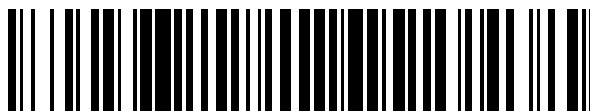


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 712 480**

51 Int. Cl.:

F02C 6/20 (2006.01)

F02K 1/38 (2006.01)

F02C 5/00 (2006.01)

F02C 7/18 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **08.08.2016 E 16183252 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.02.2019 EP 3128155**

54 Título: **Conjunto de motor turbohélice con motor combinado y escape de refrigeración**

30 Prioridad:

07.08.2015 US 201562202275 P

03.08.2016 US 201615227506

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

13.05.2019

73 Titular/es:

PRATT & WHITNEY CANADA CORP. (100.0%)

1000 Marie-Victorin (01BE5)

Longueuil, Québec J4G 1A1, CA

72 Inventor/es:

**JULIEN, ANDRE;
THOMASSIN, JEAN y
DUSSAULT, SERGE**

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 712 480 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 motor turbohélice con motor combinado y escape de refrigeración

5 CAMPO TÉCNICO DE LA INVENCION

En términos generales, la solicitud se refiere a conjuntos de motor compound y, más particularmente, a conjuntos de este tipo configurados como motores turbohélice.

10 ANTECEDENTES DE LA TÉCNICA

Típicamente, un motor turbohélice tiene un escape de motor que se dirige al entorno de la aeronave, típicamente, a través de un conducto de escape y un muñón para mezclarlo con el aire ambiente. Normalmente, un muñón de escape de este tipo crea resistencia para el motor.

15 Los conductos y otras estructuras en contacto con el flujo de escape se deben fabricar típicamente de materiales capaces de aguantar temperaturas significativamente altas. Típicamente, los materiales de este tipo representan costes significativos.

20 El documento GB 622768 A describe un motor turbohélice de la técnica anterior de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1.

La publicación internacional WO 89/10300 A1 y el documento FR 864010 A describen otra técnica anterior.

25 RESUMEN DE LA INVENCION

En otro aspecto, se proporciona un conjunto de motor turbohélice para una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1.

30 En otro aspecto, se proporciona un procedimiento de descarga de aire y gases de escape en un conjunto de motor turbohélice que tiene un motor de combustión interna de acuerdo con la reivindicación 11.

DESCRIPCIÓN DE LAS FIGURAS

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

la Figura 1 es una vista esquemática de un conjunto de motor compound según una realización particular;

40 la Figura 2 es una vista en sección transversal de un motor Wankel que se puede utilizar en un conjunto de motor compound tal como se muestra en la Figura 1 según una realización particular;

la Figura 3 es una vista en sección transversal esquemática del conjunto de motor compound de la Figura 1, según una realización particular; y

45 la Figura 4 es una vista tridimensional inferior esquemática del conjunto de motor compound de la Figura 3.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

50 La Figura 1 ilustra un conjunto de motor compound 10 que se configura como un motor turbohélice, según una realización particular. En la realización mostrada, el conjunto de motor compound 10 incluye un núcleo de motor de combustión intermitente rotativo multirotor de combustión pesada y refrigeración líquida 12'. Tal como se detallará más adelante, otras configuraciones para el núcleo de motor 12' son posibles también.

55 El núcleo de motor 12' tiene un árbol de motor 16 accionado por el/los motor/es de combustión interna 12 y que acciona una carga rotatoria, que se muestra aquí como una hélice 8. Se entiende que el conjunto de motor compound 10 se puede configurar de manera alternativa para accionar cualquier otro tipo apropiado de carga, que incluye, pero no se limita a, uno o más generador/es, árbol/es de transmisión, accesorio/s, mástil/es de rotor, compresor/es, o cualquier otro tipo apropiado de carga o una combinación de estos. El conjunto de motor compound 10 incluye además un compresor 20, y una sección de turbina 18 que combina la potencia con el núcleo de motor 12'.

60 En la realización mostrada, el núcleo de motor 12' incluye dos o más motor/es de combustión interna intermitente/s rotativo/s 12 aplicado/s de manera accionante al árbol 16. En otra realización, el núcleo de motor 12' incluye un único motor. Cada motor rotativo 12 tiene un rotor engranado de manera estanca en un alojamiento respectivo, con cada motor rotativo que tiene una fase de combustión a volumen constante para un ciclo de alto rendimiento. El motor/es de combustión interna intermitente/s 12 puede/n ser motor/es Wankel.

Con referencia a la Figura 2, se muestra un ejemplo de un motor Wankel 12 que se puede utilizar en el núcleo de motor 12'. Se entiende que la configuración del motor/es 12, por ejemplo, disposición de las lumbreras, números y disposición de las juntas de estanqueidad, etc., puede variar con respecto a la mostrada en la realización. El motor 12 comprende un alojamiento 32 que define una cavidad de rotor que tiene un perfil que define dos lóbulos, que es preferentemente un epitrocoide. Dentro de la cavidad de rotor, se recibe un rotor 34. El rotor define tres porciones de vértice espaciadas circunferencialmente 36 y un perfil generalmente triangular con lados arqueados hacia fuera. Las porciones 36 del vértice 10 están engranadas de manera estanca con la superficie interior de una pared periférica 38 del alojamiento 32 para formar y separar tres cámaras de trabajo 40 de volumen variable entre el rotor 34 y el alojamiento 32. La pared periférica 38 se extiende entre dos paredes de extremo espaciadas axialmente 54 para rodear la cavidad de rotor.

