

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 964 558**

51 Int. Cl.:

B64C 27/12 (2006.01)

B64D 33/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **05.06.2020** **E 20178604 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.10.2023** **EP 3747767**

54 Título: **Sistema motopropulsor de aeronaves**

30 Prioridad:

05.06.2019 US 201916432118

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

08.04.2024

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

DIONNE, LUC

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 964 558 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

Sistema motopropulsor de aeronaves

5 Campo técnico

La solicitud se refiere en general a sistemas motopropulsores de aeronaves y, más particularmente, a sistemas y métodos para suministrar aire para ser utilizado por tales sistemas motopropulsores.

10 Antecedentes de la técnica

Un sistema motopropulsor de aeronave, tal como una unidad de potencia auxiliar (APU), usualmente se contiene dentro de un compartimento de motor definido por una aeronave. En algunos casos, un refrigerante líquido y/o un lubricante del sistema motopropulsor necesita ser refrigerado.

15

El documento US 2020/108915 A1 divulga un conjunto de motor con superficie porosa de succión de capa límite, el documento EP 3 127 814 A1 divulga un conjunto de calentamiento de aeronave con un motor de combustión interna refrigerado por líquido, el documento US 2017/267341 A1 divulga un sistema de control direccional, y el documento EP 3 396 148 A1 divulga un conjunto de motor en compartimento.

20

Compendio

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

25

En una realización de cualquiera de lo anterior, el sistema de refrigeración comprende además un conducto de cubierta conectado para transmisión de fluidos a la salida de soplador y que se extiende dentro del cono de cola desde el cortafuegos a la salida.

30

En una realización de cualquiera de lo anterior, un conducto de escape se conecta para transmisión de fluidos a un escape del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido y al entorno, el conducto de escape se extiende dentro del conducto de cubierta.

35

En una realización de cualquiera de lo anterior, el conducto de escape formaba un ángulo con respecto al conducto de cubierta.

40

En una realización de cualquiera de lo anterior, el sistema de refrigeración comprende además un conducto de escape de aire conectado para transmisión de fluidos al soplador y al conducto de cubierta, el conducto de escape de aire tiene una pared superior y una pared inferior opuesta a la pared superior, la pared inferior converge hacia la pared superior a lo largo de una dirección de un flujo de aire que circula dentro del conducto de escape de aire.

45

En una realización de cualquiera de lo anterior, el sistema de refrigeración comprende además un intercambiador de calor que tiene al menos un primer conducto conectado para transmisión de fluidos al entorno a través de la entrada de cono de cola y la entrada de pared y al menos un segundo conducto en relación de intercambio de calor con el al menos un primer conducto y conectable para transmisión de fluidos a un circuito de refrigerante del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido.

50

En una realización de cualquiera de lo anterior, el soplador se ubica dentro de un conducto de soplador que tiene una entrada de conducto conectada para transmisión de fluidos al entorno a través de la entrada de cono de cola y una salida de conducto conectada para transmisión de fluidos al entorno a través de la salida, el intercambiador de calor dispuesto aguas arriba de la entrada de conducto, el al menos un primer conducto del intercambiador de calor conectado para transmisión de fluidos a la entrada de conducto.

55

En una realización de cualquiera de lo anterior, se define una cámara impelente entre la pared del cono de cola y el conducto de cubierta, la entrada de soplador conectada para transmisión de fluidos al entorno a través de la entrada del cono de cola, la cámara impelente y la entrada de pared definida a través del cortafuegos.

60

En una realización de cualquiera de lo anterior, el soplador está en acoplamiento de accionamiento con un árbol del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido.

En una realización de cualquiera de lo anterior, una pared anular se extiende desde el conducto de cubierta hasta la pared del cono de cola, la pared anular en un acoplamiento de sellado con el conducto de cubierta y con la pared del cono de cola.

En una realización de cualquiera de lo anterior, la entrada de aire está definida por las rejillas definidas por la pared del cono de cola.

- 5 En una realización de cualquiera de lo anterior, las rejillas definen aberturas orientadas hacia fuera de un ápice del cono de cola.

En otro aspecto, se proporciona un método como se establece en la reivindicación 10.

- 10 En una realización de lo anterior, la refrigeración del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido incluye calentar el aire de refrigeración atraído y expulsar el aire de refrigeración atraído calentado al entorno a través de un conducto de cubierta que se extiende desde el cortafuegos al entorno.

- 15 En una realización adicional de cualquiera de lo anterior, el método incluye expulsar gases de escape del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido al entorno a través de un conducto de escape que se extiende dentro del conducto de cubierta.

- 20 En una realización adicional de cualquiera de lo anterior, la expulsión de los gases de escape y la expulsión del aire de refrigeración atraído calentado incluye la expulsión de los gases de escape a lo largo de una dirección diferente a la del aire de refrigeración atraído calentado.

En una realización adicional de cualquiera de lo anterior, la expulsión del aire de refrigeración atraído calentado incluye acelerar el aire de refrigeración atraído calentado aguas abajo del soplador.

- 25 En una realización adicional de cualquiera de lo anterior, la refrigeración del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido incluye la transferencia de calor desde un refrigerante líquido que circula dentro de un circuito de refrigerante del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido al aire de refrigeración aspirado.

30 Descripción de los dibujos

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

- 35 la Fig. 1 es una vista esquemática en sección transversal de un motor rotatorio de combustión interna según una realización particular;

la Fig. 2 es una vista esquemática de un conjunto de motor según una realización;

- 40 la Fig. 3 es una vista esquemática tridimensional parcialmente transparente de un sistema motopropulsor de aeronave según una realización contenida dentro de un compartimento de motor ubicado dentro de una sección de cola de una aeronave;

- 45 la Fig. 4 es una vista esquemática en sección transversal del sistema motopropulsor de la aeronave de la Fig. 3;

- la Fig. 5 es una vista esquemática tridimensional trasera del sistema motopropulsor de la aeronave de la Fig. 3;

- 50 la Fig. 6 es una vista esquemática superior parcialmente transparente del sistema motopropulsor de la aeronave de la Fig. 3;

la Fig. 7 es una vista esquemática recortada del sistema motopropulsor de la aeronave de la Fig. 3;

- 55 la Fig. 8 es una vista tridimensional trasera esquemática de un cortafuegos según una realización;

la Fig. 9 es una vista tridimensional delantera esquemática del cortafuegos de la Fig. 8; y

- 60 la Fig. 10 es una vista en sección transversal de una persiana según una realización que puede usarse como una entrada en la cola de la aeronave.

Descripción detallada

- 65 Con referencia a la Fig. 1, se muestra esquemáticamente un motor rotatorio de combustión interna 10 conocido como motor de Wankel. El motor rotatorio 10 comprende un cuerpo exterior 12 que tiene paredes extremas espaciadas axialmente 14 con una pared periférica 18 que se extiende entre ellas para formar una cavidad de

rotor 20. La superficie interior de la pared periférica 18 de la cavidad 20 tiene un perfil que define dos lóbulos, que es preferiblemente un epitrocoide.

5 En una realización particular, el cuerpo exterior 12 se hace de aluminio. El aluminio podría ser ventajoso para aplicaciones aeronáuticas ya que es menos denso que el acero. Sin embargo, el aluminio tiene un coeficiente de conductividad térmica mayor que el del acero y tiene un punto de fusión menor que el del acero. Una refrigeración apropiada puede requerirse cuando se usa un motor de combustión interna que tiene un cuerpo hecho de aluminio. Más detalles sobre esto se presentan a continuación en esta memoria.

10 Un cuerpo o rotor interior 24 se recibe dentro de la cavidad 20. El rotor 24 tiene caras extremas 26 espaciadas axialmente adyacentes a las paredes extremas de cuerpo exterior 14, y una cara periférica 28 que se extiende entre ellas. La cara periférica 28 define tres partes de ápice 30 separadas circunferencialmente y un perfil generalmente triangular con los lados arqueados hacia fuera 36. Las partes de ápice 30 se acoplan de manera sellada con la superficie interior de la pared periférica 18 para formar tres cámaras de combustión rotatorias 32 entre el rotor interior 24 y el cuerpo exterior 12. El eje geométrico del rotor 24 está desplazado y en paralelo con respecto al eje del cuerpo exterior 12.

