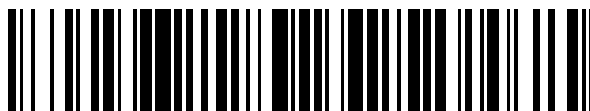


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 779 574**

51 Int. Cl.:

F01C 1/22 (2006.01)

F02B 53/00 (2006.01)

F02C 6/12 (2006.01)

F02C 7/36 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **22.02.2016** **E 16156719 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.01.2020** **EP 3059387**

54 Título: **Conjunto de motor compuesto con compresor coaxial y sección de turbina desplazada**

30 Prioridad:

20.02.2015 US 201562118891 P

23.07.2015 US 201514806880

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

18.08.2020

73 Titular/es:

PRATT & WHITNEY CANADA CORP. (100.0%)

1000 Marie-Victorin (01BE5)

Longueuil, Québec J4G 1A1, CA

72 Inventor/es:

**THOMASSIN, JEAN;
BOLDUC, SEBASTIEN;
VILLENEUVE, BRUNO;
BERUBE, STEPHANE;
FONTAINE, MIKE;
GAGNON-MARTIN, DAVID;
BILODEAU, JADE;
JULIEN, ANDRE;
LEGARE, PIERRE-YVES y
NICHOLS, JASON**

74 Agente/Representante:

ISERN JARA, Jorge

ES 2 779 574 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 compuesto con compresor coaxial y sección de turbina desplazada

5 REFERENCIA CRUZADA A SOLICITUDES RELACIONADAS

La presente solicitud reivindica la prioridad de la solicitud de EE. UU. n.º 14/806.880, presentada el jueves, 23 de julio de 2015, y la solicitud provisional de EE. UU. n.º 62/118.891, presentada el 20 de febrero.

10 CAMPO TÉCNICO

La aplicación se refiere generalmente a conjuntos de motores compuestos y, más particularmente, a conjuntos de motores compuestos sobrealimentados o turboalimentados utilizados en aeronaves.

15 ANTECEDENTES DE LA TÉCNICA

Los conjuntos de motores compuestos que incluyen un compresor utilizado como sobrealimentador o turbocompresor pueden formar un conjunto relativamente voluminoso que puede ser difícil de encajar en las góndolas de las aeronaves existentes, creando así cierta dificultad para adaptarlos para aplicaciones aeronáuticas. Los conjuntos de motores compuestos se enseñan en GB 934403, EE. UU. 2007/240415 y EE. UU. 2014/020380.

RESUMEN

En un aspecto, se proporciona un conjunto de motor compuesto como se define en la reivindicación 1.

En una realización, se proporciona un conjunto de motor compuesto como se define en la reivindicación 10.

En otro aspecto, se proporciona un procedimiento para impulsar una carga giratoria de una aeronave como se define en la reivindicación 12.

30 DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

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

35 la fig. 1 es una vista esquemática de un conjunto de motor compuesto según una realización particular;

la fig. 2 es una vista transversal de un motor Wankel que puede usarse en un conjunto de motor compuesto tal como se muestra en la fig. 1, según una realización particular;

40 la fig. 3 es una vista tridimensional esquemática del conjunto de motor compuesto de la fig. 1 según una realización particular;

la fig. 4 es una vista esquemática en sección transversal de una instalación en góndola del conjunto de motor compuesto de la fig. 3 según una realización particular;

45 la fig. 5 es una vista tridimensional esquemática de un conjunto de admisión del conjunto de motor compuesto según una realización particular;

la fig. 6A es una vista esquemática en sección transversal de parte del conjunto de admisión de la fig. 5;

50 la fig. 6B es una vista esquemática en sección transversal ampliada de parte del conjunto de admisión de la fig. 6A; y

55 la fig. 7 es una vista tridimensional esquemática de un borde de entrada del conjunto de admisión de la fig. 5, según una realización particular.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

60 Aquí se describen un conjunto de motor compuesto 10 y su instalación para un avión de hélice. En la realización mostrada, el conjunto de motor compuesto 10 incluye un núcleo motor rotativo multirrotor de combustible pesado refrigerado por líquido 12 y una sección de turbina 18 utilizada como sistema de recuperación de energía de escape. Como se detallará a continuación, también son posibles otras configuraciones para el núcleo motor 12.

65 Con referencia a la fig. 1, el núcleo motor 12 tiene un eje del motor 16 impulsado por el motor o motores rotativos y que impulsa a su vez una carga giratoria, que se muestra aquí como una hélice 8. Se entiende que el conjunto de motor compuesto 10 puede configurarse alternativamente para impulsar cualquier otro tipo apropiado de carga,

incluidos, pero no limitados a, uno o más generadores, ejes de transmisión, accesorios, mástiles del rotor, compresores, o cualquier otro tipo apropiado de carga o combinación de las mismas. El conjunto de motor compuesto 10 incluye además un compresor 14, y una sección de turbina 18 que combina la potencia con el núcleo motor 12.

El núcleo motor 12 puede incluir 2, 3, 4 o más motores rotativos acoplados de manera motriz al eje 16. En otra realización, el núcleo motor 12 incluye un único motor rotativo. Cada motor rotativo tiene un rotor acoplado herméticamente en su correspondiente carcasa y una fase de combustión de volumen casi constante para una alta eficiencia del ciclo. Los motores rotativos pueden ser motores Wankel. Con referencia a la fig. 2, se muestra una realización ejemplar de un motor Wankel. Cada motor Wankel comprende una carcasa 32 que define una cavidad interna con un perfil que define dos lóbulos, que es preferiblemente un epitrocoide. Dentro de la cavidad interna se recibe un rotor 34. El rotor define tres partes de vértice 36 separadas circunferencialmente y un perfil generalmente triangular con lados arqueados hacia fuera. Las partes de vértice 36 se acoplan herméticamente con la superficie interior de una pared periférica 38 de la carcasa 32 para formar tres cámaras de trabajo 40 entre el rotor 34 y la carcasa 32.

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

Se proporciona un orificio de admisión 48 a través de la pared periférica 38 para admitir sucesivamente aire comprimido en cada cámara de trabajo 40. También se proporciona un orificio de escape 50 a través de la pared periférica 38 para descargar sucesivamente los gases de escape de cada cámara de trabajo 40. A través de la pared periférica 38 se proporcionan también los pasos 52 para una bujía incandescente, una bujía de chispa u otro elemento de ignición, así como para uno o más inyectores de combustible (no mostrados). Alternativamente, el orificio de admisión 48, el orificio de escape 50 y/o los pasos 52 pueden proporcionarse a través de una pared del extremo o lateral 54 de la carcasa; y/o el elemento de ignición y un inyector de combustible piloto pueden comunicarse con una subcámara piloto (no mostrada) definida en la carcasa 32 y comunicarse con la cavidad interna para proporcionar una inyección piloto. La subcámara piloto puede definirse, por ejemplo, en una inserción (no mostrada) recibida en la pared periférica 38.

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

Para un funcionamiento eficiente, las cámaras de trabajo 40 están selladas, por ejemplo, mediante juntas de vértice accionadas por resorte 56, que se extienden desde el rotor 34 para acoplar la pared periférica 38, y juntas estancas de superficie o de gas accionadas por resorte 58 y juntas estancas de extremo o esquina 60 que se extienden desde el rotor 34 para acoplar las paredes de extremo 54. El rotor 34 también incluye al menos un anillo de estanqueidad de aceite accionado por resorte 62, sesgado contra la pared del extremo 54 alrededor del rodamiento para el rotor 34 en la parte excéntrica del eje 42.

Cada motor Wankel proporciona un flujo de escape en forma de pulso de escape relativamente largo; por ejemplo, en una realización particular, cada motor Wankel produce una explosión por cada 3600 de rotación del eje, con el orificio de escape abierto durante aproximadamente 2700 de esa rotación, lo que proporciona un ciclo de trabajo de pulso de aproximadamente del 75 %. Por el contrario, un pistón de un motor de combustión interna de 4 tiempos alternativo generalmente produce una explosión por cada 7200 de rotación del eje con el orificio de escape abierto durante aproximadamente 1800 de esa rotación, lo que proporciona un ciclo de trabajo de pulso del 25 %.

En una realización particular que puede ser especialmente, pero no exclusivamente, adecuada para baja altitud, cada motor Wankel tiene una relación de expansión volumétrica de 5 a 9, y funciona siguiendo el ciclo de Miller, con una relación de compresión volumétrica menor que la relación de expansión volumétrica, por ejemplo, al tener el orificio de admisión ubicado más cerca del punto muerto superior (PMS) que un motor donde las relaciones de expansión y compresión volumétrica son iguales o similares. Alternativamente, cada motor Wankel funciona con relaciones de expansión y compresión volumétrica similares o iguales.

