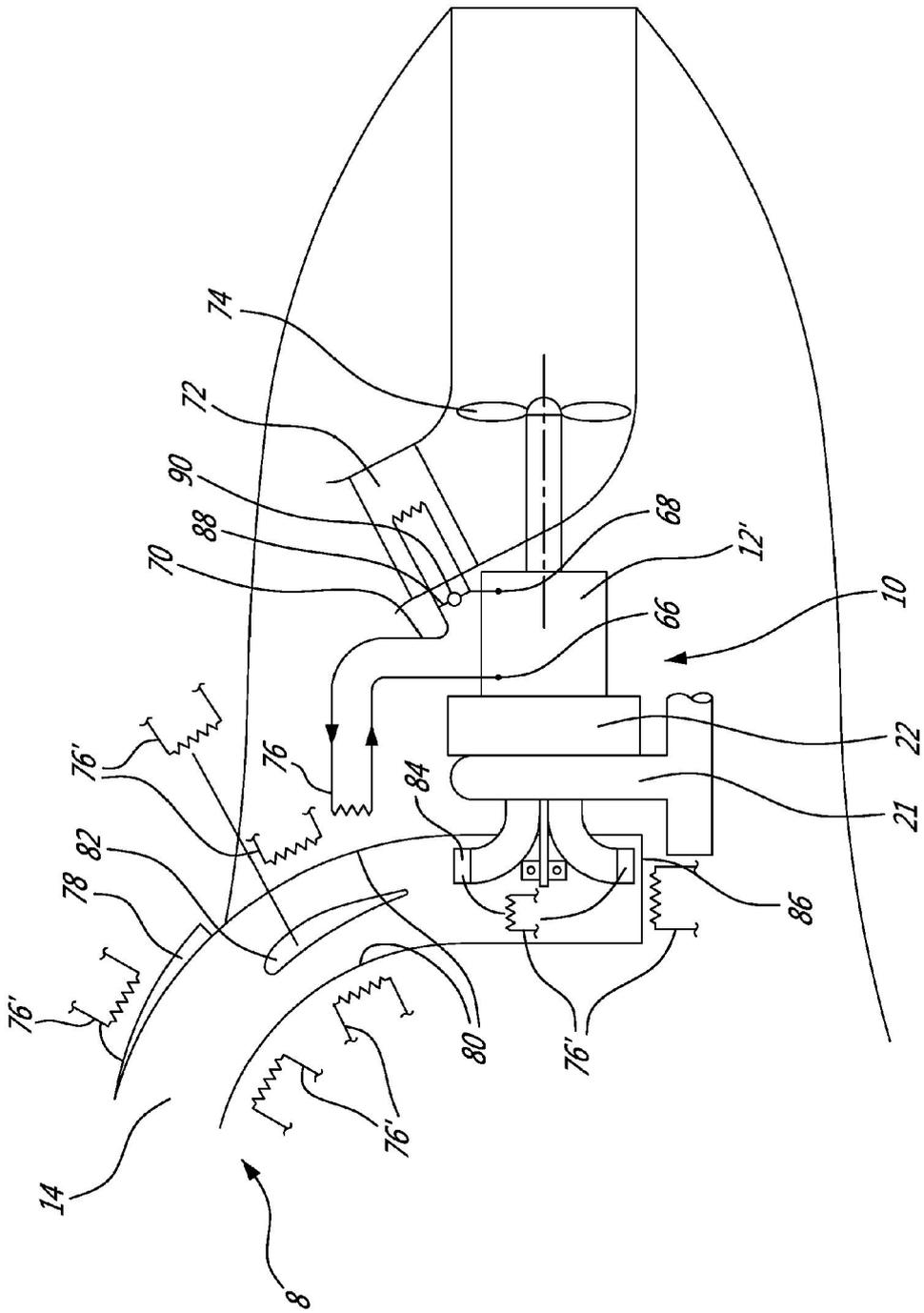
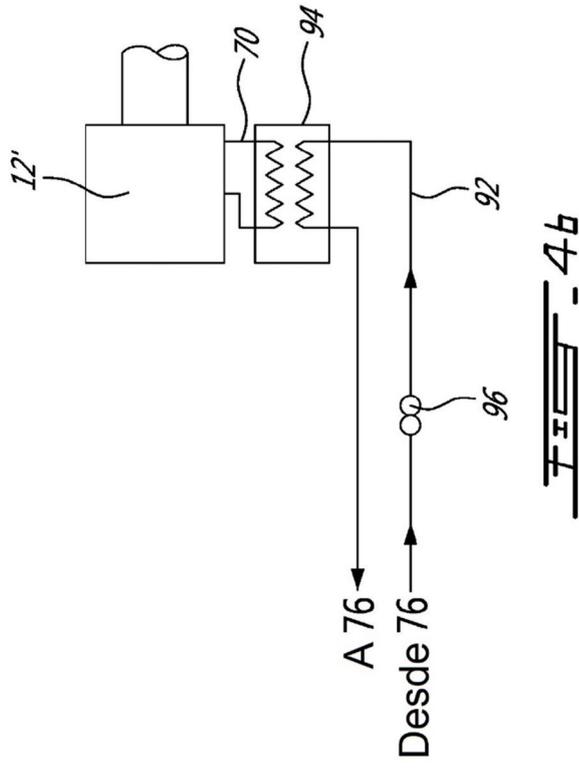
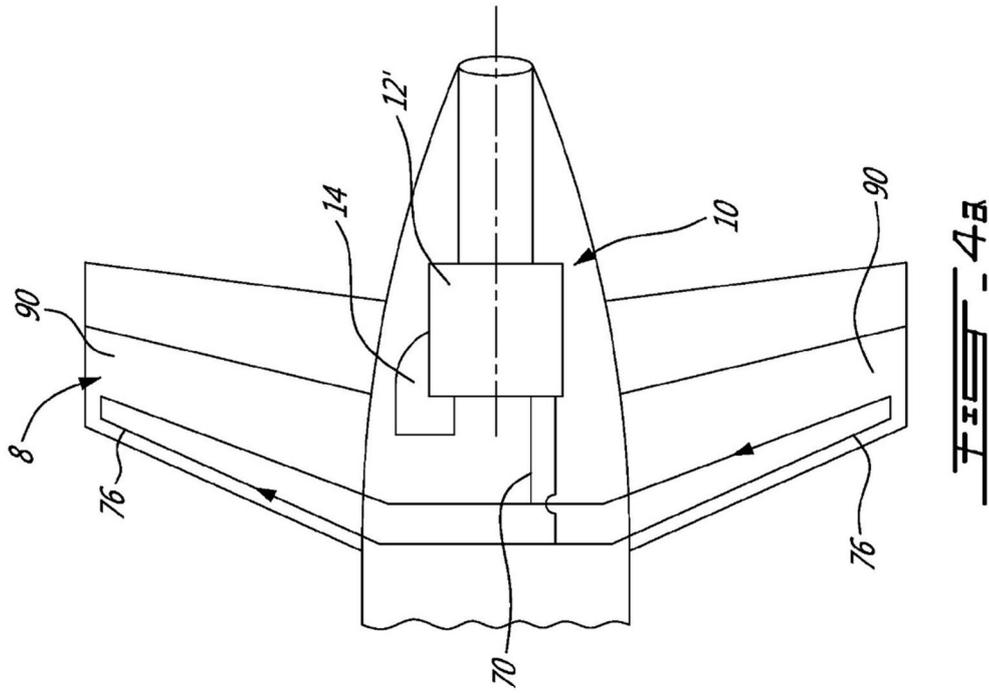