El rotor 34 está engranado con una porción excéntrica 42 del árbol de transmisión 16 para realizar revoluciones orbitales en la cavidad de rotor. El árbol de salida 16 realiza tres rotaciones por cada revolución orbital del rotor 34. El eje geométrico 44 del rotor 34 está desplazado y es paralelo al eje 46 del alojamiento 32. Durante cada revolución orbital, cada cámara 40 varía en volumen y se mueve alrededor de la cavidad del rotor para experimentar las cuatro fases de admisión, compresión, expansión y escape.

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

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

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

Con referencia de nuevo a la Figura 1, en la realización mostrada, el núcleo de motor 12' se sobrealimenta con el compresor 20 montado en línea con el núcleo de motor 12', es decir, el/los rotor/es de compresor 20a rota/n coaxialmente con el árbol de motor 16. En la realización mostrada, el/los rotor/es de compresor 20a se aplica/n en un árbol de compresor 15, y al árbol de motor 16 está en engranaje de accionamiento con el árbol de compresor 15 a través de una caja de engranajes fijada 21, que puede incluir, por ejemplo, un sistema de engranaje planetario.

En la realización mostrada y con referencia particularmente a la Figura 1, el compresor 20 es un compresor centrífugo con un único rotor 20a. De manera alternativa, son posibles otras configuraciones. El compresor 20 puede ser un dispositivo de una sola etapa o un dispositivo multietapa y puede incluir uno o más rotores que tienen palas de flujo radial, axial o mixto.

La salida del compresor 20 está en comunicación fluida con la entrada del núcleo de motor 12' (por ejemplo, la lumbrera de admisión 48 de cada motor 12). Por consiguiente, el aire entra en el compresor 20 y se comprime y circula a la entrada del núcleo de motor 12'. En una realización particular, el compresor 20 incluye álabes de guía de entrada variables 23 a través de los cuales circula el aire antes de alcanzar el/los rotor/es de compresor 20a. Aunque no se muestra, el aire del compresor 20 puede circular a través de un refrigerador intermedio para bajar su temperatura antes de entrar en el núcleo de motor 12'.

En el núcleo de motor 12' el aire comprimido se mezcla con el combustible y se combustiona para proporcionar potencia y una cantidad residual de gas de escape de presión intermedia. La potencia mecánica producida por el núcleo de motor 12' acciona la hélice 8.

Cada motor 12 del núcleo de motor 12' proporciona un flujo de escape en forma de impulsos de escape de gas caliente a alta presión que sale a una alta velocidad pico. La salida del núcleo de motor 12' (por ejemplo, la lumbrera de escape 50 de cada motor 12) está en comunicación fluida con la entrada de la sección de turbina 18 y, por consiguiente, el flujo de escape del núcleo de motor 12' se suministra a la sección de turbina 18.

La sección de turbina 18 incluye al menos un rotor aplicado en un árbol de turbina 19.

La energía mecánica recuperada por la sección de turbina 18 está compuesta por lo que el árbol del motor 16 acciona la hélice 8. En la realización mostrada, la sección de turbina 18 está compuesta con el núcleo de motor 12' por el árbol de turbina 19 que está unido mecánicamente a, y en engranaje de accionamiento con, el árbol de motor 16, a través de una caja de engranajes reductora 24, por ejemplo, a través de un tren de engranajes desplazado con piñón loco. El árbol de motor 16 también está unido mecánicamente a, y en engranaje de accionamiento con, la hélice 8 a través de la misma caja de engranajes reductora 24. En una realización particular, la caja de engranajes reductora 24 incluye dos ramales de tren de engranajes: un ramal compuesto 24c que une mecánicamente el árbol de turbina 19 y el árbol de motor 16 y un ramal planetario aguas abajo 24p que une mecánicamente el árbol de motor 16 y la hélice 8. En otra realización, el árbol de turbina 19 y el árbol de motor 16 se pueden engranar con la hélice 8 a través de diferentes cajas de engranajes, o el árbol de turbina 19 se puede engranar con el árbol de motor 16 de manera separada del engranaje entre el árbol de motor 16 y la hélice 8.

La sección de turbina 18 puede incluir una o más etapas de turbina. En la realización mostrada, la sección de turbina 18 incluye una primera turbina de etapa 26 que recibe el escape desde el núcleo de motor 12', y una segunda turbina de etapa 22 que recibe el escape desde la primera turbina de etapa 26, con las turbinas 26, 22 que tienen diferentes relaciones de reacción entre sí. El grado de reacción de una turbina se puede determinar utilizando la relación de reacción basada en temperatura (ecuación 1) o la relación de reacción basada en presión (ecuación 2), que típicamente son similares la entre sí en valor para una misma turbina, y que caracteriza la turbina con respecto a las turbinas de "impulso puro" o "reacción de impulso":

$$(1) \text{ Reacción } (T) = \frac{t_{52} - t_{51}}{t_{50} - t_{51}}$$

$$(2) \text{ Reacción } (P) = \frac{P_{52} - P_{51}}{P_{50} - P_{51}}$$

donde t es temperatura y P es presión, que se refiere como una lumbreira estática, y los números se refieren a la ubicación en la que se mide la temperatura o presión: 0 para la entrada de un álabe de turbina (estátor), 3 para la entrada de la pala de turbina (rotor) y 5 para la salida de la pala de turbina (rotor), y donde una turbina de impulso puro tendría una relación de 0 (0 %) y una turbina de reacción pura tendría una relación de 1 (100 %).