Se entiende que son posibles otras configuraciones para el núcleo motor 12. La configuración del motor o motores del núcleo motor 12, p. ej., la ubicación de los orificios, el número y ubicación de las juntas, etc., puede variar con respecto a la realización mostrada. Además, se entiende que cada motor del núcleo motor 12 puede ser cualquier otro tipo de motor de combustión interna, incluido, pero no limitado a, cualquier otro tipo de motor rotativo y cualquier otro tipo de motor de combustión interna no rotativo, como un motor alternativo.

Con referencia de nuevo a la fig. 1, el núcleo motor rotativo 12 está sobrealimentado por el compresor 14 montado en línea con el núcleo motor, es decir, el rotor o rotores del compresor 14a giran coaxialmente al eje del motor 16. En la

realización mostrada, el rotor o rotores del compresor 14a están acoplados a un eje del compresor 15, y el eje del motor 16 está acoplado de manera motriz al eje del compresor 15 a través de una caja de engranajes multiplicadora 20. En una realización particular, la caja de engranajes 20 es un sistema de engranaje planetario. En una realización particular, el eje del compresor 15 incluye un engranaje solar 20s que está acoplado de manera motriz a los engranajes planetarios 20p montados en el soporte, que están acoplados de manera motriz a una corona dentada fija 20r. El conjunto de soporte giratorio está conectado al eje del motor 16, por ejemplo, a través de una conexión estriada. En una realización particular, los elementos del sistema de engranaje planetario (engranaje solar, engranajes planetarios y corona dentada) del interior de la caja de engranajes 20 están configurados para definir una relación de velocidad de aproximadamente 7:1 entre el eje del compresor 15 y el eje del núcleo motor 16. Se entiende que se puede utilizar alternativamente cualquier otra configuración y/o relación de velocidades apropiadas para la caja de engranajes 20.

En la realización mostrada y que se refiere particularmente a la fig. 1, el compresor 14 es un compresor centrífugo con un solo rotor 14a. Alternativamente, también son posibles otras configuraciones. El compresor 14 puede ser un dispositivo de una sola etapa o un dispositivo de múltiples etapas y puede incluir uno o más rotores que tienen palas de flujo radial, axial o mixto.

La salida del compresor 14 está en comunicación fluida con la entrada del núcleo motor 12, que corresponde o se comunica con la entrada de cada motor del núcleo motor 12. En consecuencia, el aire entra al compresor 14 y se comprime y circula hacia la entrada del núcleo motor 12. En una realización particular, el compresor 14 incluye álabes de guía de entrada variable 22 a través de los que circula el aire antes de alcanzar el rotor o rotores del compresor 14a.

El núcleo motor 12 recibe el aire a presión del compresor 14 y quema combustible a alta presión para proporcionar energía. La potencia mecánica producida por el núcleo motor 12 impulsa la hélice 8.

Cada motor del núcleo motor 12 proporciona un flujo de escape en forma de pulsos de escape de gas caliente a alta presión que sale a la velocidad máxima. La salida del núcleo motor 12 (es decir, la salida de cada motor del núcleo motor 12) está en comunicación fluida con la entrada de la sección de turbina 18 y, en consecuencia, el flujo de escape del núcleo motor 12 se suministra a la sección de turbina 18.

La sección de turbina 18 incluye al menos un rotor acoplado a un eje de turbina 19. La energía mecánica recuperada por la sección de turbina 18 se combina con la del eje del motor 16 para impulsar la hélice 8. El eje de la turbina 19 está mecánicamente unido y acoplado de manera motriz al eje del motor 16 a través de una caja de engranajes reductora 24, por ejemplo, a través de un tren de engranajes compensados con engranaje intermedio. En una realización particular, los elementos de la caja de engranajes reductora 24 (p. ej., el tren de engranajes compensados) están configurados para definir una relación de reducción de aproximadamente 5:1 entre el eje de la turbina 19 y el eje del motor 16. El eje del motor 16 también está unido mecánicamente y acoplado de manera motriz a 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 ramas del tren de engranajes: una rama compuesta 24c que une mecánicamente el eje de la turbina 19 y el eje del motor 16 y una rama planetaria posterior 24p que une mecánicamente el eje del motor 16 y la hélice 8. En otra realización, el eje de la turbina 19 puede estar acoplado al eje del motor 16 por separado del acoplamiento entre el eje del motor 16 y la hélice 8. En una realización particular, el eje de la turbina 19 está acoplado a la caja de engranajes del compresor 20.

Como se puede ver en las figs. 1 y 3, el eje de la turbina 19 está desplazado en paralelo y radialmente (es decir, no coaxialmente) con respecto al eje del motor 16 y el eje del compresor 15. El rotor o rotores del compresor 14a y el eje del motor 16 pueden así girar sobre un eje común (eje central del compresor y ejes del motor 15, 16) desplazado en paralelo y radialmente con respecto al eje de rotación del rotor o rotores de la turbina 26a, 28a (eje central del eje de la turbina 19). En una realización particular, la configuración del desplazamiento de la sección de turbina 18 permite la sección de turbina 18 esté encerrada en una carcasa separada de la del núcleo motor 12 y el compresor 14, de modo que la sección de turbina 18 es modular y extraíble (p. ej., ala extraíble) del resto del conjunto de motor compuesto 10.

Con referencia particularmente a la fig. 1, la sección de turbina 18 puede incluir una o más etapas de turbina. En una realización particular, la sección de turbina 18 incluye una turbina de primera etapa 26 que recibe el escape del núcleo motor 12, y una turbina de segunda etapa 28 que recibe el escape de la turbina de primera etapa 26. La turbina de primera etapa 26 está configurada como una turbina de velocidad, también conocida como turbina de impulso, y recupera la energía cinética del gas de escape del núcleo mientras crea una contrapresión mínima o nula al escape del núcleo motor 12. La turbina de segunda etapa 28 está configurada como una turbina de presión, también conocida como turbina de reacción, y completa la recuperación de la energía mecánica disponible del gas de escape. Cada turbina 26, 28 puede ser un dispositivo centrífugo o axial con uno o más rotores con palas de flujo radial, axial o mixto. En otra realización, la sección de turbina 18 puede incluir una turbina única, configurada como turbina de impulso o como turbina de presión.

Una turbina de impulso pura funciona cambiando la dirección del flujo sin acelerar el flujo dentro del rotor; el fluido se desvía sin una caída de presión significativa por las palas del rotor. Las palas de la turbina de impulsión pura están

diseñadas de tal manera que, en un plano transversal perpendicular a la dirección del flujo, el área definida entre las palas es la misma en los bordes delanteros de las palas y en los bordes traseros de la pala: el área de flujo de la turbina es constante, y las palas suelen ser simétricas con respecto al plano del disco rotatorio. El trabajo de la turbina de impulsión pura se debe únicamente al cambio de dirección en el flujo a través de las palas de la turbina. Las turbinas de impulsión pura típicas incluyen turbinas de vapor e hidráulicas.

En cambio, una turbina de reacción acelera el flujo dentro del rotor, pero necesita una caída de presión estática a través del rotor para permitir esta aceleración del flujo. Las palas de la turbina de reacción están diseñadas de tal manera que, en un plano transversal perpendicular a la dirección del flujo, el área definida entre las palas es la misma en los bordes delanteros de las palas y en los bordes traseros de la pala: el área de flujo de la turbina se reduce a lo largo de la dirección de flujo, y las palas suelen ser simétricas con respecto al plano del disco rotatorio. El trabajo de la turbina de reacción pura se debe principalmente a la aceleración del flujo a través de las palas de la turbina.

La mayoría de las turbinas aeronáuticas no son de "impulsión pura" o de "reacción pura", sino que actúan de acuerdo con una mezcla de estos dos principios opuestos pero complementarios, es decir, existe una caída de presión a través de las palas, existe cierta reducción del área de flujo de las palas de la turbina a lo largo de la dirección del flujo y la velocidad de rotación de la turbina se debe tanto a la aceleración como al cambio de dirección del flujo. El grado de reacción de una turbina se puede determinar usando la relación de reacción basada en la temperatura (ecuación 1) o la relación de reacción basada en la presión (ecuación 2), que normalmente tienen un valor cercano entre sí para una misma turbina:

$$(1) \text{Reacción}(T) = \frac{(t_{s3} - t_{s5})}{(t_{s0} - t_{s5})} \quad (2) \text{Reacción}(P) = \frac{(P_{s3} - P_{s5})}{(P_{s0} - P_{s5})}$$

donde T es la temperatura y P es la presión, s se refiere a un orificio estático y los números se refieren a la ubicación donde se mide la temperatura o la presión: 0 para la entrada del álabe de turbina (estátor), 3 para la entrada de la pala de la turbina (rotor) y 5 para la salida de la pala de la turbina (rotor); y donde una turbina de acción pura tendría una relación de 0 (0 %) y una turbina de reacción pura tendría una relación de 1 (100 %).