FIG. 3



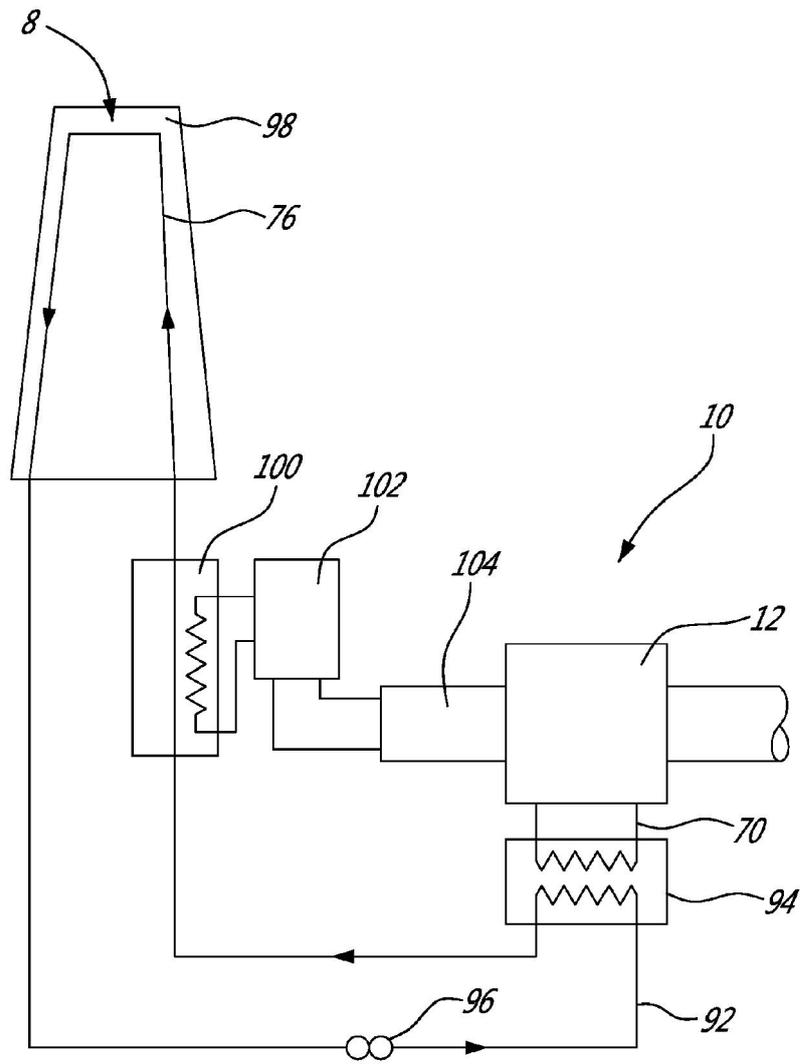


FIG. 5