En una realización particular, la primera turbina de etapa 26 se configura para aprovechar la energía cinética del flujo pulsatorio que sale del motor/es 12 mientras se estabiliza el flujo y la segunda turbina de etapa 22 se configura para extraer potencia de la presión remanente en el flujo. Por consiguiente, en una realización particular, la primera turbina de etapa 26 tiene una relación de reacción menor (es decir, valor menor) que la de la segunda turbina de etapa 22. En una realización particular, la primera turbina de etapa 26 tiene una relación de reacción de 0,25 o menos (basada en temperatura o presión) o de 0,2 o menos (basada en temperatura o presión), y la segunda turbina de etapa 22 tiene una relación de reacción superior a 0,25 (basada en temperatura o presión) y/o una turbina de reacción de presión media. También son posibles otros valores.

Con un ciclo de combustión a volumen constante en el núcleo de motor 12', la descomposición del calor residual del conjunto de motor 10 es diferente a la de un motor de turbina de gas tradicional. Se evacua menos calor a través del escape y se traspasa más calor a la carcasa del motor. Por consiguiente, el/los motor/es 12 tiene/n un sistema refrigerante, por ejemplo, un sistema de refrigeración líquida, que en una realización particular es distinto a cualquier sistema de lubricación y combustible del conjunto de motor 10; en otras palabras, un refrigerante circula a través del/de los motor/es 12 del núcleo de motor 12', por ejemplo, a través de múltiples pasajes de refrigerante definidos en las paredes del alojamiento 32, y este refrigerante dedicado circula de manera separada e independiente del lubricante y combustible del conjunto de motor 10, incluido el lubricante del núcleo de motor 12'. El refrigerante dedicado puede ser un refrigerante líquido, por ejemplo, agua. Con referencia a la Figura 3, un intercambiador de calor 66 que define un núcleo de motor más frío incluye pasajes de refrigerante 66a en comunicación fluida con el sistema de refrigeración del núcleo de motor 12' y pasajes de aire 66b en una relación de intercambio de calor con los pasajes de refrigerante 66a.

Con referencia aún a la Figura 3, el conjunto de motor 10 incluye también un sistema de refrigeración y lubricación, para circular aceite o cualquier otro líquido adecuado para refrigerar y/o lubricar varios componentes del conjunto de motor 10 (por ejemplo, cojinetes, engranajes, etc., del núcleo de motor 12', del compresor 20, de las turbinas 22, 26, de las cajas de engranajes 21, 24). Un segundo intercambiador de calor 68 que define un conjunto de motor más frío incluye pasajes de refrigerante 68a en comunicación fluida con el sistema de refrigeración y lubricación del conjunto de motor 10 y pasajes de aire 68b en relación de intercambio de calor con los pasajes de refrigerante 68a.

En la realización mostrada, la góndola de instalación del conjunto de motor compound 10 incluye una entrada de góndola 14 y un conducto de aire 70 para el conjunto de motor 10 y los intercambiadores de calor 66, 68. El conducto de aire 70 se extiende desde la entrada 14 y comunica con esta, que se ubica en la parte delantera del

conjunto de motor 10 detrás de la hélice 8. La entrada 14 está en comunicación con el entorno de la aeronave, y se configura y posiciona de manera que sea posible recibir aire dinámico durante el vuelo y fluya desde la hélice 8, particularmente cuando está en tierra. El conducto de aire 70 tiene también una salida 72 en comunicación con el entorno de la aeronave, de modo que se descargue el aire de refrigeración gastado del conducto de aire 70. En la realización mostrada, la salida 72 se define en una superficie inferior del conjunto de motor 10. También son posibles otras configuraciones.

La entrada 20' del compresor 20 está en comunicación fluida con el conducto de aire 70, y los intercambiadores de calor 66, 68 se reciben dentro del conducto de aire 70. Los intercambiadores de calor 66, 68 se extienden a través del conducto de aire 70, de tal manera que el flujo de aire a través del conducto de aire 70 circula a través de los pasajes de aire 66b, 68b de los intercambiadores de calor 66, 68, que están en comunicación fluida con el conducto de aire 70. Aunque se muestran los dos intercambiadores de calor 66, 68, se entiende que, de manera alternativa, un único intercambiador de calor o más de dos intercambiadores de calor se pueden proporcionar en el conducto de aire 70. Los dos intercambiadores de calor 66, 68 se muestran como dispuestos en paralelo, de tal manera que una porción del flujo de aire circula de manera separada a través de cada intercambiador de calor 66, 68. De manera alternativa, los intercambiadores de calor 66, 68 se pueden disponer en el conducto de aire 70 en serie de modo que la misma porción del flujo de aire circule a través de uno como a través de otro de los intercambiadores de calor 66, 68, aunque una configuración de este tipo puede necesitar el uso de intercambiadores de calor mayores. También se entiende que el ángulo de los intercambiadores de calor 66, 68 dentro del conducto de aire 70 puede ser diferente al mostrado. En una realización particular, el ángulo de los intercambiadores de calor 66, 68 con respecto al flujo de aire dentro del conducto de aire 70 se selecciona para obtener un equilibrio deseado entre pérdidas de presión y efectividad de los intercambiadores de calor 66, 68, en consideración con el espacio disponible dentro del conducto de aire 70.