En una realización particular, la turbina de primera etapa 26 se configura para aprovechar la energía cinética del flujo pulsante que sale del núcleo motor 12 mientras se estabiliza el flujo y la turbina de segunda etapa 28 se configura para extraer energía de la presión residual en el flujo. En consecuencia, la turbina de primera etapa 26 tiene una relación de reacción menor que la de segunda etapa 28.

En una realización particular, la turbina de segunda etapa 28 tiene una relación de reacción superior a 0,25; en otra realización particular, la turbina de segunda etapa 28 tiene una relación de reacción superior a 0,3; en otra realización particular, la turbina de segunda etapa 28 tiene una relación de reacción de aproximadamente 0,5; en otra realización particular, la turbina de segunda etapa 28 tiene una relación de reacción superior a 0,5.

En una realización particular, la turbina de primera etapa 26 tiene una relación de reacción de como máximo 0,2; en otra realización particular, la turbina de primera etapa 26 tiene una relación de reacción de como máximo 0,15; en otra realización particular, la turbina de primera etapa 26 tiene una relación de reacción de como máximo 0,1; en otra realización particular, la turbina de primera etapa 26 tiene una relación de reacción de como máximo 0,05.

Se entiende que cualquier relación de reacción apropiada para la turbina de segunda etapa 28 (incluida, pero no limitada a, cualquiera de las relaciones de reacción mencionadas anteriormente) se puede combinar con cualquier relación de reacción apropiada para la turbina de primera etapa 26 (incluida, pero no limitada a cualquiera de las relaciones de reacción mencionadas anteriormente), y que estos valores pueden corresponder a relaciones basadas en la presión o en la temperatura. También son posibles otros valores. Por ejemplo, en una realización particular, las dos turbinas 26, 28 pueden tener una relación de reacción igual o similar; en otra realización, la turbina de primera etapa 26 tiene una relación de reacción más alta que la de la turbina de segunda etapa 28. Ambas turbinas 26, 28 pueden configurarse como turbinas de impulso, o ambas turbinas 26, 28 pueden configurarse como turbinas de presión.

En una realización en la que el núcleo motor 12 incluye uno o más motores rotativos que funcionan cada uno con el ciclo de Miller, la relación de presión del compresor y la relación de presión de la sección de turbina pueden ser más altas que un conjunto de motor similar donde el núcleo motor incluye uno o más motores rotativos que tienen relaciones de expansión y compresión volumétrica similares o iguales. Puede admitirse una relación de presión más alta de la sección de turbina mediante etapas de turbina axial adicionales, una turbina radial adicional y/o una combinación de turbinas axiales y radiales adecuadas para aceptar la relación de presión más alta.

Con referencia a la fig. 4, se muestra una instalación de góndola del conjunto de motor compuesto 10 según una realización particular. La instalación incluye un conjunto de admisión 66 que presenta una entrada común 68 y un conducto de aire 70 para el conjunto del motor (a través del compresor 14) y los intercambiadores de calor de aceite y refrigerante 72, 74. El conducto de aire 70 se extiende desde la entrada 68 hasta una salida opuesta 76. La entrada 68 y la salida 76 del conducto de aire 70 se comunican con el aire ambiente fuera o alrededor del conjunto 10, por ejemplo, el aire ambiente fuera de una góndola que recibe el conjunto. En la realización mostrada, el aire ambiente

penetra en el conjunto de motor compuesto 10 a través de la entrada 68 del conducto de aire 70; la entrada 68 del conducto de aire 70 define así una entrada de góndola, es decir, una entrada del conjunto 10 en su totalidad.

Se puede ver que los intercambiadores térmicos 72, 74 se extienden a través del conducto de aire 70, de modo que el flujo de aire a través de dicho conducto de aire 70 circula a través de los intercambiadores de calor 72, 74. En la realización mostrada, los intercambiadores de calor 72, 74 incluyen un intercambiador de calor de aceite 72 que recibe el aceite del sistema de aceite del conjunto del motor y lo hace circular en una relación de intercambio de calor con el flujo de aire, para enfriar el aceite; y un intercambiador de calor de refrigerante 74 que recibe el refrigerante del núcleo motor 12 (p. ej., agua, aceite u otro líquido refrigerante) y lo hace circular en una relación de intercambio de calor con el flujo de aire, para enfriar el refrigerante. Aunque se muestran dos intercambiadores de calor 72, 74, se entiende que, alternativamente, pueden proporcionarse en el conducto de aire 70 un solo intercambiador de calor o más de dos intercambiadores de calor. Los dos intercambiadores de calor 72, 74 se muestran colocados en paralelo, de modo que una parte del flujo de aire circula por separado a través de cada intercambiador de calor. Alternativamente, los intercambiadores de calor 72, 74 pueden colocarse en el conducto de aire 70 en serie, de manera que circule la misma parte del flujo de aire a través de uno de los intercambiadores de calor que del otro, aunque tal configuración puede requerir el uso de intercambiadores de calor más grandes. También se entiende que el ángulo de los intercambiadores de calor 72, 74 dentro del conducto 70 puede ser diferente del que se muestra. En una realización particular, se selecciona el ángulo de los intercambiadores de calor 72, 74 con respecto al flujo de aire dentro del conducto 70 a fin de obtener el equilibrio deseado entre las pérdidas de presión y la efectividad de los intercambiadores de calor, teniendo en cuenta el espacio disponible dentro del conducto 70.

El conjunto de admisión 66 incluye una cámara de admisión 78 configurada para la conexión y comunicación fluida con la entrada del compresor 14. En la realización mostrada, y como se puede ver más claramente en la fig. 5, la cámara de admisión 78 es anular. También son posibles otras configuraciones.

Con referencia a las figs. 4, 5 y 6A, el conjunto de admisión 66 incluye un primer y segundo conductos de admisión 80, 82 que proporcionan una comunicación fluida entre el conducto de aire 70 y la cámara de admisión 78. El primer conducto de admisión 80 está conectado al conducto de aire 70 anterior a los intercambiadores de calor 72, 74, de modo que la parte del conducto de aire 70 anterior a los intercambiadores de calor 72, 74 define una primera fuente de aire. El segundo conducto de admisión 82 está conectado al conducto de aire 70 posterior a los intercambiadores de calor 72, 74, de modo que la parte del conducto de aire 70 posterior a los intercambiadores de calor 72, 74 define una segunda fuente de aire más caliente que el de la primera fuente. En la realización mostrada, y como se puede ver más claramente en la fig. 4, el conducto de aire 70 está configurado para definir un difusor anterior a los intercambiadores de calor 72, 74, para desacelerar el flujo a un caudal bajo en la entrada de los intercambiadores de calor 72, 74. El primer conducto de admisión 80 está conectado en el difusor; en una realización particular, el primer conducto de admisión 80 está conectado al conducto de aire 70 donde la velocidad del aire es mínima. Tal configuración puede permitir minimizar las pérdidas de presión.

Con referencia a las figs. 6A-6B, en una realización particular, los conductos de admisión 80, 82 están en comunicación fluida con la cámara de admisión 78 a través de una admisión del motor 84 que contiene un filtro de aire 86. Se proporciona una válvula de derivación del filtro de aire 88 en la entrada del motor 84 para permitir el flujo de aire a la cámara de admisión 78 alrededor del filtro de aire 86 en caso de bloqueo accidental del filtro de aire. En una realización particular, la válvula de derivación del filtro de aire 86 es una válvula operada por diferencial de presión accionada por resorte.

El conjunto de admisión 66 incluye además una válvula selectora 90 situada antes del filtro de aire 86 y que permite la selección del conducto de admisión 80, 82 utilizado para hacer circular el aire desde el conducto de aire 70 a la cámara de admisión 78. La válvula selectora 90, por lo tanto, se puede ajustar entre una configuración en la que se permite la comunicación fluida entre la cámara de admisión 78 y el conducto de aire 70 a través del primer conducto de admisión 80 y una configuración en la que se evita la comunicación fluida entre la cámara de admisión 78 y el conducto de aire 70 a través del primer conducto de admisión 80.

En la realización particular mostrada en la fig. 4, la válvula selectora 90 solo actúa para bloquear selectivamente o evitar la comunicación a través del primer conducto de admisión 80, es decir, el conducto de admisión conectado al conducto de aire 70 anterior a los intercambiadores de calor 72, 74. La comunicación a través del segundo conducto de admisión 82 permanece abierta en ambas configuraciones.