20 Las cámaras de combustión 32 están selladas. En la realización mostrada, cada parte de ápice de rotor 30 tiene una junta de ápice 52 que se extiende desde una cara extrema 26 a la otra y predispuesta radialmente hacia fuera contra la pared periférica 18. Una junta de extremo 54 se acopla a cada extremo de cada junta de ápice 52, y se predispone contra la respectiva pared extrema 14. Cada cara extrema 26 del rotor 24 tiene al menos una junta de cara 60 en forma de arco que discurre desde cada parte de ápice 30 a cada parte de ápice adyacente 30, adyacente a la periferia de rotor pero hacia dentro en toda su longitud, en acoplamiento sellado con la junta extrema 54 adyacente a cada extremo de la misma y predispuesta en acoplamiento sellado con la pared extrema adyacente 14. También son posibles disposiciones de sellado alternativas.

30 Aunque no se muestra en las Figuras, el rotor 24 se apoya en un soporte en una parte excéntrica de un árbol de manera que el árbol hace rotar el rotor 24 para realizar revoluciones orbitales dentro de la cavidad de estator 20. El árbol rota tres veces por cada rotación completa del rotor 24 a medida que se mueve alrededor de la cavidad de estator 20. Se proporcionan unas juntas de aceite alrededor de la excéntrica para impedir fugas de aceite lubricante que fluyan radialmente hacia fuera del mismo entre la respectiva cara extrema de rotor 26 y la pared extrema de cuerpo exterior 14. Durante cada rotación del rotor 24, cada cámara 32 varía de volumen y se mueve alrededor de la cavidad de estator 20 para someterse a las cuatro fases de admisión, compresión, expansión y escape, siendo estas fases similares a las carreras en un motor de combustión interna de tipo alternativo con un ciclo de cuatro tiempos.

40 El motor incluye una lumbrera de entrada primaria 40 en comunicación con una fuente de aire, una lumbrera de escape 44, y una lumbrera de purga opcional 42 también en comunicación con la fuente de aire (por ejemplo, un compresor) y ubicada entre las lumbreras de entrada y de escape 40, 44. Las lumbreras 40, 42, 44 pueden definirse en la pared extrema 14 de la pared periférica 18. En la realización mostrada, el lumbrera de entrada 40 y la lumbrera de purga 42 se definen en la pared extrema 14 y se comunican con un mismo conducto de admisión 34 definido como canal en la pared extrema 14, y la lumbrera de escape 44 se define a través de la pared periférica 18. Son posibles configuraciones alternativas.

45 En una realización particular, combustible tal como queroseno (combustible de chorro) u otro combustible adecuado se suministra a la cámara 32 a través de una lumbrera de combustible (no mostrada) de manera que la cámara 32 se estratifica con una mezcla rica de combustible-aire cerca de la fuente de ignición y una mezcla más pobre en otro lugar, y la mezcla de combustible-aire se puede encender dentro del alojamiento utilizando cualquier sistema de ignición adecuado conocido en la técnica (por ejemplo, bujía, bujía de incandescencia).

50 En una realización particular, el motor rotatorio 10 funciona bajo el principio del ciclo de Miller o Atkinson, con su relación de compresión menor que su relación de expansión, aunque ubicación relativa apropiada en la lumbrera de entrada primaria 40 y lumbrera de escape 44.

55 Con referencia a la Fig. 2, se muestra generalmente un conjunto de motor 100 e incluye un motor de combustión interna 112. En una realización particular, el motor de combustión interna 112 comprende una o más unidades rotatorias cada una configurada, por ejemplo, como un motor Wankel, o uno o más pistones alternativos. El motor de combustión interna 112 puede ser el motor de combustión interna rotatorio 10 descrito anteriormente en esta memoria con referencia a la Fig. 1. Puede utilizarse cualquier otro motor de combustión interna intermitente adecuado, tal como un motor de pistón, sin apartarse del alcance de la presente divulgación.

60 El motor de combustión interna 112 acciona un árbol 114 que se usa para accionar una carga rotatoria 115. Se entiende que la carga rotatoria 115 puede ser cualquier tipo apropiado de carga, incluyendo, pero sin limitación a esto, uno o más generadores, hélice(s), accesorio(s), mástil(es) de rotor, compresor(es), o cualquier otro tipo apropiado de carga o combinación de los mismos. En una realización particular, el motor de combustión interna 112 es un motor rotatorio que comprende tres unidades rotatorias configuradas cada una como un motor Wankel, con una cavidad de rotor que tiene un perfil que define dos lóbulos, preferiblemente

un epitrocoide, en el que se recibe un rotor con el eje geométrico del rotor desplazado y en paralelo al eje de la cavidad del rotor, y con el rotor que tiene tres partes de ápice espaciadas circunferencialmente y un perfil generalmente triangular con lados arqueados hacia fuera, para definir tres cámaras de combustión rotatorias con volumen variable.

5

En una realización particular, el conjunto de motor 100 es un sistema de motor de ciclo compuesto o motor de ciclo compuesto tal como se describe en la patente de Estados Unidos de Lents y col. n.º 7.753.036 expedida el 13 de julio de 2010 o como se describe en la patente de Estados Unidos de Julien y col. n.º 7.775.044 expedida el 17 de agosto de 2010, o como se describe en la publicación de patente de Estados Unidos de Thomassin et. al. 2015/0275749 publicada el 1 de octubre de 2015, o como se describe en la publicación de patente de Estados Unidos n.º 2015/0275756 de Bolduc y col. publicada el 1 de octubre de 2015. El conjunto de motor 10 se puede utilizar como motor primario, como, por ejemplo, en una aeronave u otro vehículo, o en cualquier otra aplicación adecuada. El conjunto de motor 10 puede incluir un turbohélice o un turboárbol en lugar del motor de combustión interna.

10

15

En la realización mostrada, el conjunto de motor 100 incluye un compresor 116 para comprimir el aire antes de que se alimente a una entrada de aire 112a del motor de combustión interna 112 y una sección de turbina 118 que recibe los gases de escape del motor de combustión interna 112. Se entiende que son posibles variaciones, y que, por ejemplo, el compresor 116 y/o la sección de turbina 118 pueden omitirse.

20

El compresor tiene una entrada de compresor 116a que se puede conectar para transmisión de fluidos a un entorno E fuera del conjunto de motor, también denominado en esta memoria fuente de aire ambiental, y una salida de compresor 116b conectada para transmisión de fluidos a la entrada de aire 112a del motor de combustión interna 112 a través de un conducto 120a. La sección de turbina 118 incluye una entrada de turbina 118a conectada para transmisión de fluidos a un escape 112b del motor de combustión interna 112 a través de un conducto 120b y una salida de turbina 118b conectada para transmisión de fluidos al entorno E para expulsar los gases de escape generados por el motor de combustión interna 112.

25

30

El motor de combustión interna 112 proporciona un flujo de escape en forma de gas caliente a alta presión que sale a velocidad máxima elevada, en forma de pulsos de escape. En la realización ilustrada, el escape 112b del motor de combustión interna 112 (correspondiente a o que se comunica con una lumbrera de escape de unos respectivos motores rotatorios/pistones alternativos del motor de combustión interna 112) está en comunicación de fluidos con la entrada de turbina 118a de la sección de turbina 118. Por consiguiente, el flujo de escape del motor de combustión interna 112 se suministra a la sección de turbina 118. La sección de turbina 118 puede comprender una sola turbina, o dos o más etapas de turbina en comunicación de fluidos en serie; las dos o más etapas de turbina pueden tener diferentes relaciones de reacción entre sí. Se contemplan otras configuraciones.

35

40

En la realización ilustrada, el motor de combustión interna 112, el compresor 116, la carga rotatoria 115 y la sección de turbina 118 están en acoplamiento de accionamiento con una caja de engranajes 122. La caja de engranajes 122 se configura para permitir que la sección de turbina 118 aumente la potencia con el árbol de motor 114 y para permitir que la sección de turbina 118 y/o el motor de combustión interna 112 accionen el compresor 116 y/o la carga rotatoria 115. En la realización mostrada, la carga rotatoria 115 está en acoplamiento de accionamiento con el árbol de motor 114 y/o un árbol de turbina 118c a través de la caja de engranajes 122.