En la realización mostrada, una parte de la salida 72 del conducto de aire 70 es cerrable de manera selectiva por medio de una pluralidad de aletas de ventilación móviles 74. Las aletas de ventilación 74 se conectan de manera pivotante a una pared exterior 76 del conducto de aire 70 aguas abajo de los intercambiadores de calor 66, 68, cada una adyacente a una abertura respectiva, o una respectiva parte de la abertura de la salida 72, definida a través de la pared exterior 76. Las aletas 74 son móviles entre una posición extendida (mostrada en líneas de puntos) donde se extienden lejos de la respectiva abertura y una posición retraída (mostrada en líneas completas) donde cierran la respectiva abertura, de modo que modulan el flujo de aire a través del conducto de aire 70 y los intercambiadores de calor 66, 68. En una realización particular, las aletas de ventilación 74 se posicionan según la demanda de potencia en el conjunto de motor 10, de modo que regulan la temperatura del aceite y refrigerante que se enfrían en los intercambiadores de calor 66, 68 mientras reducen o minimizan la resistencia al enfriamiento, por ejemplo, las aletas de ventilación 74 se abren en el despegue y se cierran a velocidad de crucero.

Las aletas de ventilación 74 pueden tener cualquier configuración apropiada. Por ejemplo, en una realización particular, las aletas de refrigeración 74 tienen una forma aerodinámica recta; en otra realización, las aletas de ventilación 74 tienen una forma aerodinámica combada, configurada para hacer fluir el aire de salida horizontalmente para producir un empuje más eficaz. En una realización particular, las aletas de ventilación 74 se configuran como rejillas de ventilación, cada una conectada a una varilla, y un accionador desliza la varilla para que pivote las aletas de ventilación 74 entre las posiciones extendida y retraída para abrir o cerrar las rejillas de ventilación. También son posibles otras configuraciones.

En la realización mostrada, la salida 72 del conducto de aire 70 tiene una porción 78 que permanece permanentemente abierta aguas abajo de las aletas de ventilación 74. Esta porción 78 se puede moldear para definir una boquilla, para formar una abertura de chorro de salida. En una realización particular, la configuración de la boquilla se optimiza para minimizar la resistencia inducida por los intercambiadores de calor 66, 68 en condiciones operativas de velocidad de crucero.

Con referencia a las Figuras 3-4, un conducto de escape 80 se extiende en comunicación fluida con el escape del núcleo de motor 12', al conectarlo a un escape de la sección de turbina 18. El conducto de escape 80 se extiende a través de una porción del conducto de aire 70 desde una ubicación aguas arriba de los intercambiadores de calor 66, 68 a una ubicación aguas abajo de los intercambiadores de calor 66, 68. El conducto de escape 80 tiene una salida 82 posicionada en el conducto de aire 70, aguas abajo de los intercambiadores de calor 66, 68 y aguas arriba de la salida 72 del conducto de aire 70. La salida 82 del conducto de escape 80 está espaciada hacia adentro desde una pared periférica 70' del conducto de aire 70. El aire y los gases de escape se descargan así en el conducto de aire 70 de manera que el flujo de aire de refrigeración rodea el flujo de gases de escape. El flujo másico y/o volumen de flujo de gases de escape es/son más pequeño/s que los del flujo del aire de refrigeración. En una realización particular, el flujo másico de los gases de escape es un 20 % o menos del flujo másico del aire de refrigeración. Un área de sección transversal abierta de la salida 82 del conducto de escape 80 es más pequeña que un área de sección transversal abierta del conducto de aire 70 alrededor de la salida 82 del conducto de escape 80 (donde "área de sección transversal abierta del conducto de aire 70" se refiere al área de sección transversal del conducto de aire 70 no ocupada por el conducto de escape 80). En una realización particular, la relación del diámetro del conducto de escape 80 en el diámetro del conducto de aire 70 alrededor de la salida del conducto de escape 80 es

de 0,2 a 0,4, por ejemplo, aproximadamente 1/3. También son posibles otros valores, dependiendo, por ejemplo, de la optimización del peso y los costes del conjunto de motor 10 en conjunto.

En una realización particular, el flujo de aire de refrigeración mayor y más frío que rodea el flujo de gas de escape protege la pared periférica 70' del conducto de aire 70 desde el flujo de escape, lo que permite que la pared periférica 70' se fabrique con materiales que tienen una resistencia a altas temperaturas relativamente baja (por ejemplo, inferior que la de las aleaciones de níquel o titanio), donde "resistencia a altas temperaturas" se refiere a la capacidad de un material de mantener su fortaleza, rigidez y durabilidad cuando se somete a altas temperaturas. Por ejemplo, la temperatura de los gases de escape puede ser 800 °F (427 °C) o más, potencialmente hasta 1200 °F-1400 °F (649 °C-760 °C), mientras que la temperatura del flujo de aire de refrigeración puede ser 250 °F (121 °C) o menos; rodear el flujo de gas de escape con el flujo de aire de refrigeración proporciona así algo de protección a la pared periférica 70' de las altas temperaturas del flujo de escape. En una realización particular, la pared periférica 70' del conducto de aire 70 se fabrica con cualquier aleación de aluminio adecuada, cualquiera aleación de metal ligero adecuada, cualquier material compuesto que incluye, pero no se limita a, materiales compuestos de fibra de carbono, o cualquier tipo adecuado de polímero.

En una realización particular, el flujo de gases de escape expulsado del conducto de escape 80 tiene una velocidad mayor que el flujo de aire de refrigeración circundante que circula en el conducto de aire 70. En una realización particular, la diferencia en velocidad se selecciona para crear un efecto de arrastre en el flujo de aire de refrigeración, de modo que ayude a la circulación del flujo de aire de refrigeración a través de los intercambiadores de calor 66, 68, lo que puede ser particularmente, aunque no exclusivamente, útil cuando la aeronave está parada.