En la realización particular mostrada en las figs. 6A y 6B, la válvula selectora 90 se provee en la unión entre los dos conductos de admisión 80, 82, y actúa para bloquear selectivamente o evitar la comunicación a través de ambos conductos de admisión 80, 82. Por consiguiente, en la configuración mostrada en la fig. 6A, la válvula selectora 90 permite la comunicación fluida entre la cámara de admisión 78 y el conducto de aire 70 a través del primer conducto de admisión 80, evita la comunicación fluida entre la cámara de admisión 78 y el conducto de aire 70 a través del segundo conducto de admisión 82; y en la configuración mostrada en la fig. 6B, la válvula selectora 90 impide la comunicación fluida entre la cámara de admisión 78 y el conducto de aire 70 a través del primer conducto de admisión 80 mientras permite la comunicación fluida entre la cámara de admisión 78 y el conducto de aire 70 a través del segundo conducto de admisión 82. En las realizaciones mostradas, la válvula selectora 90 incluye una aleta pivotable

entre las dos configuraciones, y bloquea la comunicación a través de uno u otro de los conductos de admisión 80, 82 bloqueando así la comunicación entre ese conducto de admisión 80, 82 y la cámara de admisión 78. También son posibles otros tipos de válvulas 90 y/o posiciones de válvulas.

La válvula selectora 90 permite así la selección de aire más frío (primer conducto de admisión 80, que toma aire antes de los intercambiadores de calor 72, 74) o aire más cálido (segundo conducto de admisión 82, que lleva aire después de los intercambiadores de calor 72, 74) para alimentar el compresor 14 y el conjunto del motor 10, en función de las condiciones de funcionamiento del conjunto del motor 10. Por ejemplo, en condiciones de formación de hielo, la comunicación fluida a través del segundo conducto 82 puede seleccionarse bloqueando la comunicación fluida a través del primer conducto 80, de modo que el aire más cálido que se encuentra después de los intercambiadores de calor 72, 74 se utilice para alimentar el compresor 14, para proporcionar capacidad de deshielo a la entrada del motor 84, el filtro de aire 86, la cámara de admisión 78 y la entrada del compresor con geometrías fijas y variables; y en condiciones de vuelo sin hielo, puede seleccionarse la comunicación fluida a través del primer conducto 80 de modo que se use aire más frío para alimentar el compresor 14 y así proporcionar un mejor rendimiento del motor (en comparación con aire más caliente).

Además, la selección del flujo a través del segundo conducto de admisión 84 para extraer el aire del motor después de los intercambiadores de calor 72, 74 puede usarse para generar flujo de aire a través de los intercambiadores de calor 72, 74. Por ejemplo, para un motor de turbohélice al ralentí en el suelo, no hay presión del cilindro de entrada para forzar el aire a través del conducto de aire 70 y los intercambiadores de calor 72, 74, y el aumento de presión de la hélice puede no bastar para extraer suficiente aire y proporcionar un enfriamiento adecuado en los intercambiadores de calor 72, 74; pueden producirse condiciones similares en las operaciones de rodaje en tierra (motor a baja potencia). La extracción del aire del motor después de los intercambiadores de calor 72, 74 produce un efecto de "aspiración" que extrae el aire a través de los intercambiadores de calor 72, 74, lo que en una realización particular puede permitir un enfriamiento suficiente sin necesidad de un ventilador o soplador que proporcione la circulación de aire necesaria. Opcionalmente, se puede proporcionar una válvula de purga 75 después del compresor 14 y antes del núcleo motor 12 (es decir, en la comunicación fluida entre la salida del compresor y la entrada del núcleo motor), y abrirse durante el funcionamiento en vacío o en marcha para aumentar el flujo del compresor y aumentar el efecto de "aspiración" de extraer el aire del motor después de los intercambiadores de calor 72, 74 y, en consecuencia, aumentar el flujo de aire a través de los intercambiadores de calor 72, 74. Además, se puede proporcionar opcionalmente un intercooler justo antes del núcleo motor 12 para enfriar el flujo del compresor antes de dirigirlo al núcleo motor.

En una realización particular, el conjunto de admisión del motor 66 puede configurarse como un separador de partículas inercial cuando se selecciona la comunicación fluida a través del primer conducto 80, de modo que cuando se usa el aire anterior a los intercambiadores de calor 72, 74 para alimentar el motor, las partículas pesadas son arrastradas después de los intercambiadores de calor 72, 74. En la realización mostrada en la fig. 4, la unión entre el primer conducto 80 y el conducto de aire 70 está configurada como separador de partículas inercial: el primer conducto 80 define un giro brusco con respecto al conducto de aire 70 (p. ej., extendiéndose cerca de o aproximadamente perpendicular al mismo), que se extiende en un ángulo suficiente desde el conducto de aire 70 de modo que las partículas más pesadas (p. ej., hielo, arena) continúen en línea recta mientras el aire sigue el giro brusco, y por el primer conducto 80 y el conducto de aire 70 que están dimensionados para lograr unas velocidades de aire adecuadas para garantizar la separación de las partículas.

En la realización mostrada, el conducto de aire 70 está configurado de tal manera que todo el aire que entra en el conducto de aire 70 circula a través de los intercambiadores de calor 72, 74 y/o la cámara de admisión 78. Alternativamente, se podría proporcionar un conducto de derivación de manera que una parte del aire que entra en el conducto 70 se desvíe (es decir, se derive) de los intercambiadores de calor 72, 74 y la cámara de admisión 78 y, en su lugar, circule directamente a la salida 76. En una realización particular, la unión entre el conducto de derivación y el conducto de aire 70 se configura como separador de partículas inercial, mediante la selección de una orientación apropiada y el dimensionamiento relativo del conducto de derivación con respecto al conducto de aire 70.

En una realización particular y como se muestra en la fig. 7, el borde de la entrada del conjunto 68 se descongela haciendo circular refrigerante caliente a través de un tubo helicoidal 98 dispuesto en el borde y hecho de un material con propiedades de conducción de calor apropiadas. El tubo helicoidal 98 tiene una entrada en comunicación fluida con el sistema de refrigeración del núcleo motor 12 y una salida en comunicación fluida con el intercambiador de calor del refrigerante 74, de modo que una fracción del refrigerante caliente que fluye fuera del núcleo motor 12 se dirige al tubo helicoidal 98 del borde de entrada 68 para la descongelación, y luego se une al resto del flujo de refrigerante caliente del núcleo motor 12 antes de enviar el flujo al intercambiador de calor 74.

Aunque en la realización mostrada los intercambiadores de calor 72, 74 y el conjunto del motor 10 tienen una entrada común 68 y el primer y el segundo conducto de admisión 80, 82 se comunican con un mismo conducto de aire 70 que se extiende desde esa entrada, se entiende que, alternativamente, el conjunto del motor 10 y los intercambiadores de calor 72, 74 pueden tener entradas separadas. El primer conducto de admisión 80 puede comunicarse así con una fuente de aire fresco separada de la que alimenta los intercambiadores de calor 72, 74.

Alternativamente, la entrada común 68 y el conducto de aire 70 utilizados para alimentar los intercambiadores de calor

72, 74 y el compresor 14 pueden usarse con un único conducto de admisión que proporcione la comunicación fluida entre la cámara de admisión 78 y el conducto de aire 70, y conectado al conducto de aire 70 en cualquier ubicación apropiada (después o antes de los intercambiadores de calor).

5 Con referencia de nuevo a la fig. 4, en una realización particular, las aletas de carenado variables 92 están conectadas de manera pivotante a una pared externa 94 del conducto de aire 70 posterior a los intercambiadores de calor 72, 74, cada una adyacente a la correspondiente abertura 96 definida a través de la pared externa 94. Las aletas 92 son móviles entre una posición extendida (mostrada) donde se extienden lejos de la correspondiente abertura 96 y una posición retraída donde cierran la correspondiente abertura 96, para modular el flujo de aire a través del conducto de
10 aire 70 y los intercambiadores de calor 72, 74. Las aberturas 96 se comunican con el aire ambiente fuera o alrededor del conjunto 10 cuando las aletas se extienden, p. ej., el aire ambiente fuera de la góndola que aloja el conjunto, de modo que el aire del conducto de aire 70 puede salir del conducto a través de las aberturas 96. En una realización particular, las aletas de carenado 92 se colocan según la demanda de potencia del conjunto del motor 10, para regular la temperatura del aceite y del refrigerante que se enfrían en los intercambiadores de calor 72, 74 mientras se reduce o minimiza la resistencia al enfriamiento; por ejemplo, las aletas de carenado 92 están abiertas durante el despegue y cerradas a velocidad de crucero.

Las aletas de carenado 92 pueden tener cualquier configuración apropiada. Por ejemplo, en una realización particular, las aletas de carenado 92 tienen una forma de superficie aerodinámica recta; en otra forma de realización, las aletas de carenado 92 tienen una forma aerodinámica curvada, configurada para hacer fluir el aire de salida horizontalmente y producir un empuje más efectivo. En una realización particular, las aletas de carenado 92 están configuradas como persianas, cada una conectada a una varilla, y un actuador desliza la varilla para hacer pivotar las aletas de carenado 92 entre las posiciones extendida y retraída para abrir o cerrar las persianas. También son posibles otras configuraciones.