45

50

En la realización ilustrada, el compresor 116 y la sección de turbina 118 están en un acoplamiento de accionamiento con la caja de engranajes 122. En la realización ilustrada, el compresor y los rotores de turbina se acoplan al árbol de turbina 118c que se acopla para accionamiento al árbol de motor 114 a través de la caja de engranajes 120; el árbol de turbina 118c y el árbol de motor 114 están paralelos y radialmente desplazados entre sí. Son posibles configuraciones alternativas, incluyendo, pero sin limitación a esto, el rotor o rotores del compresor 116 que se acoplan a un árbol separado del árbol de turbina 118c (ya sea coaxial con el árbol de turbina 118c, con el árbol de motor 114, o descentrado de ambos) y en acoplamiento de accionamiento con el árbol de turbina 118c y/o el árbol de motor 114, por ejemplo a través de la caja de engranajes 120; y/o dos o más de los árboles 118a, 114 que se extienden en un ángulo (perpendicular o de otro modo) entre sí.

55

60

En la realización mostrada, el conjunto de motor 100 incluye además un compresor de carga 124 configurado para proporcionar aire comprimido a un sistema neumático de una aeronave que contiene el conjunto de motor 100. El compresor de carga 124 tiene una entrada de compresor de carga 124a conectada para transmisión de fluidos al entorno E y una salida de compresor de carga 124b conectada para transmisión de fluidos al sistema neumático.

65

El compresor de carga 124 incluye al menos un rotor que rota con un árbol de compresor de carga 124c. El árbol 124c del compresor de carga 124 está, en la realización representada, en acoplamiento de accionamiento con el árbol de motor 114 y/o con el árbol de turbina 118c a través de la caja de engranajes 122. El árbol 124c

del compresor de carga 124 y el árbol de turbina 118c pueden ser monolíticos. El árbol de compresor de carga 124c del compresor de carga 124 puede ser coaxial con el árbol de turbina 118c.

5 Todavía haciendo referencia a la Fig. 2, el motor de combustión interna 112 se refrigera por líquido e incluye un circuito de refrigerante 112c configurado para hacer circular un refrigerante líquido. El conjunto de motor 100 incluye un intercambiador de calor 126 para expulsar calor del refrigerante líquido al entorno E. El intercambiador de calor 126 incluye al menos un primer conducto 126a y al menos un segundo conducto 126b en relación de intercambio de calor con el al menos un primer conducto 126a. El al menos un primer conducto 126a se conecta para transmisión de fluidos al circuito de refrigerante 112c del motor de combustión interna 10 112. El al menos un segundo conducto 126b se conecta para transmisión de fluidos al entorno E para recibir un flujo de aire de refrigeración procedente del entorno E.

15 El intercambiador de calor 126 puede usarse para proporcionar una relación de intercambio de calor entre un circuito lubricante del motor 112 y el aire para refrigerar el lubricante que circula dentro del circuito lubricante. El lubricante puede usarse, por ejemplo, para lubricar cojinetes. En un motor de combustión interna rotatorio, el lubricante se utiliza para lubricar las caras del rotor 24 y para refrigerar las caras de sellado del rotor 24. El conjunto de motor 100 puede incluir más de un intercambiador de calor, cada uno configurado para transferir calor desde un respectivo fluido (por ejemplo, lubricante, refrigerante líquido) utilizado por el motor al entorno E.

20 En uso, el calor generado por la combustión de combustible dentro de las cámaras de combustión del motor de combustión interna 112 se disipa dentro de una carcasa, o cuerpo, del motor de combustión interna 112. El calor se transmite entonces desde el cuerpo al refrigerante líquido que circula dentro de los circuitos de refrigerante 112c antes de transmitirse desde el refrigerante líquido al flujo de aire de refrigeración desde el entorno E a través de la relación de intercambio de calor entre el al menos un primer conducto 126a y al menos un segundo conducto 126b del intercambiador de calor 126.

25 Haciendo referencia ahora a las Figs. 3-4, se muestra un sistema motopropulsor de aeronave 200, que puede incluir el conjunto de motor 100 de la Fig. 2, instalada dentro de un compartimento de motor C ubicado dentro de una sección de cola T de una aeronave A. El sistema motopropulsor 200 puede ser una unidad de energía auxiliar (APU). La sección de cola T termina en un ápice T1. La sección de cola T puede corresponder a una parte de la aeronave en donde un área en sección transversal de la aeronave A disminuye a lo largo de un eje de aeronave A' de la aeronave que interseca el ápice T1. En otras palabras, una pared T2 de la sección de cola T converge hacia el ápice T1. El ápice T1 puede corresponder a una ubicación más trasera de un fuselaje 30 de la aeronave A.

35 En una realización particular, el sistema motopropulsor de aeronave 200 necesita aire para un funcionamiento adecuado. Los motores de combustión interna suelen tener un requerimiento de refrigeración más alto que un motor de turbina de gas para la misma potencia. Además, y como se ha mencionado anteriormente, el cuerpo del motor de combustión interna 112 puede hacerse completamente o parcialmente de aluminio. El uso de tal material puede ser beneficioso desde el punto de vista del rendimiento de la aeronave ya que es más ligero que el acero. Sin embargo, su punto de fusión es más bajo que el acero. Puede ser necesaria una refrigeración adecuada del cuerpo de tal motor, especialmente cuando se hace de aluminio.

40 A este respecto, el sistema motopropulsor 200 incluye un sistema de refrigeración 201. El aire puede utilizarse para refrigerar el motor de combustión interna 112, para alimentar aire a la entrada de aire 112a del motor de combustión interna 112, para alimentar aire al compresor de carga 124, y/o cualquier otro uso adecuado de aire que pueda ser requerido para el funcionamiento de la aeronave A y/o del sistema motopropulsor 200.

45 En la realización mostrada, el sistema motopropulsor 200 incluye un tubo de salida de aire 202, también denominado un conducto de cubierta, o un conducto de salida de aire. El tubo de salida de aire 202 tiene una entrada de tubo 202a conectada para transmisión de fluidos a un interior I del compartimento de motor C y una salida de tubo 202b conectada para transmisión de fluidos al entorno E fuera del compartimento de motor C. El tubo de salida de aire 202 se extiende a lo largo de un eje longitudinal L.

50 En la realización mostrada, el tubo de salida de aire 202 se conecta para transmisión de fluidos al entorno E a través de una salida T3 definida a través de la pared T2 del cono de cola T. En la realización mostrada, el tubo de salida de aire 202 sobresale más allá de la salida T3 de la pared T2 del cono de cola T. En la realización mostrada, la salida T3 a través de la pared T2 del cono de cola se ubica en el ápice T1 del cono de cola T. El tubo de salida de aire 202 se conecta para transmisión de fluidos al entorno a través de la salida de cono de cola T3.

55 El sistema motopropulsor 200 incluye un tubo de escape 204 que se conecta para transmisión de fluidos a la salida de turbina 118b de la sección de turbina 118 y se configura para expulsar los gases de escape en el entorno E.

En la realización mostrada, el tubo de escape 204 se ubica dentro del tubo de salida de aire 202. En otras palabras, el tubo de salida de aire 202 rodea el tubo de escape 204. En una realización particular, el tubo de escape 204 y el tubo de salida de aire 202 son concéntricos y sus respectivos ejes longitudinales son coincidentes. En la realización mostrada, el eje longitudinal L del tubo de escape 204 interseca en un ángulo con un eje longitudinal L2 del tubo de salida de aire 202. Tal ángulo puede permitir maximizar un volumen disponible en la entrada 202a del conducto de salida de aire 202 para facilitar la introducción del flujo de aire de descarga del ventilador de refrigeración. Un anillo 206 se define radialmente entre el tubo de escape 204 y el tubo de salida de aire 202 con relación al eje longitudinal L. El anillo 206 se conecta para transmisión de fluidos al entorno E.

Haciendo referencia más particularmente a la Fig. 5, una de las paredes C2 del compartimento C de motor es un cortafuegos C5. El cortafuegos C5 puede ser una pared más trasera del compartimento de motor C y se extiende de manera sustancialmente radial con relación al eje de aeronave A'. En otras palabras, el cortafuegos C5 es sustancialmente transversal con respecto a la pared T2 del cono de cola T. El cortafuegos C5 define una entrada de aire C6, también denominada como una entrada de pared, que puede ser una o más aberturas definidas a través del cortafuegos C5. El cortafuegos C5 se utiliza para evitar que un incendio se propague desde el compartimento de motor C que se considera como una zona de incendio a la sección trasera del cono T de cola, que termina en el ápice T1, que no es una zona de incendio. En la realización mostrada, la entrada de aire C5 incluye cuatro aberturas rectangulares distribuidas circunferencialmente alrededor del eje de aeronave A' y ubicadas en una mitad inferior del cortafuegos C5. El cortafuegos C5 incluye una abertura principal para recibir el tubo de salida de aire 202 y para conectar el tubo de salida de aire 202 con el compartimento de motor C. Se contemplan otras configuraciones.