Particularmente con referencia a la Figura 4, en la realización mostrada, los intercambiadores de calor 66, 68 se disponen en paralelo y se separan el uno del otro en el conducto de aire 70, y el conducto de escape 80 se extiende en el conducto de aire 78 entre los intercambiadores de calor 66, 68. En una realización particular, una disposición de este tipo permite la creación del efecto de arrastre en el flujo de aire de refrigeración. Se entiende que cualquier otra configuración adecuada y posiciones relativas para los intercambiadores de calor 66, 68 y el conducto de escape 80 se pueden utilizar alternativamente. Por ejemplo, un mezclador (por ejemplo, un mezclador de tipo margarita) se puede utilizar en la intersección de los dos flujos.

En una realización particular, la descarga del flujo de escape en el flujo de aire de refrigeración permite añadir potencia al aire de refrigeración descargado al aumentar su temperatura media, esto puede proporcionar aceleración del aire expulsado por medio de reducción del área para producir un empuje útil del aire de refrigeración y/o reducir la resistencia total a la refrigeración asociada con los intercambiadores de calor 66, 68.

En una realización particular, la descarga del flujo de escape en el flujo de aire de refrigeración permite la eliminación del muñón de escape que se utiliza típicamente en la salida de flujo de escape. Normalmente, un flujo de escape de este tipo provoca resistencia adicional y, por consiguiente, la eliminación de esta característica permite la reducción de la resistencia al tener una lumbrera de salida combinada para todo el flujo de descarga.

En uso y según una realización particular, el aire y los gases de escape del conjunto de motor 10 se descargan así al circular el flujo de aire de refrigeración utilizado para refrigerar el refrigerante líquido del/de los motor/es 12 al conducto de aire 70, y circular el flujo de gases de escape producido por el/los motor/es 12 al conducto de aire 70, de modo que el flujo de aire de refrigeración rodee el flujo de gases de escape, con un flujo másico de los gases de escape menor que un flujo másico del aire de refrigeración. En una realización particular, el flujo de gases de escape circula desde el/los motor/es a través de la sección de turbina 18 compuesta con el/los motor/es antes de circular al conducto de aire 70.

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

REIVINDICACIONES

1. Un conjunto de motor turbohélice (10) para una aeronave, comprendiendo el conjunto de motor turbohélice (10):

5 un motor de combustión interna (12) que tiene un sistema de refrigeración líquida, el motor de combustión interna (12) se engrana de manera accionante con una hélice (8);
un conducto de aire (70) en comunicación fluida con un entorno de la aeronave;
un intercambiador de calor (66) recibido dentro del conducto de aire (70), teniendo el intercambiador de calor (66) pasajes de refrigerante (66a) en comunicación fluida con el sistema de refrigeración líquida y pasajes de aire (66b) en relación de intercambio de calor con los pasajes de refrigerante (66a), los pasajes de aire (66b) en comunicación fluida con el conducto de aire (70); y
10 un conducto de escape (80) en comunicación fluida con un escape del motor de combustión interna (12), teniendo el conducto de escape (80) una salida (82) posicionada dentro del conducto de aire (70) aguas abajo del intercambiador de calor (66) y aguas arriba de una salida (72) del conducto de aire (70), la salida (82) del conducto de escape (80) espaciada hacia dentro de una pared periférica (70') del conducto de aire (70) de modo que, en uso, un flujo de aire de refrigeración a través del conducto de aire (70) rodea un flujo de gases de escape fuera del conducto de escape (80),

caracterizado porque:

20 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 un alojamiento (32), teniendo la cavidad interna una forma epitrocoidea con dos lóbulos.

25 2. El conjunto de motor turbohélice (10) de acuerdo con la reivindicación 1, donde el conducto de escape (80) está en comunicación fluida con un escape del motor de combustión interna (12) a través de una sección de turbina (18) que incluye al menos una turbina (26, 22) compuesta con el motor de combustión interna (12).

30 3. El conjunto de motor turbohélice (10) de acuerdo con la reivindicación 2, donde la sección de turbina (18) incluye primeras y segundas etapas de turbina (26, 22) que tienen diferentes relaciones de reacción entre sí.

35 4. El conducto de motor turbohélice (10) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde el conducto de escape (80) se extiende a través de una porción del conducto de aire (70) desde una ubicación aguas arriba de los intercambiadores de calor (66) a una ubicación aguas abajo de los intercambiadores de calor (66).

5. El conjunto de motor turbohélice (10) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde al menos parte de la salida (72) del conducto de aire (70) es cerrable de manera selectiva por una pluralidad de aletas móviles.

40 6. El conjunto de motor turbohélice (10) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde la pared periférica (70') del conducto de aire (70) se fabrica de un material seleccionado de entre el grupo que consiste en: una aleación de aluminio, un material compuesto y un polímero.

45 7. El conjunto de motor turbohélice (10) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende, además, un intercambiador de calor adicional (68) recibido dentro del conducto de aire (70), teniendo el intercambiador de calor adicional (68) pasajes de refrigerante líquido (68a) en comunicación fluida con un sistema de refrigeración y lubricación del conjunto de motor turbohélice (10) y pasajes de aire adicionales (68b) en relación de intercambio de calor con los pasajes de refrigerante adicionales (68a) y en comunicación fluida con el conducto de aire (70).

50 8. El conjunto de motor turbohélice (10) de acuerdo con la reivindicación 7, donde el intercambiador de calor (66) y el intercambiador de calor adicional (68) se disponen en paralelo en el conducto de aire (70), y el conducto de escape (80) se extiende en el conducto de aire (70) entre el intercambiador de calor (66) y el intercambiador de calor adicional (68).