25 En una realización particular, la salida del conducto de aire 76 posterior a las aletas de carenado 92 está conformada para definir una boquilla, para formar una abertura de chorro de salida. En una realización particular, la configuración de la boquilla está optimizada para minimizar el arrastre inducido por los intercambiadores de calor 72, 74 en condiciones de funcionamiento a velocidad de crucero.

30 Aunque cualquiera de las características descritas y mostradas anteriormente y cualquier combinación de las mismas puede proporcionar una configuración adecuada para usarse como motor de turbohélice y/o alojarse en la góndola de una aeronave, en una realización particular, la combinación de todo lo descrito anteriormente y las características mostradas del conjunto de motor compuesto proporcionan una configuración del motor específicamente diseñada para su uso como motor de turbohélice de una aeronave.

35 La descripción anterior pretende ser solo ilustrativa, y un experto en la técnica reconocerá que se pueden realizar cambios en las realizaciones descritas sin apartarse del alcance de la invención descrita. Por ejemplo, aunque el conjunto del motor se ha descrito como un conjunto de motor compuesto, se entiende que los elementos del conjunto de motor compuesto se pueden usar con conjuntos de motor no compuestos y con conjuntos de motor compuesto que tienen diferentes configuraciones. Todavía resultarán evidentes otras modificaciones que se encuentren dentro del alcance de la presente invención para los expertos en la materia. El alcance de la presente invención se define en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Un conjunto de motor compuesto que comprende:

un núcleo motor (12) que incluye al menos un motor de combustión interna en acoplamiento de manera motriz con un eje del motor (16);
un compresor (14) que tiene una salida en comunicación fluida con una entrada del núcleo motor (12), incluyendo el compresor (14) al menos un rotor de compresor (14a) giratorio alrededor de un eje de rotación coaxial con el eje del motor (16); y

una sección de turbina (18) que tiene una entrada en comunicación fluida con una salida del núcleo motor (12), incluyendo la sección de turbina al menos un rotor de turbina (26a, 28a) acoplado a un eje de turbina giratorio (19), estando el eje de turbina (19) y el eje del motor (16) unidos mecánicamente entre sí a través de una caja de engranajes (24) para impulsar una carga giratoria, y estando el eje de la turbina (19) y el eje del motor (16) paralelos y radialmente desplazados entre sí;

caracterizado porque

el eje del motor (16) está acoplado de manera motriz al rotor del compresor (14a); y
el eje de la turbina (19) y el eje de rotación del rotor del compresor (14a) están paralelos y radialmente desplazados entre sí.

2. El conjunto de motor compuesto según lo definido en la reivindicación 1, donde al menos uno de los motores de combustión interna (1) incluye un rotor (34) alojado de forma hermética y rotatoria dentro de una cavidad interna para proporcionar cámaras rotatorias (40) de volumen variable en la cavidad interna, teniendo el rotor (34) tres partes de vértice (36) que separan las cámaras rotatorias (40) y montadas para las revoluciones excéntricas dentro de la cavidad interna, teniendo la cavidad interna una forma epitrocoide con dos lóbulos.

3. El conjunto de motor compuesto como se define en las reivindicaciones 1 o 2, donde la caja de engranajes (24) incluye un tren de engranajes compensados (24c) que une mecánicamente el eje de la turbina (19) y el eje del motor (16) y un sistema de engranaje planetario (24p) que une mecánicamente el eje del motor (16) y la carga giratoria.

4. El conjunto de motor compuesto como se define en la reivindicación 3, donde la carga giratoria es una hélice (8).

5. El conjunto de motor compuesto como se define en cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde la sección de turbina (18) incluye una turbina de primera etapa (26) que tiene una entrada en comunicación fluida con la salida del núcleo motor (12), y una turbina de segunda etapa (28), que tiene una entrada en comunicación fluida con una salida de la turbina de primera etapa (26).

6. El conjunto de motor compuesto como se define en la reivindicación 5, donde la turbina de primera etapa (26) está configurada como una turbina de impulso con una relación de reacción basada en la presión con un valor de como máximo 0,25, teniendo la turbina de segunda etapa (28) una relación de reacción más alta que la de la turbina de primera etapa (26).

7. El conjunto de motor compuesto como se define en cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde al menos un rotor del compresor (14a) está acoplado a un eje del compresor giratorio de manera coaxial al eje del motor (16), estando el eje del motor (16) acoplado de manera motriz al eje del compresor (15) a través de un sistema de engranaje planetario (20).

8. El conjunto de motor compuesto como se define en la reivindicación 7, donde se proporciona un engranaje solar (20s) del sistema de engranaje planetario (20) en el eje del compresor (15), un soporte de engranajes planetarios (20p) del sistema de engranaje planetario (20) conectado al eje del motor (16) y se fija una corona dentada (20r) del sistema de engranaje planetario (20).

9. El conjunto de motor compuesto como se define en cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde la sección de turbina (18) está encerrada en una carcasa separada de la del núcleo motor (12) y el compresor (14), siendo la sección de turbina (18) modular y extraíble del conjunto.

10. El conjunto de motor compuesto como se define en cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde al menos un rotor del compresor (14a) está acoplado a un eje del compresor giratorio (15), extendiéndose el eje del motor (16) coaxialmente al eje del compresor (15) y estando acoplado de manera motriz al mismo; y la sección de turbina (18) incluye una turbina de primera etapa (26) que tiene al menos un rotor de turbina de primera etapa (26a) acoplado al eje de la turbina (19) y una entrada en comunicación fluida con una salida del núcleo motor (12), y una turbina de segunda etapa (28) que tiene al menos un rotor de turbina de segunda etapa (28a) acoplado al eje de la turbina (19) y una entrada en comunicación fluida con una salida de la turbina de primera etapa (26), estando el eje de la turbina (19) y el eje del compresor (15) paralelos entre sí y no coaxialmente.

11. El conjunto de motor compuesto como se define en la reivindicación 10, donde la turbina de primera etapa (26) y la turbina de segunda etapa (28) tienen diferentes relaciones de reacción.
- 5 12. Un procedimiento para impulsar una carga giratoria de una aeronave con el conjunto de motor compuesto de cualquiera de las reivindicaciones anteriores, comprendiendo el procedimiento:
- 10 dirigir el aire comprimido desde la salida del compresor (14) a la entrada de al menos uno de los motores de combustión interna;
- 10 impulsar la rotación del eje del motor (16) con al menos uno de los motores de combustión;
- impulsar la rotación del eje de la turbina (19) haciendo circular los gases de escape de al menos uno de los motores de combustión interna hacia al menos uno de los rotores de turbina (26a, 28a); y
- combinar la potencia del eje del motor (16) y el eje de la turbina (19) para impulsar la carga giratoria.
- 15 13. El procedimiento como se define en la reivindicación 12, donde la carga giratoria es una hélice, y la potencia combinada incluye impulsar una rotación de la hélice con el eje del motor (16) y el eje de la turbina (19).