Con referencia a las Figs. 8-9, los extintores de llama 217 se disponen sobre la entrada de aire C6 del cortafuegos C5 para evitar que el fuego se propague desde un lado del compartimento de motor de la pared de fuego C5 al otro lado. Puede utilizarse cualquier dispositivo de extinción de llama adecuado, tal como un dispositivo de extinción de llama de núcleo de panal de abeja. Los filtros de aire 221 pueden disponerse sobre la entrada de aire C6 del cortafuegos C5 para filtrar (por ejemplo, eliminar contaminantes, partículas) del aire antes de alimentarse en el compartimento de motor C. Alternativamente, los filtros pueden ubicarse directamente en la entrada de los compresores 116, 124. Como se ilustra, la entrada de aire C6 incluye una pluralidad de aberturas, pero solo se puede usar una abertura más grande siempre que la integridad estructural del cortafuegos C5 no se vea comprometida.

Haciendo referencia de nuevo a las Figs. 4-5, una cámara impelente 219 se define radialmente entre la pared T2 del cono de cola T y el conducto de salida de aire 202 con relación al eje de aeronave A' y axialmente entre el cortafuegos C5 y el ápice T1 del cono de cola T. La cámara impelente 219 rodea el tubo de salida de aire 202. El cámara impelente 219 se conecta para transmisión de fluidos al entorno E fuera de la aeronave A a través de las rejillas 208 definidas cerca del ápice T1 del cono de cola T. Más adelante se proporcionan más detalles sobre las rejillas.

Con referencia más particularmente a la Fig. 6, el aire desde el entorno E penetra en la cámara impelente 219 a través de las rejillas 208 y se dirige dentro de la cámara impelente 219 al compartimento de motor C a través de la entrada de aire C6 definida a través del cortafuegos C5. El aire circula entonces a través del intercambiador de calor 126, donde recoge calor del refrigerante líquido que circula dentro de los circuitos de refrigerante 112c (Fig. 2) del motor de combustión interna 112. En otras palabras, el al menos un segundo conducto 126b (Fig. 2) del intercambiador de calor 126 se conecta para transmisión de fluidos a la cámara impelente 219. El aire que se ha calentado a través de su paso a través del al menos un segundo conducto 126b de los intercambiadores de calor 126 al recoger calor del refrigerante líquido se expulsa de nuevo al entorno E a través del anillo 206 definido entre el conducto de salida de aire 202 y el conducto de escape 204. En la realización mostrada, el aire que se ha calentado a través de su paso a través del intercambiador de calor 126 se expulsa al entorno E en forma de un flujo anular que se extiende circunferencialmente alrededor de los gases de escape expulsados del motor de combustión interna 112 a través del conducto de escape 204.

En otras palabras, un flujo de refrigeración F circula a lo largo de una ruta de flujo de refrigeración F1 que se extiende desde las rejillas 208 a través de la cámara impelente 219, a través de la entrada de aire C6 definida a través del cortafuegos C5 del compartimento de motor C, dentro del interior I del compartimento de motor C, a través del soplador 214, a través del conducto de cubierta 202, y a través de la salida de tubo 202b y la salida de cono de cola T3 que conecta el conducto de cubierta 202 al entorno E. La ruta de flujo de refrigeración F1 está en relación de intercambio de calor con el motor 112. En la realización mostrada, la ruta de flujo de refrigeración F1 se extiende a través del al menos un segundo conducto 126b del intercambiador de calor 126. La ruta de flujo de refrigeración F1 puede estar en relación de intercambio de calor con otros componentes del sistema motopropulsor 200. La entrada de soplador 214a se conecta para transmisión de fluidos al entorno E a través del interior I del compartimento de motor C.

En una realización alternativa, el tubo de salida de aire 202 puede desplazarse radialmente del tubo de escape 204 con respecto al eje longitudinal L del tubo de escape 204. En otras palabras, el tubo de escape 204 no

necesita extenderse dentro del tubo de salida de aire 202. En la configuración en la que el tubo de escape 204 no está dentro del tubo de salida de aire 202, puede disponerse una manta térmica sobre una superficie externa del tubo de escape 204 para evitar que el calor de los gases de escape caliente el aire de refrigeración que circula en el cámara impelente 219 antes de que llegue al intercambiador de calor 126.

5 Haciendo referencia de nuevo a la Fig. 4, en la realización mostrada, el aire para la combustión del combustible dentro de las cámaras de combustión del motor de combustión interna 112 entra en la entrada del compresor 116a (Fig. 2) a través de una entrada de aire C3 definida a través de las paredes T2, C2 de la sección trasera T y del compartimento de motor C. Un filtro puede disponerse sobre la entrada de aire C3 de modo que el aire se filtre antes de alcanzar la entrada de compresor 116a.

10 El compresor de carga 124 puede tener su entrada 124a conectada para transmisión de fluidos al entorno E a través de una segunda entrada de aire C4 definida a través de las paredes T2, C2 de la sección de cola T y del compartimento de motor C. Un filtro puede disponerse sobre la segunda entrada de aire C4 de modo que el aire se filtre antes de alcanzar la entrada 124a del compresor de carga 124. La entrada de aire C3 para el compresor 116 y la segunda entrada de aire C4 del compresor de carga pueden ser independientes entre sí. En la realización representada, la entrada de aire C3 del compresor 116 se conecta para transmisión de fluidos al entorno E independientemente de la cámara impelente 219. En otras palabras, el aire que circula a través de la cámara impelente 219 hacia el compartimento de motor C podría no usarse para alimentar aire a la entrada de aire 112a del motor de combustión interna 112. Alternativamente, el aire proporcionado a la entrada de aire 112a (Fig. 2) del motor de combustión interna 112 puede extraerse del compartimento de motor C.

20 En la realización mostrada, el aire que entra en el compartimento de motor C a través de la cámara impelente 219 se puede utilizar para dos propósitos: refrigerar el motor de combustión interna 112 e intercambiar el aire contenido dentro del compartimento de motor C para evitar que se acumule en el mismo la emanación de combustible. En la realización mostrada, el aire procedente del entorno E entra en el compartimento de motor C únicamente a través de la cámara impelente 219 y la entrada de aire C6 definida a través del cortafuegos C5.

25 Como se ha discutido anteriormente en esta memoria con referencia a la Fig. 2, el aire comprimido se alimenta al motor de combustión interna 112 y los gases de escape generados por el motor 112 se alimentan a la sección de turbina 118 para ser emitidos al entorno E a través del tubo de escape 204. Un atenuador acústico, o silenciador, 210 puede conectarse para transmisión de fluidos al tubo de escape 204 para disminuir el ruido generado por el motor 112. El atenuador acústico 210 puede ubicarse dentro de la sección de cola T de la aeronave C. En la realización mostrada, el atenuador acústico 210 se ubica al menos parcialmente dentro del anillo 206 entre el tubo de escape 204 y el tubo de salida de aire 202.

30 En esta vista, en una cara externa del tubo de salida de aire 202 y dentro de la cámara impelente 219 pueden disponerse mantas térmicas para disminuir una cantidad de calor transferido desde los gases de escape que circulan dentro del tubo de escape 204 al aire que circula dentro de la cámara impelente 219 a través del aire en el anillo 206. Dado que el aire que circula en la cámara impelente 219 se puede usar para refrigerar el motor de combustión interna 112, se podría preferir alimentar aire tan frío como sea posible a los intercambiadores de calor 126. Las mantas térmicas podrían ayudar a mantener una temperatura del aire que alcanza el compartimento de motor C tan cerca como sea posible de una temperatura del aire dentro del entorno E. Expresado de manera diferente, las mantas térmicas podrían disminuir un aumento de temperatura del aire dentro de la cámara impelente 219 en comparación con una configuración que carece de tales mantas térmicas.

35 Haciendo referencia más particularmente a la Fig. 4, el sistema motopropulsor 200 incluye un soplador 214 utilizado para extraer aire del entorno E en el compartimento de motor C a través de la cámara impelente 219. El soplador 214 tiene una entrada de soplador 214a conectada para transmisión de fluidos al entorno E a través de la cámara impelente 219 y una salida de soplador 214b conectada para transmisión de fluidos al entorno E a través del conducto de salida de aire 202 para expulsar aire que ha sido calentado por el refrigerante líquido.

