

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 974 414**

51 Int. Cl.:

F01D 5/08 (2006.01)

F01D 5/30 (2006.01)

F01D 11/00 (2006.01)

F01D 11/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **08.02.2021** **E 21155662 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **31.01.2024** **EP 3875733**

54 Título: **Conjunto de palas para motor de turbina de gas**

30 Prioridad:

03.03.2020 ES 202030183

21.04.2020 GB 202005789

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la
traducción de la patente:
27.06.2024

73 Titular/es:

ITP NEXT GENERATION TURBINES S.L. (100.0%)
Parque Tecnológico Edificio 300
48170 Zamudio, Bizkaia, ES

72 Inventor/es:

SEISDEDOS SANTOS, MANUEL

74 Agente/Representante:

ARIAS SANZ, Juan

ES 2 974 414 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 palas para motor de turbina de gas

Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a un conjunto de palas y, en particular, a un conjunto de palas para un motor de turbina de gas, a una turbina que comprende el conjunto de palas y a un motor de turbina de gas que comprende la turbina.

Antecedentes

10 Las turbinas de los motores de turbina de gas funcionan generalmente a temperaturas muy altas. Por tanto, resulta crítico garantizar que los componentes se refrigeren adecuadamente. Las turbinas incluyen complejas disposiciones de refrigeración para garantizar que los componentes se refrigeren adecuadamente, pero esto requiere aire de refrigeración parásito que compromete la eficiencia del motor. Por tanto, es deseable usar aire de refrigeración de manera eficiente.

15 Las cavidades de pocillo del estator se refrigeran generalmente mediante aire de refrigeración introducido a través de orificios de refrigeración discretos. Los métodos de refrigeración existentes generalmente dan como resultado el mezclado no homogéneo del aire de refrigeración con el gas admitido derivado de un flujo principal del motor de turbina de gas. Este mezclado no homogéneo en las cavidades de pocillo del estator da como resultado gradientes de temperatura no deseados y altas temperaturas de los componentes. Además, los métodos existentes también pueden dar como resultado gradientes de temperatura no deseados entre dos cavidades delante y detrás de un sello de estator.

20 La solicitud de patente europea EP 1004748 A2 da a conocer una pala de turbomáquina que tiene al menos un conducto de aire de refrigeración integrado que sale por la parte posterior aguas abajo de la raíz de pala cuando se observa en dirección al gas de trabajo conducido por la pala y un disco de rotor que tiene varios de tales palas. El conducto de aire de refrigeración se ramifica desde una cámara de aire de refrigeración proporcionada en la raíz de pala, cámara desde la cual se le suministra aire de refrigeración a un conducto de aire de refrigeración que sale por la superficie de la pala que conduce el gas de trabajo, en el que el conducto de aire de refrigeración que sale por la parte posterior de la raíz de pala desvía el flujo de aire de refrigeración a su través y proporciona un paso esencialmente continuo.

25 La solicitud de patente europea EP 3401503 da a conocer un dispositivo de rotor de turbomáquina que tiene una rueda de disco y una pluralidad de palas de rotor que se disponen de manera circunferencial en el interior de escotaduras de la rueda de disco y que se fijan en la rueda de disco en la dirección axial por medio de un dispositivo de sujeción. A cada escotadura, se le asigna un canal de flujo que se extiende al menos sustancialmente en la dirección axial. El dispositivo de sujeción tiene una pluralidad de escotaduras, en el que el número y la disposición de las escotaduras se eligen de tal manera que toda la superficie de la sección transversal del aparato de sujeción por la que puede pasar el flujo, que se define como la suma de un solapamiento de las escotaduras con al menos un canal de flujo tal como se observa en la dirección axial, es sustancialmente independiente de la posición circunferencial del dispositivo de sujeción con relación a la rueda de disco.

30 La solicitud de patente alemana DE 19931763 da a conocer una turbina de gas que tiene un anillo de sellado de etapa intermedia, que tiene una sección próxima y paralela a un anillo de paletas, con un saliente frontal en forma de L que está orientado hacia una placa de rotor frontal. El saliente frontal en forma de L tiene una primera pata radial interna que se extiende principalmente en paralelo a la placa, y una segunda pata que se extiende principalmente en una dirección axial desde la placa. El anillo de sellado de etapa intermedia tiene varios orificios de paso en la segunda pata que guían el flujo de aire de refrigeración.