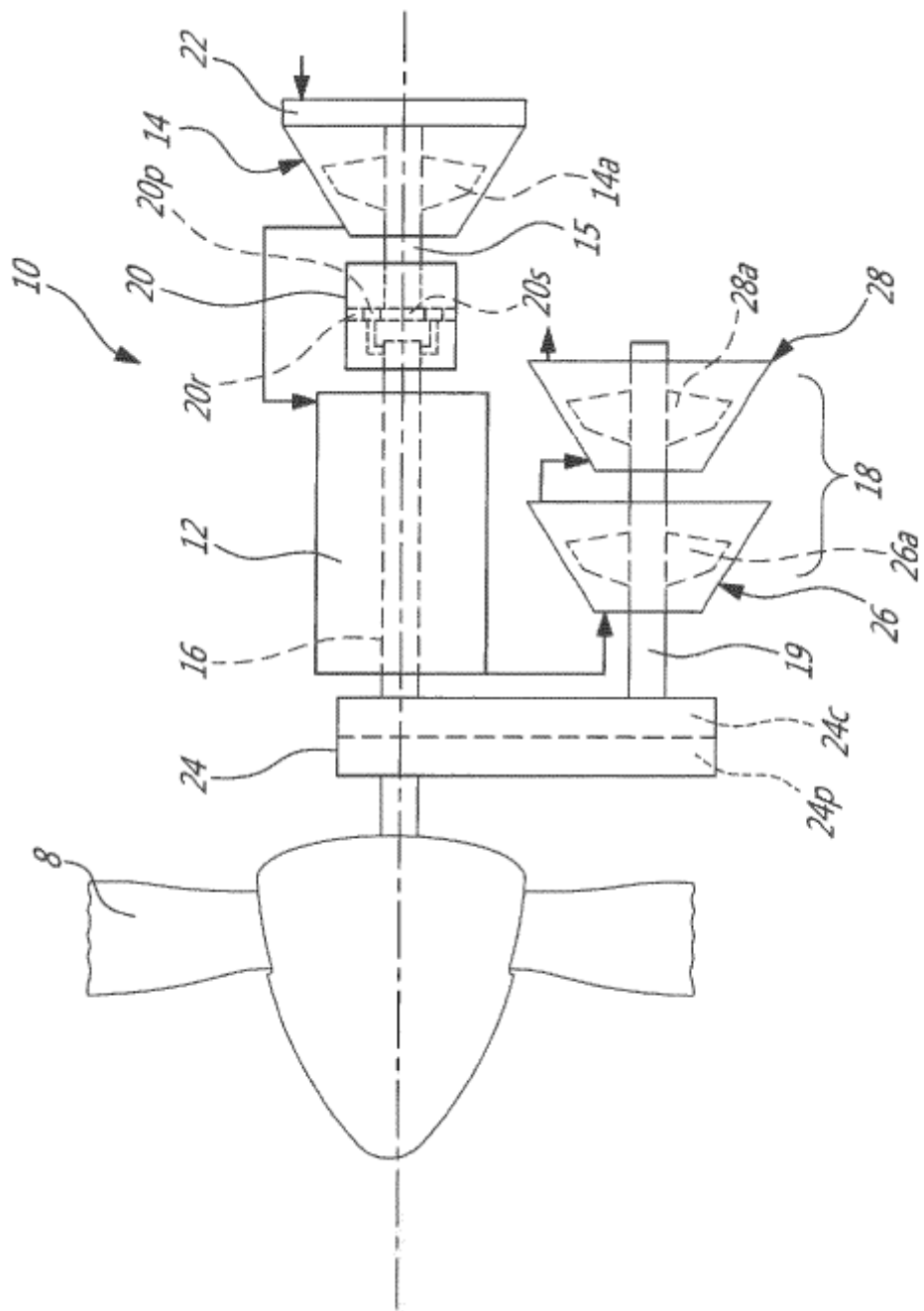
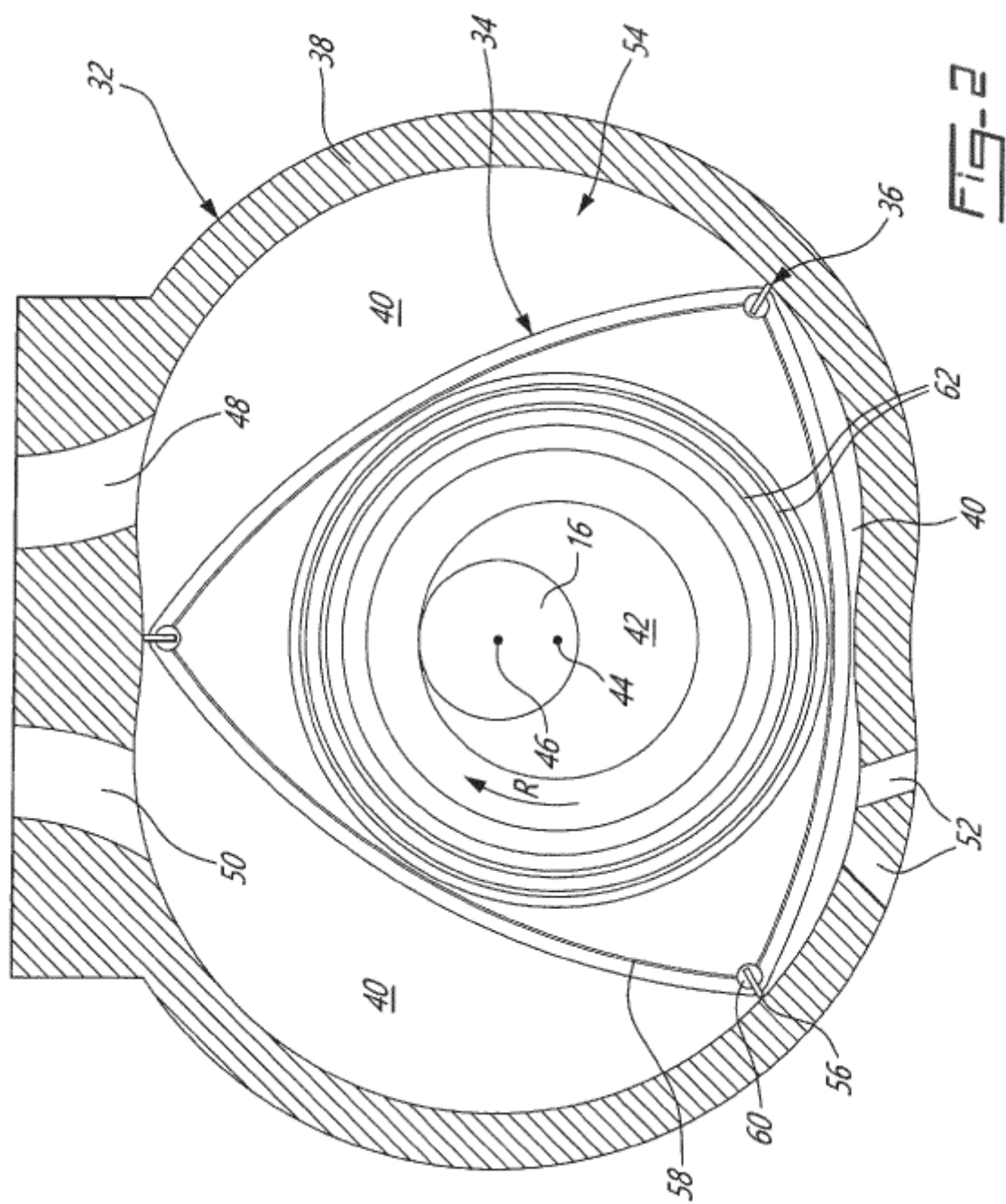