40 En la realización mostrada, el soplador 214 está en acoplamiento de accionamiento con el árbol 114 (Fig. 2) del motor 112. Sin embargo, se entiende que el soplador 214 puede accionarse eléctrica, hidráulica y/o neumáticamente sin apartarse del alcance de la presente divulgación. El soplador 214, en uso, disminuye una presión de aire dentro del compartimento de motor C, creando de este modo un efecto de succión en las rejillas 208 que se conectan para transmisión de fluidos a la cámara impelente 219. La presión negativa creada por el soplador 214 dentro del compartimento de motor C crea una fuerza de succión en las rejillas 208 que extrae aire del entorno E, a través de las rejillas 208, en el cámara impelente 219 ubicada entre el conducto de salida de aire 202 y la pared del cono de cola, a través de la entrada de aire C6 definida a través del cortafuegos C5 y en el compartimento de motor C para circular en el al menos un segundo conducto 126b del intercambiador de calor 126 para recoger calor del refrigerante líquido. El aire que se ha calentado a través de su paso a través del intercambiador de calor es empujado entonces afuera del compartimento de motor C a través del conducto de salida de aire 202 y sale de dicho conducto hacia el entorno E. Se contemplan otras configuraciones.

Con referencia a las Figs. 4-5, el soplador 214 se ubica dentro de un conducto 216, también denominado conducto de escape de barrido, que tiene una entrada 216a y una salida 216b. La entrada 216a del conducto 216 se conecta para transmisión de fluidos al entorno E a través de la cámara impelente 219 y a través del al menos un segundo conducto 126b (Fig. 2) del intercambiador de calor 126. El intercambiador de calor 126 puede abarcar la entrada 216a del conducto 216 de manera que todo el aire que entra en el conducto 216 pasa a través del intercambiador de calor 126. El intercambiador de calor 126 se dispone adyacente a la entrada 216a del conducto 216. En la realización mostrada, la entrada 216a del conducto 216 está aguas abajo del intercambiador de calor 126 con respecto a un flujo de aire que circula desde la cámara impelente 219 y a través del intercambiador de calor 126. Se contemplan otras configuraciones. Por ejemplo, el intercambiador de calor puede ubicarse aguas abajo del soplador 214.

La salida 216b del conducto 216 se conecta para transmisión de fluidos al conducto de salida de aire 202. Expresado de manera diferente, la salida 216b del conducto 216 se conecta para transmisión de fluidos al entorno E a través del conducto de salida de aire 202. Como se muestra más claramente en la Fig. 4, una parte del conducto 216 sobresale dentro del conducto de salida de aire 202 de manera que la salida 216b del conducto está aguas abajo de la entrada 202a y aguas arriba de la salida 202b del conducto de salida de aire 202.

Como se muestra más claramente en las Figs. 4-5, se barre una parte del conducto 216. Es decir, una sección transversal de la parte del conducto 216 cambia de forma de ser sustancialmente circular en la salida 216b del soplador 214 a tener forma de media luna en su salida 216b. En la realización mostrada, la forma de media luna de la salida 216b del conducto tiene un lado convexo y un lado cóncavo opuesto; el conducto de escape 204 ser rodea parcialmente por el lado cóncavo del conducto 216. En otras palabras, el conducto 216, en su salida 216b, sigue una forma del conducto de escape 204. Se contemplan otras configuraciones.

En la realización mostrada, el conducto 216 tiene una pared superior 216c y una pared inferior 216d opuesta a la pared superior 216c; las paredes superior e inferior 216c, 216d convergen una hacia la otra a lo largo de una dirección de circulación de aire en la misma. Esto podría crear una aceleración del aire que circula en el conducto 216 aguas abajo del soplador 214.

Haciendo referencia más particularmente a la Fig. 3, en la realización representada, el intercambiador de calor 126 tiene tres secciones de intercambiador de calor 126' que se disponen circunferencialmente una al lado de la otra alrededor del soplador 214. Dicho de otro modo, las tres secciones de intercambiador de calor 126' se disponen circunferencialmente alrededor de un eje de rotación del soplador 214, que, en este caso, coincide con el árbol 114 del motor de combustión interna 112. En la realización mostrada, la entrada 216a del conducto 216 que contiene el soplador 214 se extiende circunferencialmente alrededor del soplador 214. Las tres secciones de intercambiador de calor 126' pueden usarse para refrigerar el refrigerante líquido del motor de combustión interna 112. Alternativamente, al menos una de las tres secciones de intercambiador de calor 126' puede tener su al menos un primer conducto 126a conectado para transmisión de fluidos a un circuito lubricante del motor 112 para transferir calor desde el lubricante al entorno E.

Haciendo referencia ahora a la Fig. 6, el conducto de cubierta 202 se puede usar para soportar el tubo de escape del motor 204. Como se ha mencionado anteriormente, el conducto de cubierta 202 define una ruta de gas, denominada anteriormente anillo 206, para expulsar al entorno E el aire que se ha utilizado para refrigerar el refrigerante líquido (u otros fluidos) del motor de combustión interna 112. Pueden utilizarse soportes de escape segmentados para situar el tubo de escape 204 dentro del conducto de cubierta 202. Esos soportes pueden extenderse radialmente con relación al eje longitudinal L desde el tubo de escape 204 hasta el conducto de cubierta 202 y pueden asegurarse a uno o ambos del tubo de escape 204 y el conducto de cubierta 202.

Haciendo referencia ahora a la Fig. 7, un cierre posterior 222 de bastidor trasero se extiende desde el conducto de salida de aire 202 hasta la pared T2 del cono de cola T y proporciona soporte al conducto de salida de aire 202. El cierre posterior de bastidor trasero 222 se proporciona en forma de pared anular 224 que se extiende circunferencialmente alrededor de todo el eje longitudinal L2 del conducto de salida de aire 202 y que recibe selladamente a través del conducto de salida de aire 202. La pared anular 224 se extiende al menos radialmente con respecto al eje longitudinal L desde el conducto de salida de aire 202 hasta la pared T2 del cono de cola T. La pared anular 224 puede proporcionar una interfaz sellada en una parte trasera de la cámara impelente 219 para evitar que el aire que se ha calentado a través de su paso a través del intercambiador de calor 126 se redirija de nuevo al compartimento de motor C ya que esto aumentaría una temperatura del aire de refrigeración que viene directamente del entorno E. En otras palabras, la pared anular 224 puede estar en un acoplamiento de sellado contra tanto el conducto de salida de aire 202 como la pared T2 del cono de cola T.

Haciendo referencia ahora a la Fig. 10, en la realización mostrada, las rejillas 208 se definen por la pared T2 de la sección de cola T de la aeronave A. Las rejillas 208 definen una entrada de aire, también denominada como entrada de cono de cola, 208a del compartimento de motor C. Expresado de manera diferente, el

compartimento de motor C se conecta para transmisión de fluidos al entorno E a través de la entrada de aire 208a definida por las rejillas 208. Las rejillas 208 se distribuyen circunferencialmente alrededor del cono de cola T.

- 5 Cada una de las rejillas 208 puede extenderse a lo largo de una anchura tomada en una dirección circunferencial con relación al eje longitudinal L del conducto de salida de aire 202 y a lo largo de una longitud tomada en una dirección axial con relación al eje longitudinal L; la anchura es mayor que la longitud.

10 En la realización mostrada, cada una de las rejillas 208 define una abertura 208b que se orienta lejos del ápice T1. En la realización mostrada, cada una de las rejillas 208 incluye una tablilla 208c que se extiende en un ángulo desde la pared T2 hasta un borde 208d de la tablilla 208c. La abertura 208b se define entre la pared T2 y el borde 208d de la tablilla 208c. La abertura 208b puede orientarse lejos del ápice T1. En otras palabras, un eje normal a un plano que contiene la abertura 208b puede orientarse lejos del ápice T1 del cono de cola T.