55 9. El conjunto de motor turbohélice (10) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde una entrada (14) del conducto de aire (70) se posiciona detrás de la hélice (8), la salida (72) del conducto de aire (70) se posiciona detrás de la entrada (14), y una salida (82) del conducto de escape (80) se posiciona dentro del conducto de aire (70) aguas abajo de la hélice (8).

60 10. El conjunto de motor turbohélice (10) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde un área de sección transversal abierta de la salida (82) del conducto de aire (80) es más pequeña que un área de sección transversal abierta del conducto de aire (70) alrededor de la salida (82) del conducto de escape (80).

65 11. Un procedimiento para descargar aire y gases de escape en un conjunto de motor turbohélice (10) que tiene un motor de combustión interna (12), comprendiendo el procedimiento:

- circular un flujo de aire de refrigeración utilizado para enfriar un refrigerante líquido del motor de combustión interna (12) a un conducto de aire (70) del conjunto de motor turbohélice (10) y fuera del conjunto de motor turbohélice (10);
y
- 5 circular un flujo de gases de escape producidos por el motor de combustión interna (12) al conducto de aire (70) de modo que el flujo de aire de refrigeración rodee el flujo de gases de escape, siendo un flujo másico de los gases de escape menor que un flujo másico del aire de refrigeración,
- caracterizado porque:
- 10 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 un alojamiento (32), teniendo la cavidad interna tiene una forma epitrocoidea con dos lóbulos.
- 15 12. El procedimiento de acuerdo con la reivindicación 11, donde el flujo de gases de escape circula desde el motor de combustión interna (12) a través de una sección de turbina (18) compuesta con el motor de combustión interna (12) antes de circular al conducto de aire (70).
- 20 13. El procedimiento de acuerdo con la reivindicación 11 o 12, donde el flujo másico de los gases de escape es un 20 % o menos del flujo másico del aire de refrigeración.
14. El procedimiento de acuerdo con la reivindicación 11, 12 o 13, donde el flujo de gases de escape tiene una velocidad mayor que el flujo de aire de refrigeración.