Fig-1



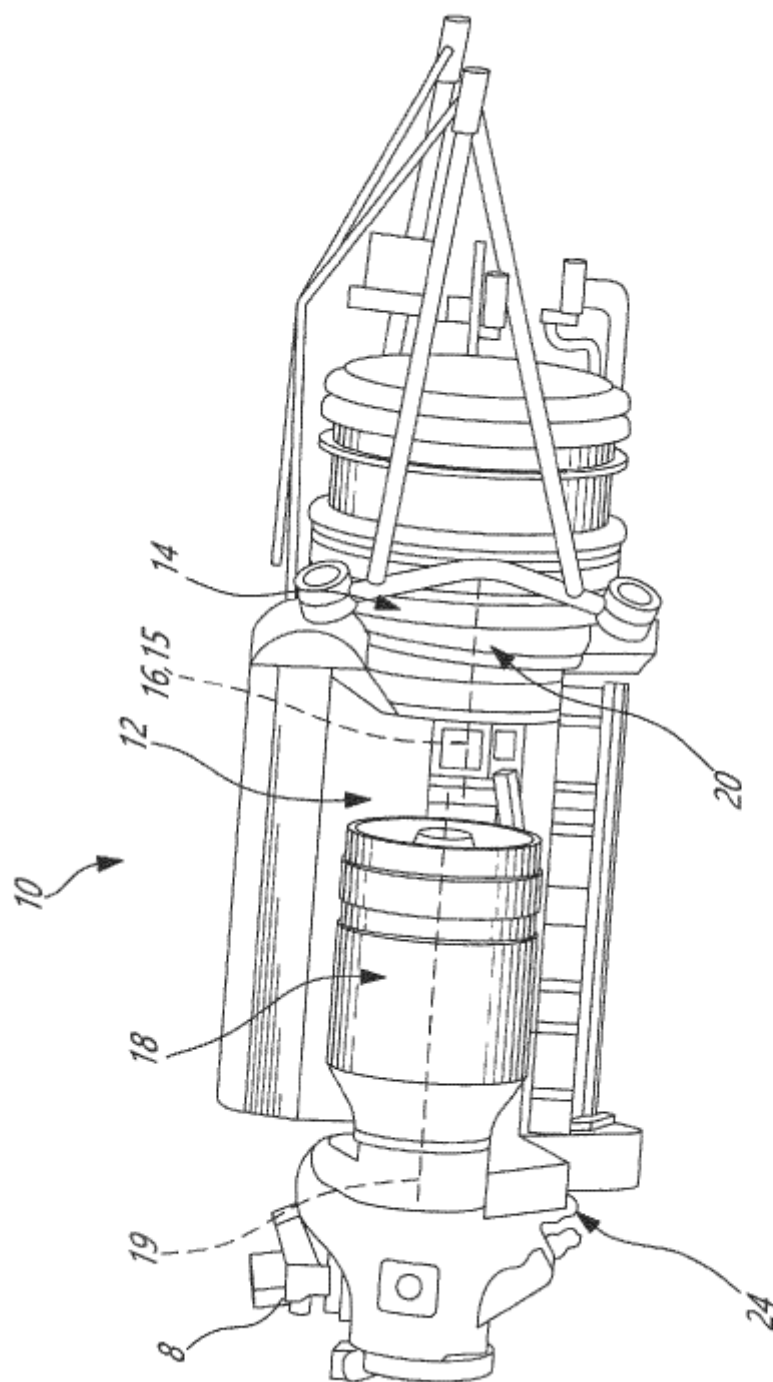


FIG. 3

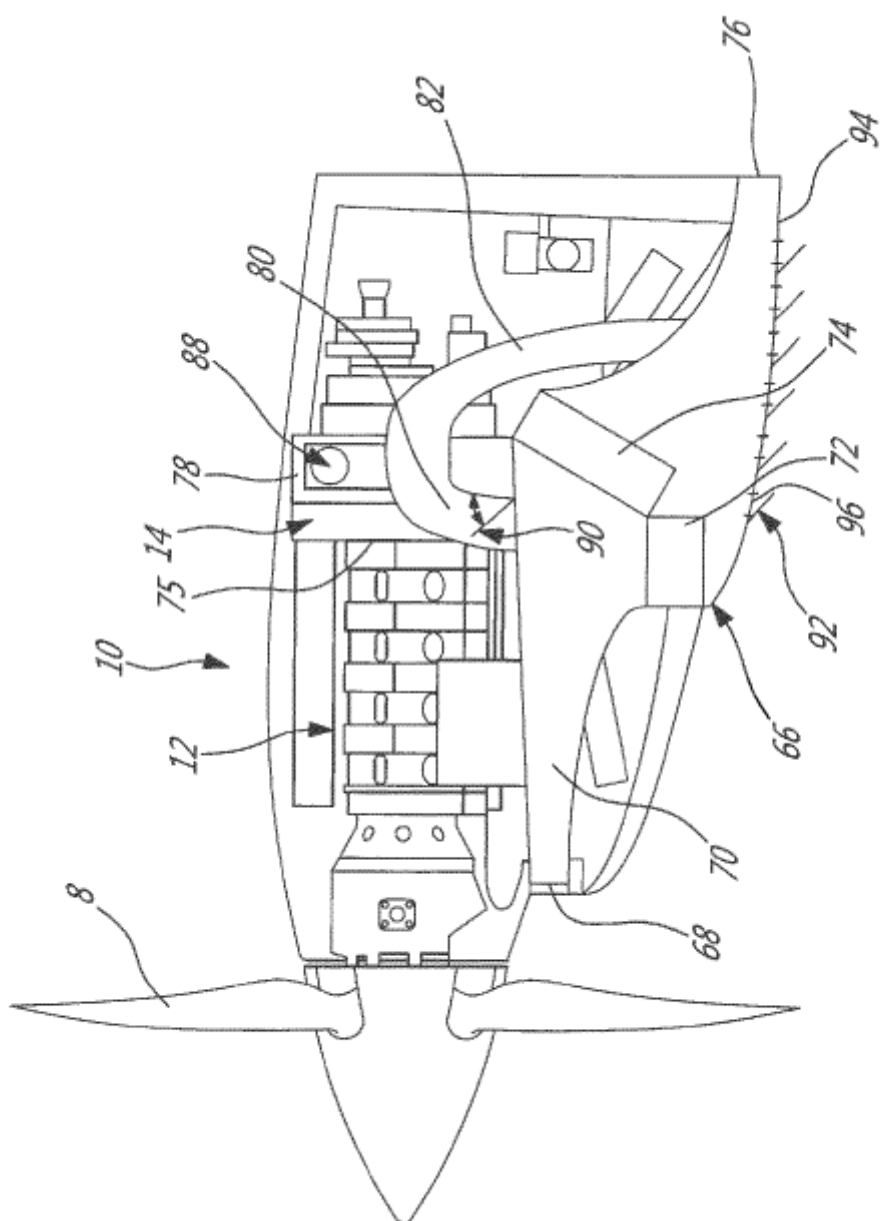


Fig-4

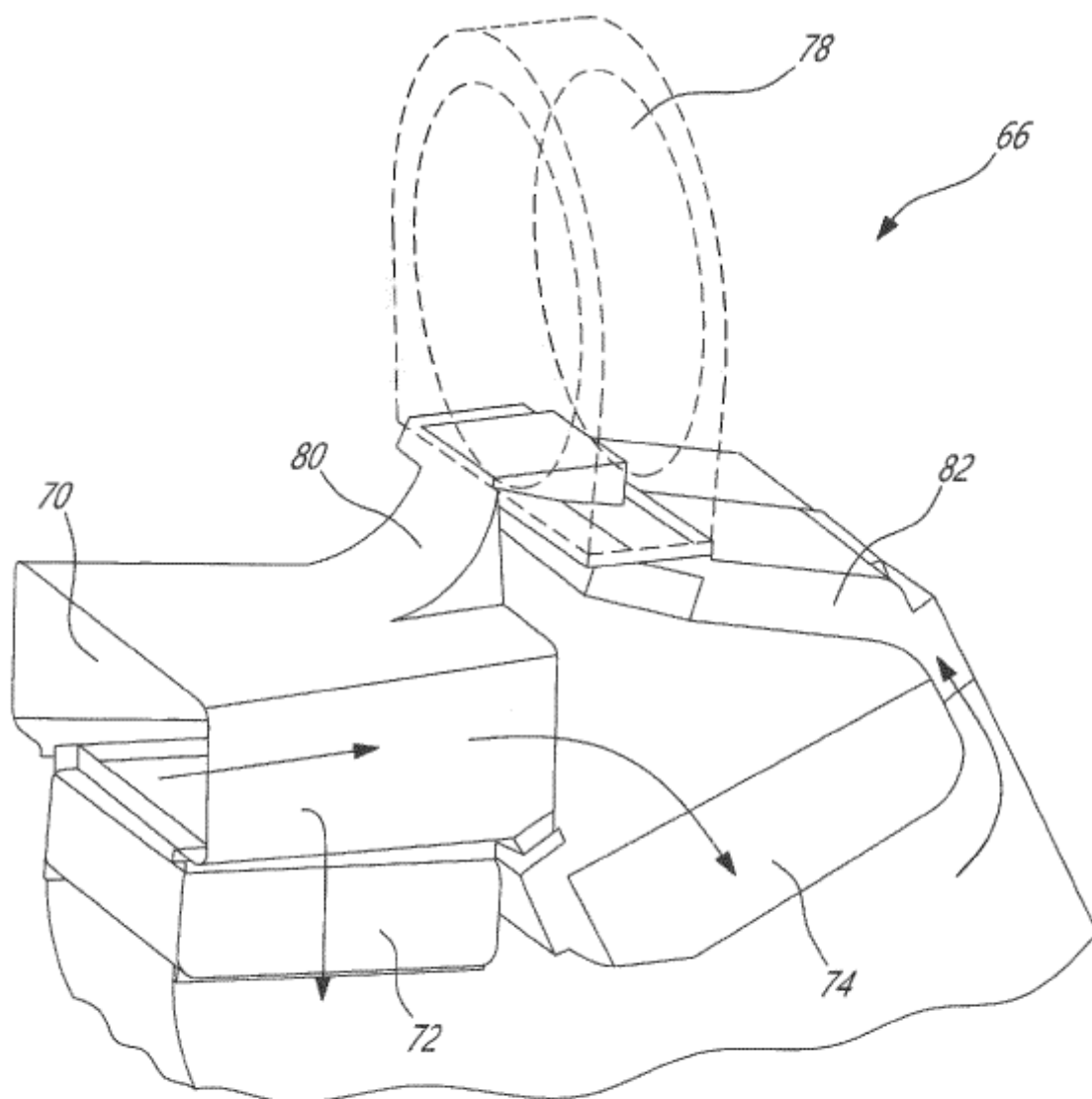