15 Alternativamente, las rejillas 208 pueden definirse por aberturas que se extienden a través de la pared T2 del cono de cola T de la aeronave A. Las rejillas 208 pueden ser cucharones configurados para "cucharear" un flujo de aire próximo a la pared T2 del cono de cola T. Las rejillas 208 pueden ser cualesquiera características de entrada adecuadas que tengan cualquier forma adecuada que permita que el aire fluya desde el entorno E hacia el conducto de salida de aire 202. Las rejillas 208 pueden ser aberturas con pantallas de protección. En la realización mostrada, el aire es aspirado en la parte posterior de la aeronave A a través de paneles de entrada que incorporan las rejillas 208 orientadas hacia delante. Alternativamente, las rejillas pueden definirse como entradas de cuchara orientadas hacia delante dispuestas circunferencialmente alrededor de la superficie externa del cono de cola trasero T. Un flujo de refrigeración F se dirige al compartimento de motor C al fluir al anillo 206 ubicado entre el conducto de cubierta 202 y el conducto de escape de motor 204.

25 En la realización mostrada, el sistema motopropulsor 200 divulgado aprovecha una distribución de presión estática favorable en la pared de cono de cola T1 en vuelo que podría crear un diferencial de presión negativa entre las entradas de aire de refrigeración y las ubicaciones de descarga. Este diferencial de presión favorable podría ayudar al rendimiento del ventilador de refrigeración (por ejemplo, el soplador 214) creando una "dirección de flujo natural" en el compartimento de motor C.

30 Los motores de combustión interna, tales como el motor 112 descrito anteriormente en esta memoria, requieren una gran cantidad de aire de refrigeración. En una realización particular, el motor de combustión interna 112 utiliza 18 litros de aire por segundo para refrigeración. En una realización particular, el sistema de refrigeración descrito 201 es capaz de satisfacer tales requisitos de refrigeración del motor 112.

40 Para hacer funcionar el sistema de refrigeración 201, la carga rotatoria 115 se acciona con el sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido 200; una presión dentro del compartimento de motor C se reduce en relación con una presión en el entorno E con el soplador 214 para extraer aire de refrigeración del entorno E hacia el compartimento de motor C a través de la entrada de cono de cola 208a y a través del cortafuegos C5 del compartimento de motor C; y el sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido 200 se refrigera usando el aire de refrigeración.

45 En la realización mostrada, la refrigeración del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido 200 incluye calentar el aire de refrigeración atraído y expulsar el aire de refrigeración atraído calentado al entorno E a través del conducto de cubierta 202 que se extiende desde el cortafuegos C5 al entorno E. En la realización mostrada, los gases de escape son expulsados al entorno E a través del conducto de escape 204 que se extiende dentro del conducto de cubierta 202. En la realización representada, los gases de escape son expulsados a lo largo de una dirección diferente a la del aire de refrigeración atraído calentado. En la realización mostrada, la expulsión del aire de refrigeración atraído calentado incluye acelerar el aire de refrigeración atraído calentado aguas abajo del soplador. En esta memoria, la refrigeración del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido 200 incluye la transferencia de calor desde el refrigerante líquido que circula dentro del circuito de refrigerante del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido 200 al aire de refrigeración aspirado.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave que comprende:

- 5 un cono de cola (T);
un compartimento de motor (C);
un sistema motopropulsor de combustión interna refrigerado por líquido (200) alojado en el compartimento de motor (C) en el cono de cola (T); y
10 un sistema de refrigeración (201) para el sistema motopropulsor de combustión interna refrigerado por líquido (200), comprendiendo el sistema de refrigeración (201):
15 una entrada de cono de cola (208a) definida a través de una pared (T2) del cono de cola (T) y que se comunica para transmisión de fluidos con un entorno (E) fuera de la aeronave (A);
una entrada de pared (C6) definida a través de un cortafuegos (C5) del compartimento de motor (C), en donde el cortafuegos (C5) es sustancialmente transversal con relación a la pared (T2) del cono de cola (T);
20 un soplador (214) dentro del compartimento de motor (C) y que tiene una entrada de soplador (214a) y una salida de soplador (214b), la entrada de soplador (214a) se comunica para transmisión de fluidos con el entorno (E) a través de la entrada de cono de cola (208a), a través de la entrada de pared (C6), y a través de un interior (I) del compartimento de motor (C), la salida de soplador (214b) se define a través de una pared de la aeronave (A) y se comunica para transmisión de fluidos con el entorno (E); y
25 una ruta de flujo de refrigeración (F1) que se extiende desde la entrada del cono de cola (208a) hasta una salida de aire (202b) y a través de la entrada de pared (C6), la trayectoria de flujo de refrigeración (F1) configurada para la relación de intercambio de calor con el sistema motopropulsor de combustión interna refrigerado por líquido (200).
30

2. La aeronave de la reivindicación 1, que comprende además un conducto de cubierta (202) conectado para transmisión de fluidos a la salida de soplador (214b) y que se extiende dentro del cono de cola (T) desde el cortafuegos (C5) hasta la salida de aire (202b).
35

3. La aeronave de la reivindicación 2, en donde un conducto de escape (204) se conecta para transmisión de fluidos a un escape del sistema motopropulsor de la aeronave de combustión interna refrigerado por líquido (200) y al entorno (E), extendiéndose el conducto de escape (204) dentro del conducto de cubierta (202), opcionalmente en donde el conducto de escape (204) se angula con respecto al conducto de cubierta (202).
40

4. La aeronave de la reivindicación 2 o 3, que comprende además un conducto de escape de aire (216) conectado para transmisión de fluidos al soplador (214) y al conducto de cubierta (202), el conducto de escape de aire (216) tiene una pared superior (216c) y una pared inferior (216d) opuesta a la pared superior (216c), la pared inferior (216d) converge hacia la pared superior (216c) a lo largo de una dirección de un flujo de aire que circula dentro del conducto de escape aire (216).
45

5. La aeronave de la reivindicación 2, 3 o 4, en donde una cámara impelente (219) se define entre la pared (T2) del cono de cola (T) y el conducto de cubierta (202), la entrada de soplador (214a) se conecta para transmisión de fluidos al entorno (E) a través de la entrada de cono de cola (208a), la cámara impelente (219) y la entrada de pared (C6) definida a través del cortafuegos (C5).
50

6. La aeronave de la reivindicación 2, 3, 4 o 5, que comprende además una pared anular (224) que se extiende desde el conducto de cubierta (202) hasta la pared (T2) del cono de cola (T), la pared anular (224) en un acoplamiento de sellado con el conducto de cubierta (202) y con la pared (T2) del cono de cola (T).
55

7. La aeronave de cualquier reivindicación precedente, que comprende además un intercambiador de calor (216) que tiene al menos un primer conducto (126b) conectado para transmisión de fluidos al entorno (E) a través de la entrada de cono de cola (208a) y la entrada de pared (C6) y al menos un segundo conducto (126a) en relación de intercambio de calor con el al menos un primer conducto (126b) y conectable para transmisión de fluidos a un circuito de refrigerante (112c) del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerada por líquido (112).
60

8. La aeronave de la reivindicación 7, en donde el soplador (214) se ubica dentro de un conducto de soplador (216) que tiene una entrada de conducto (216a) conectada para transmisión de fluidos al entorno (E) a través de la entrada de cono de cola (208a) y una salida de conducto (216b) conectada para transmisión de fluidos al entorno (E) a través de la salida de aire (202b), el intercambiador de calor (216) dispuesto aguas arriba de la
65

entrada de conducto (216a), el al menos un primer conducto (126a) del intercambiador de calor (216) conectado para transmisión de fluidos a la entrada de conducto (216a).

5 9. La aeronave de cualquier reivindicación anterior, en donde la entrada de cono de cola (208a, 202a) se define por unas rejillas (208) definidas por la pared (T2) del cono de cola (T), opcionalmente en donde las rejillas (208) definen unas aberturas orientadas hacia fuera de un ápice (T1) del cono de cola (T).

10. Un método para hacer funcionar un sistema de refrigeración (201), comprendiendo el método:

10 proporcionar una aeronave (A) que comprende un compartimento de motor (C), un cono de cola (T), un sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido (200), y un sistema de refrigeración (201), en donde el sistema de refrigeración (201) es para el sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido (200) que se ubica dentro del compartimento de motor (C) del cono de cola (T);

15 accionar una carga rotatoria (115) con el sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido (200);

20 reducir una presión dentro del compartimento de motor (C) con respecto a una presión en el entorno (E) con un soplador (214) para atraer aire de refrigeración del entorno (E) adentro del compartimento de motor (C) a través de una entrada de cono de cola (208a) y a través de un cortafuegos (C5) del compartimento de motor (C), en donde el cortafuegos (C5) es sustancialmente transversal con respecto a una pared (T2) del cono de cola (T); y

25 refrigerar el sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido (200) usando el aire de refrigeración.