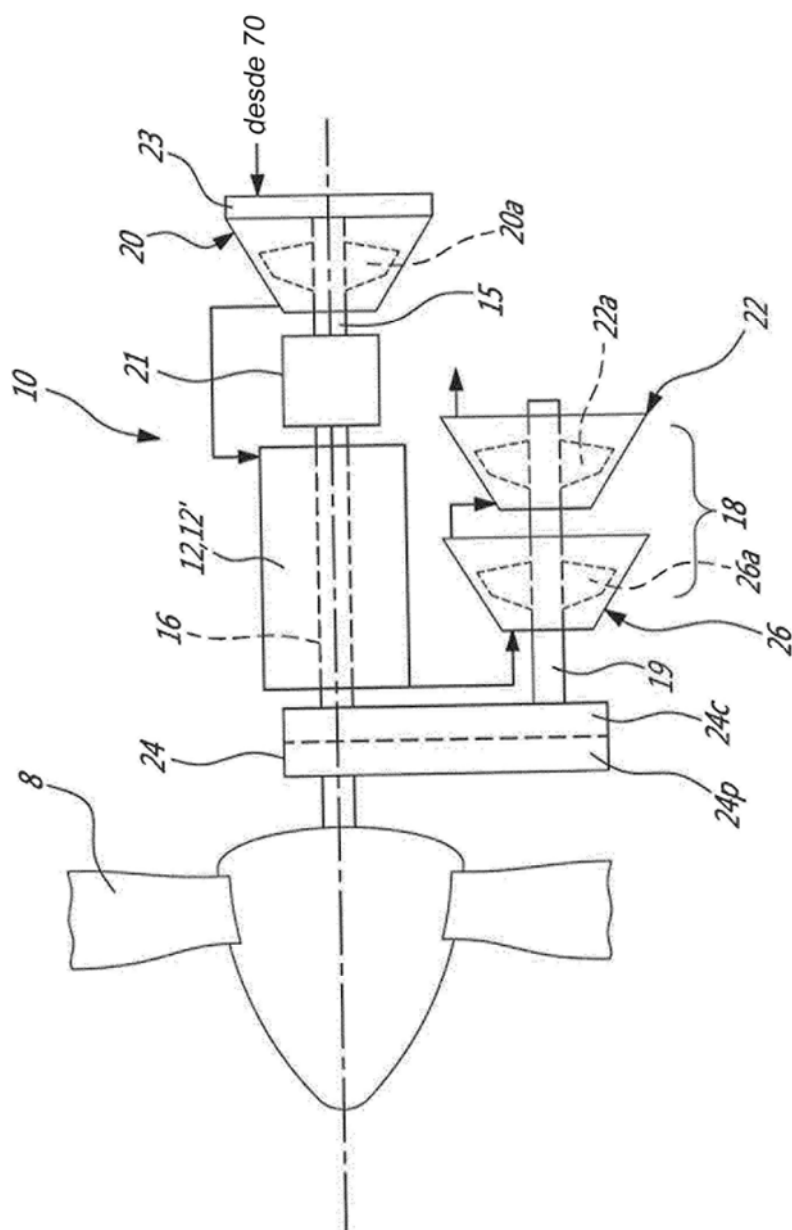
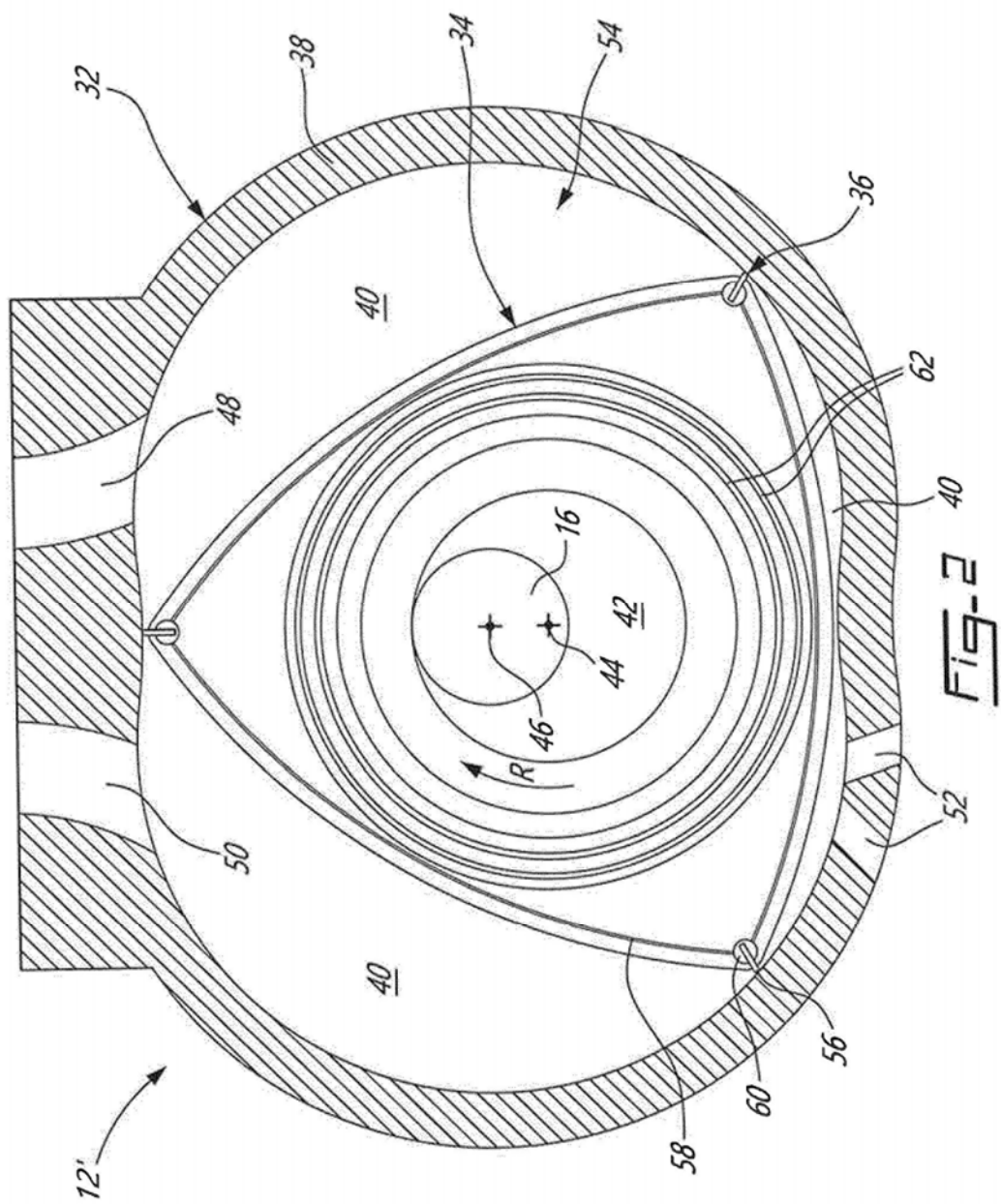
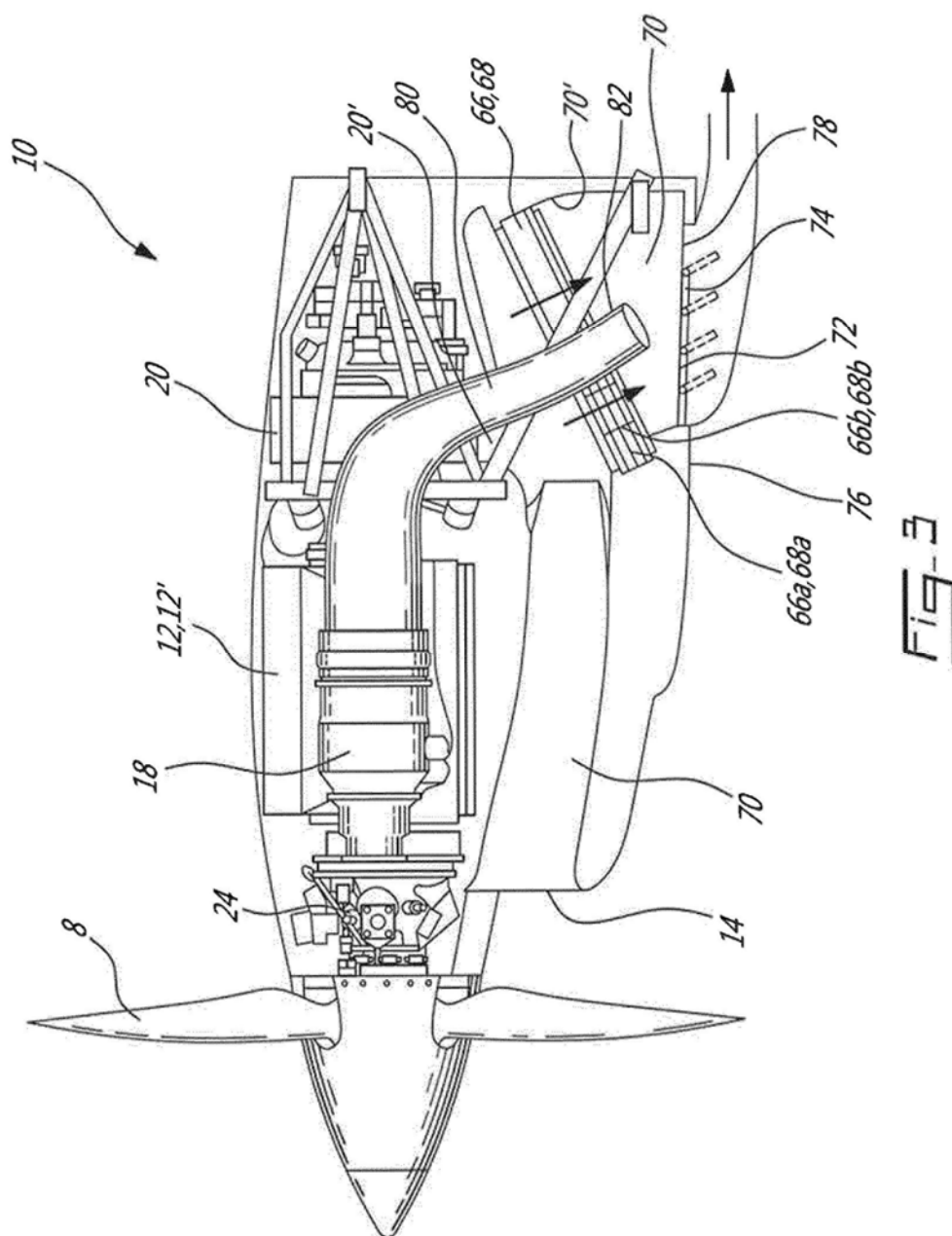