FIG-5

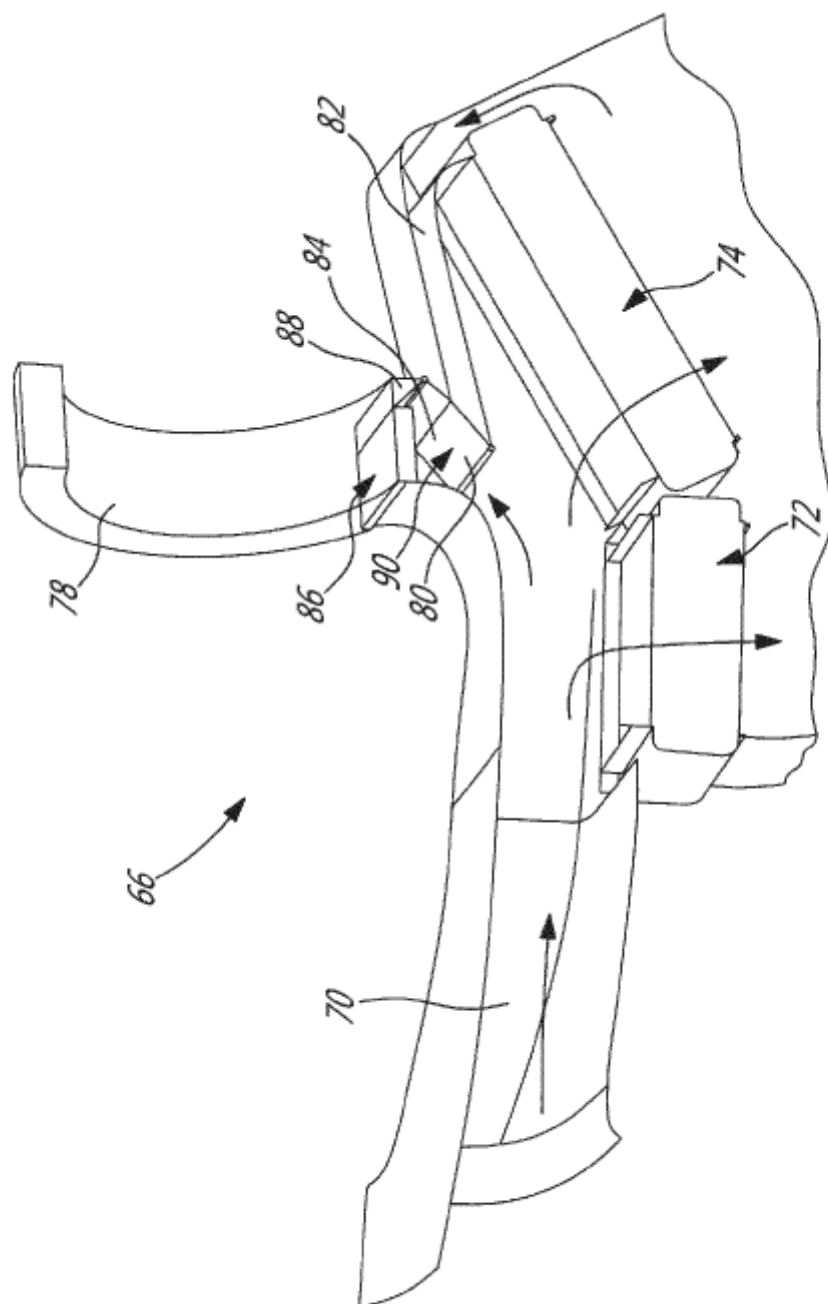


Fig-6A

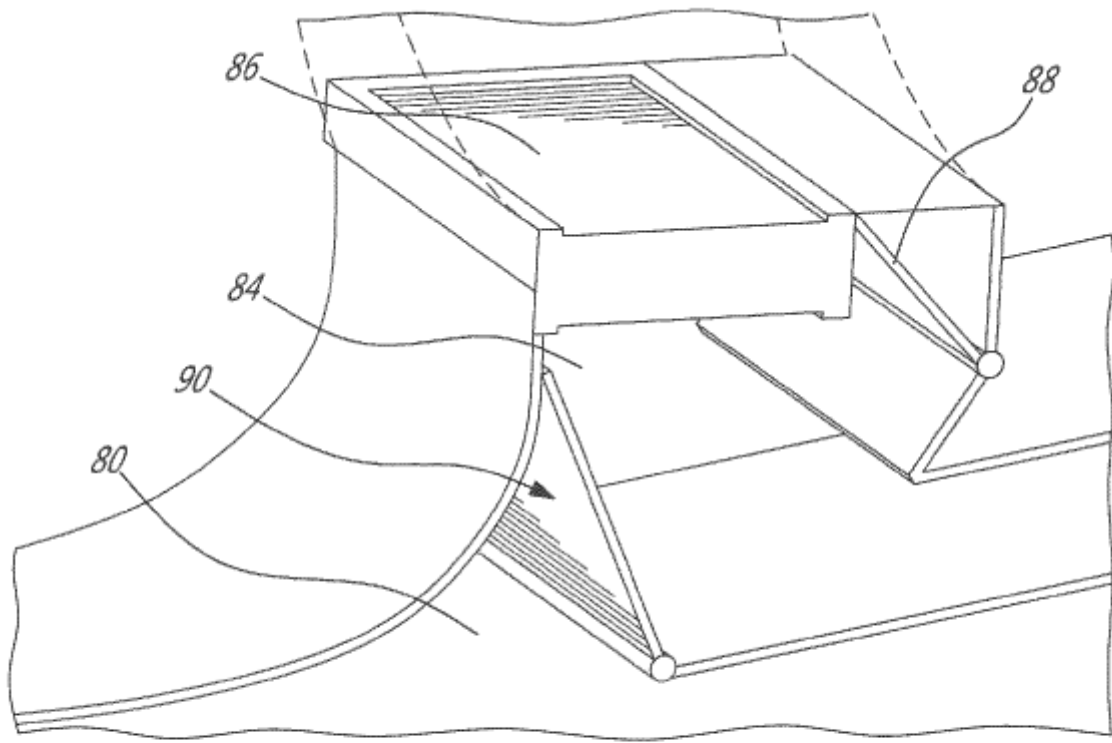


FIG. 6B

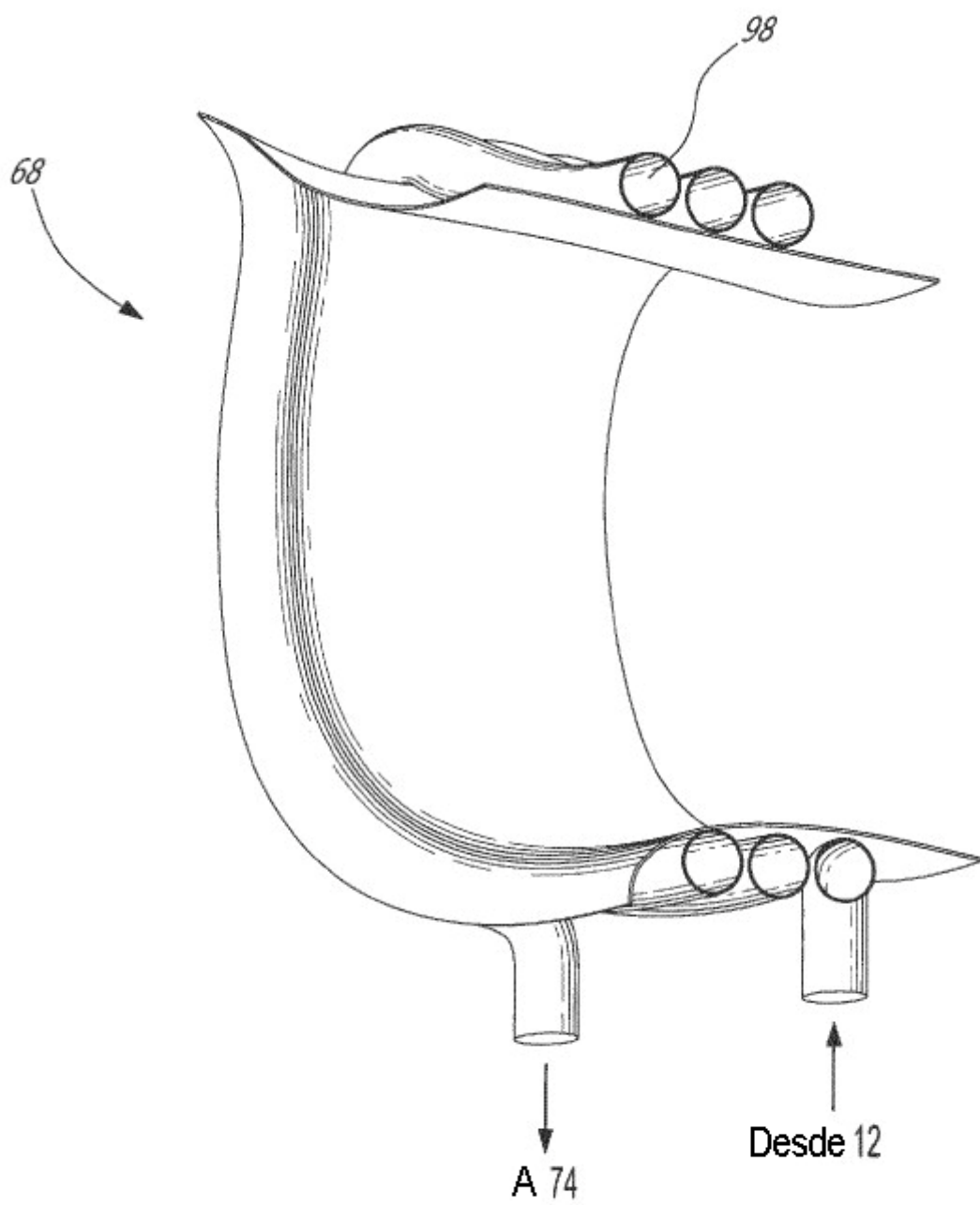


FIG-7