30 11. El método de la reivindicación 10, en donde refrigerar el sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido (200) incluye calentar el aire de refrigeración atraído y expulsar el aire de refrigeración atraído calentado al entorno (E) a través de un conducto de cubierta (202) que se extiende desde el cortafuegos (C5) al entorno (E).

35 12. El método de la reivindicación 11, que incluye expulsar gases de escape del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido (200) al entorno (E) a través de un conducto de escape (204) que se extiende dentro del conducto de cubierta (202).

40 13. El método de la reivindicación 12, en donde expulsar los gases de escape y expulsar el aire de refrigeración atraído calentado incluye expulsar los gases de escape a lo largo de una dirección diferente a la del aire de refrigeración atraído calentado.

14. El método de la reivindicación 11, 12 o 13, en donde expulsar el aire de refrigeración atraído calentado incluye acelerar el aire de refrigeración atraído calentado aguas abajo del soplador (214).

45 15. El método de cualquiera de las reivindicaciones 10 a 14, en donde la refrigeración del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido (200) incluye la transferencia de calor desde un refrigerante líquido que circula dentro de un circuito de refrigerante (112c) del sistema motopropulsor de aeronave de combustión interna refrigerado por líquido (200) al aire de refrigeración aspirado.

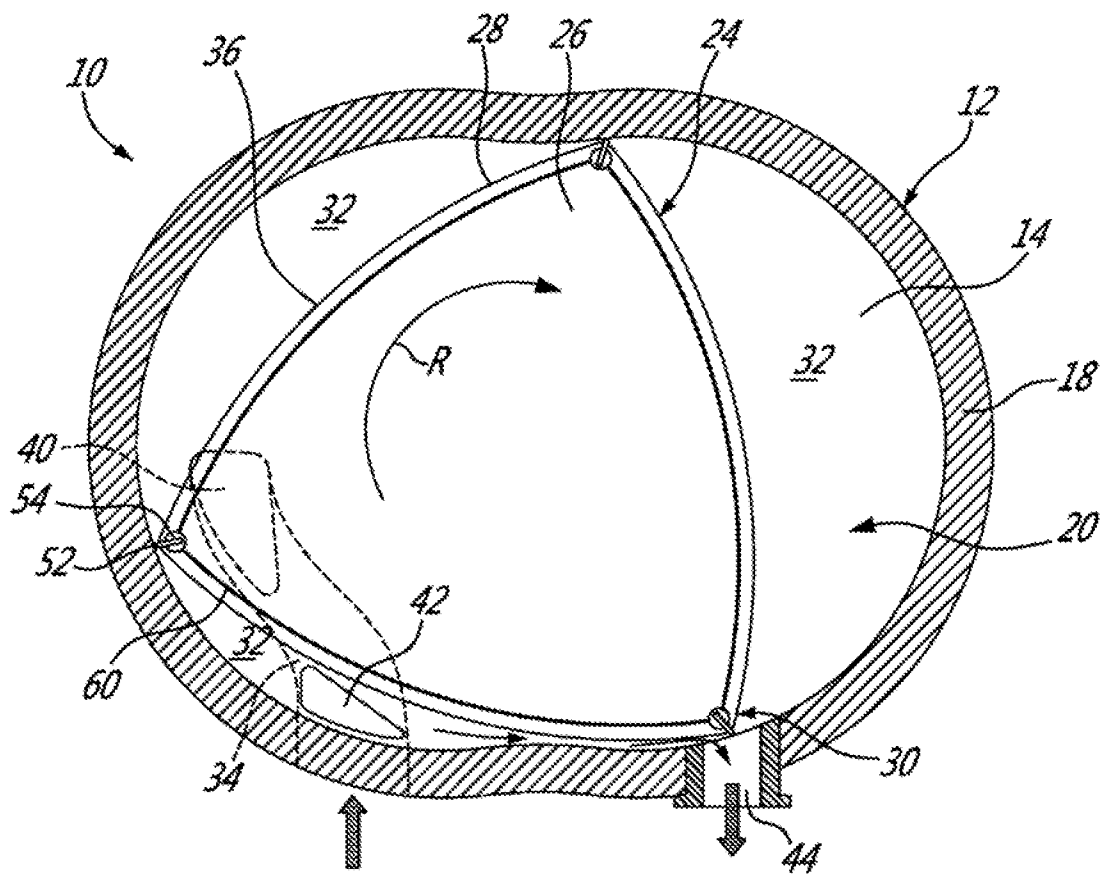
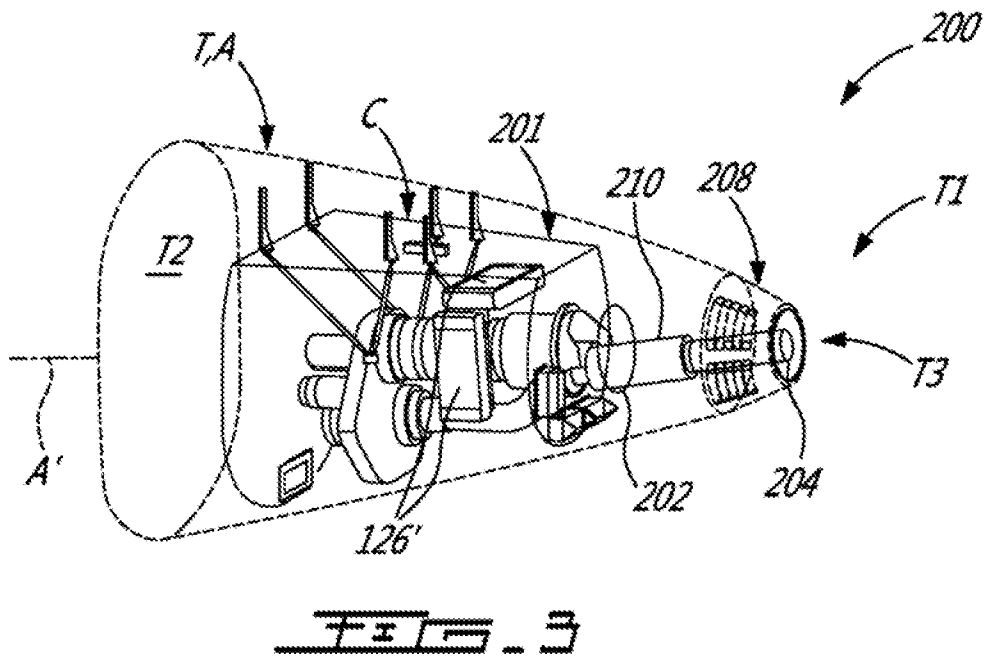
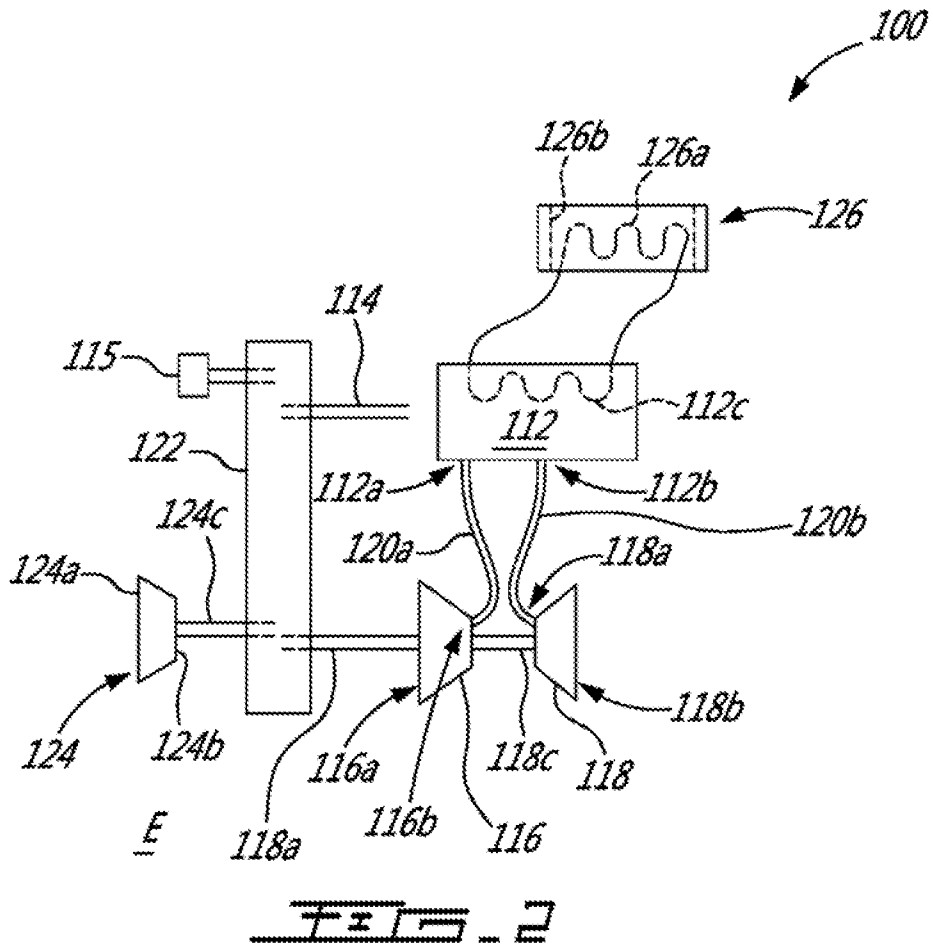