35 La solicitud de patente europea EP 2060741 A2 da a conocer un motor de turbina de gas que tiene un rotor y un estator que definen cavidades primera, segunda y tercera. El rotor y el estator definen un sello entre los mismos y que está ubicado para el sellado entre las cavidades segunda y tercera. El rotor tiene una abertura a través de la que pasa un flujo de gas desde la primera cavidad hasta la segunda cavidad. El sello tiene un deflector que se extiende axialmente a lo largo de al menos una porción de la abertura para desviar al menos una parte del gas hacia el rotor.

40 La solicitud de patente estadounidense US 2016/0169024 A1 da a conocer un impulsor de motor de turbina que tiene un disco que porta paletas y una placa anular. Las raíces de las paletas encajan en ranuras y la raíz de cada paleta se conecta a una pala mediante una plataforma integrada. Las plataformas de las paletas actúan conjuntamente para formar una pared radialmente interna de un conducto para un flujo que atraviesa las palas. La placa anular tiene una porción anular transversal que forma un tope axial para las raíces de las paletas. La plataforma integrada de cada paleta no tiene alerón y se detiene axialmente a la derecha de las caras transversales de la raíz. La porción anular transversal de la placa anular porta, entre las plataformas integradas y el disco, un alerón anular que está configurado para extenderse en un espacio axial entre el impulsor y el módulo adyacente del motor de turbina de modo que la placa anular porta sellos anulares de filo de cuchilla de una junta de sellado de

laberinto.

Sumario

La presente divulgación proporciona un conjunto de palas, una turbina y un motor de turbina de gas, tal como se establece en las reivindicaciones adjuntas.

- 5 Según un primer aspecto, se proporciona un conjunto de palas para un motor de turbina de gas.

El conjunto de palas incluye un rotor, un estator, una placa de sellado y un elemento de sellado. El rotor incluye una pala de rotor, una plataforma de pala y un disco de rotor, definiendo el disco de rotor una ranura de álabe que recibe al menos parcialmente la pala de rotor en su interior. La ranura de álabe recibe un fluido de refrigeración procedente de una primera cavidad aguas arriba del rotor. El estator está dispuesto aguas abajo del rotor. El estator y el rotor definen una segunda cavidad entre los mismos, aguas abajo de la primera cavidad. La placa de sellado se extiende radialmente entre y se acopla a la plataforma de pala y el disco de rotor del rotor y está orientada hacia la segunda cavidad. La placa de sellado define una abertura a su través en comunicación de fluido con la ranura de álabe. La placa de sellado tiene una estructura anular y plana y se recibe en ranuras correspondientes de la plataforma de pala y el disco de rotor. El conjunto de palas tiene un elemento de sellado que se extiende desde el disco de rotor, es solidario con el disco de rotor o se forma independientemente del disco de rotor y luego se conecta al disco de rotor, e incluye una porción principal que se extiende desde el disco de rotor y un brazo de control que se extiende de manera oblicua hacia la placa de sellado en dirección radial y axial con relación a un eje de rotación principal del rotor. El elemento de sellado y el rotor definen una cavidad de flujo entre los mismos en comunicación de fluido con la abertura de la placa de sellado. El brazo de control y la placa de sellado definen un hueco entre los mismos que comunica de manera fluida la cavidad de flujo con la segunda cavidad. La cavidad de flujo recibe el fluido de refrigeración que fluye a través de la ranura de álabe del disco de rotor y la abertura de la placa de sellado. El brazo de control desvía al menos una porción del fluido de refrigeración que entra en la cavidad de flujo. El hueco permite que al menos una porción del fluido de refrigeración salga de la cavidad de flujo y entre en la segunda cavidad.

En algunas realizaciones, la porción principal del elemento de sellado está inclinada de manera oblicua con relación a un eje de rotación principal del rotor.

En algunas realizaciones, la porción principal del elemento de sellado es generalmente paralela al eje de rotación principal del rotor.

En algunas realizaciones, un ángulo entre la porción principal del elemento de sellado y el eje de rotación principal del rotor es de aproximadamente -60 grados a aproximadamente 60 grados.

En algunas realizaciones, el brazo de control incluye además una punta distal con respecto a la porción principal del elemento de sellado. En algunas realizaciones, el hueco se define entre la punta del brazo de control y la placa de sellado.