Fig-1





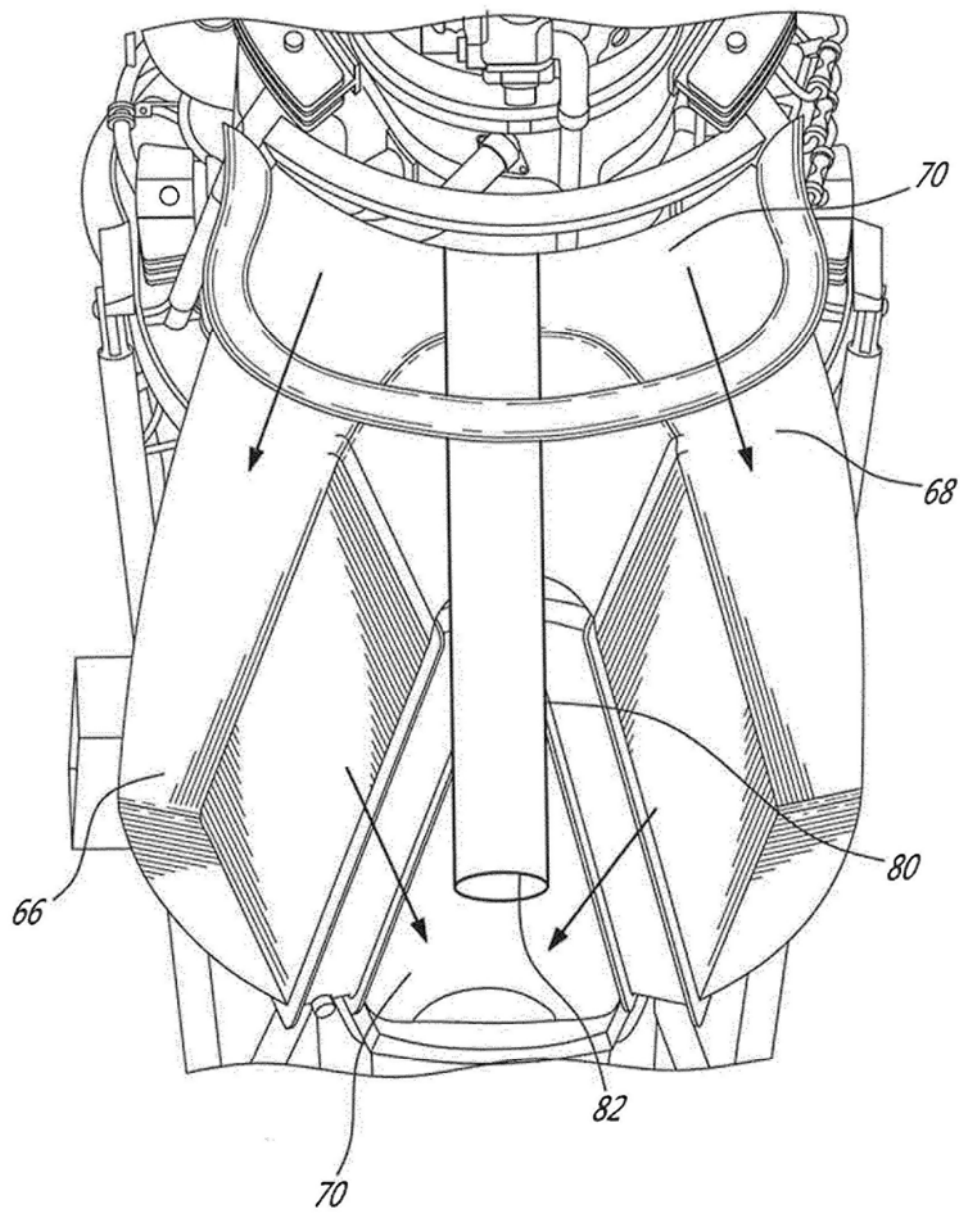


Fig- 4