FIG. 1



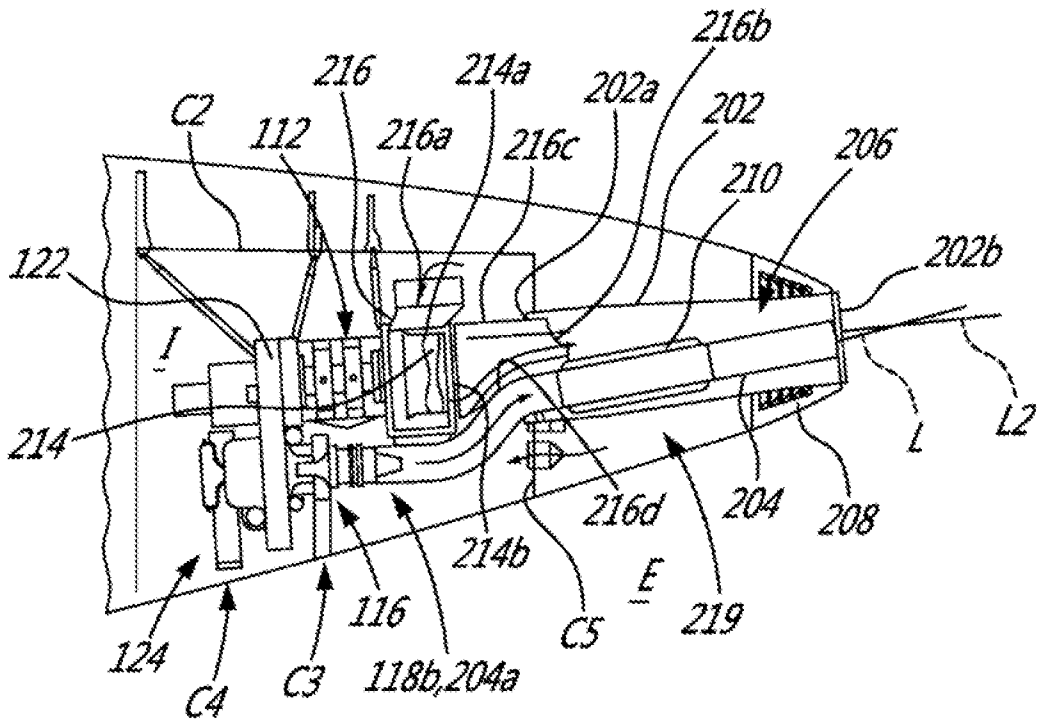


FIG. 4

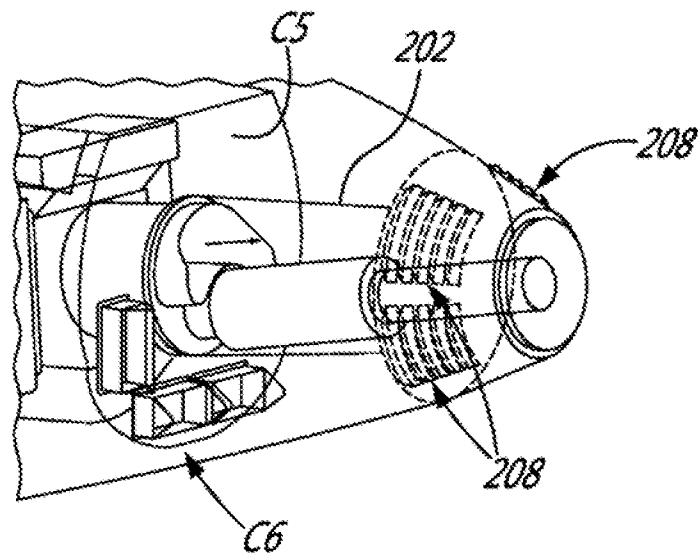


FIG. 5

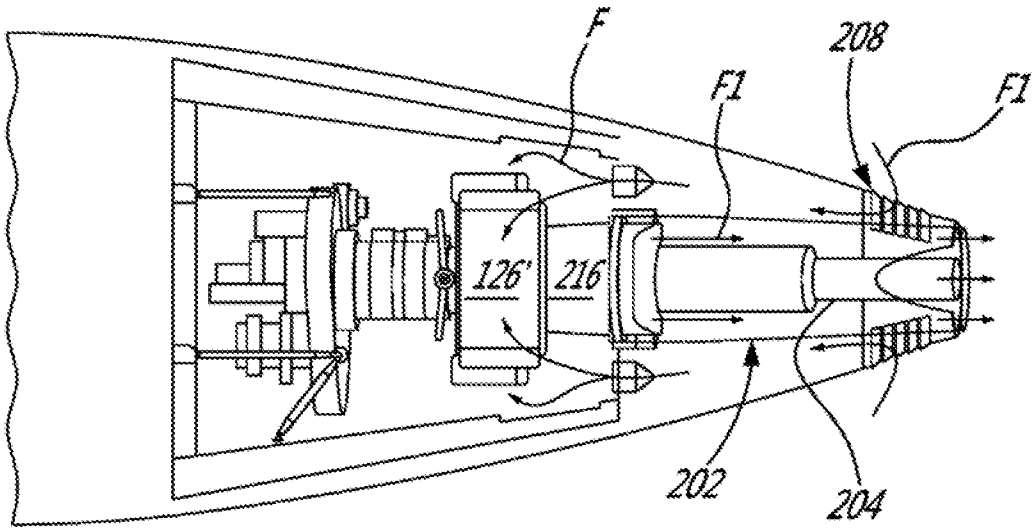


FIG. 6

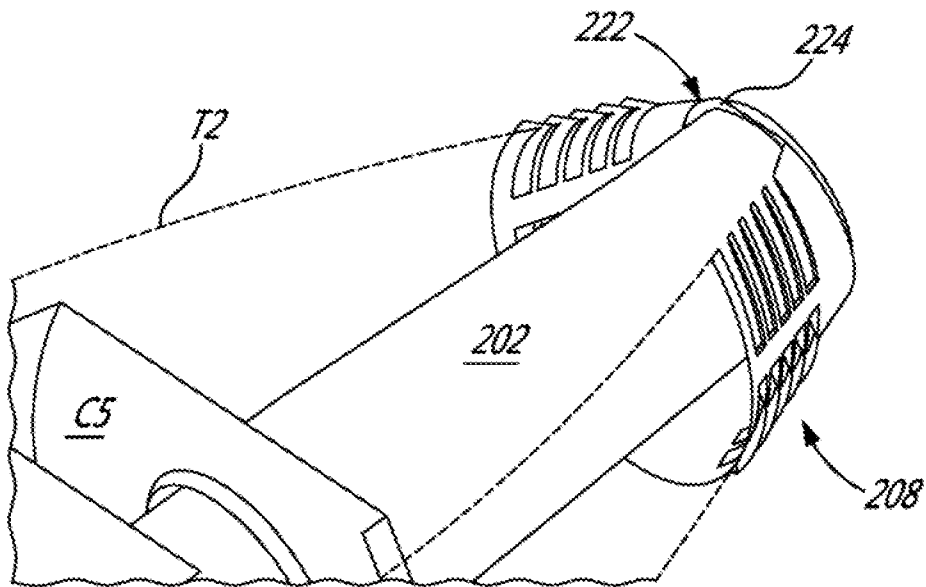


FIG. 7