En algunas realizaciones, el estator incluye además un sello de estator.

En algunas realizaciones, el elemento de sellado incluye además una o más aletas que se extienden hacia el sello de estator y actúan conjuntamente con el mismo.

Según un segundo aspecto, se proporciona una turbina para un motor de turbina de gas, incluyendo la turbina el conjunto de palas del primer aspecto.

Según un tercer aspecto, se proporciona un motor de turbina de gas para una aeronave, incluyendo el motor de turbina de gas la turbina del segundo aspecto.

El brazo de control puede evitar un gradiente de temperatura circunferencial a través de las cavidades de pocillo del estator (es decir, la segunda cavidad). Además, el brazo de control puede garantizar que las superficies del disco de rotor, la placa de sellado y la pala de rotor estén siempre humedecidas por el fluido de refrigeración. El brazo de control puede permitir el mezclado del fluido de refrigeración y el flujo de aire central en una posición radial comparativamente más alta, dependiendo de la longitud del brazo de control y de la anchura del hueco entre la placa de sellado y el brazo de control. Esto puede dar como resultado una reducción de la temperatura de la segunda cavidad. Además, también pueden evitarse altos gradientes de temperatura entre dos cavidades delante y detrás del sello de estator. De lo contrario, los altos gradientes de temperatura de este tipo pueden afectar negativamente al rendimiento del sello de estator.

El brazo de control puede permitir un mezclado homogéneo entre el fluido de refrigeración y un flujo admitido desde un flujo de aire central del motor de turbina de gas. Mejorar el mezclado entre el fluido de refrigeración y el flujo admitido puede reducir las temperaturas de las distintas partes del rotor. Esto puede reducir la cantidad de fluido de refrigeración requerida para alcanzar las temperaturas adecuadas. Dicho de otro modo, pueden obtenerse menores temperaturas para la misma cantidad de flujo de fluido de refrigeración. Por tanto, esto puede mejorar el consumo específico de combustible (CEC) del motor de turbina de gas y/o permitir el uso de materiales de menor coste.

Excepto cuando sean mutuamente excluyentes, cualquiera de las características puede emplearse por separado o en combinación con cualquier otra característica y la divulgación se extiende a e incluye todas las combinaciones y subcombinaciones de una o más características descritas en el presente documento.

5 Tal como se indica en otra parte del presente documento, la presente divulgación puede referirse a un motor de turbina de gas. Un motor de turbina de gas de este tipo puede comprender un núcleo de motor que comprende una turbina, una cámara de combustión, un compresor y un eje central que conecta la turbina al compresor. Un motor de turbina de gas de este tipo puede comprender un ventilador (que tiene aspas) situado aguas arriba del núcleo del motor.

10 Las disposiciones de la presente divulgación pueden ser particularmente beneficiosas, aunque no exclusivamente, para ventiladores que se accionan a través de una caja de engranajes. Por consiguiente, el motor de turbina de gas puede comprender una caja de engranajes que recibe una entrada desde el eje central y emite el impulso al ventilador para impulsar el ventilador a una menor velocidad de rotación que el eje central. La entrada a la caja de engranajes puede realizarse directamente desde el eje central, o indirectamente desde el eje central, por ejemplo a través de un eje y/o un engranaje recto. El eje central puede conectar de manera rígida la turbina y el compresor, de tal manera que la turbina y el compresor roten a la misma velocidad (rotando el ventilador a una menor velocidad).

15 El motor de turbina de gas tal como se describe y/o reivindica en el presente documento puede tener cualquier arquitectura general adecuada. Por ejemplo, el motor de turbina de gas puede tener cualquier número deseado de ejes que conectan turbinas y compresores, por ejemplo uno, dos o tres ejes. Meramente a modo de ejemplo, la turbina conectada al eje central puede ser una primera turbina, el compresor conectado al eje central puede ser un primer compresor y el eje central puede ser un primer eje central. El núcleo del motor puede comprender además una segunda turbina, un segundo compresor y un segundo eje central que conecta la segunda turbina al segundo compresor. La segunda turbina, el segundo compresor y el segundo eje central pueden estar dispuestos para rotar a una mayor velocidad de rotación que el primer eje central.

20 En tal disposición, el segundo compresor puede estar situado axialmente aguas abajo del primer compresor. El segundo compresor puede estar dispuesto para recibir (por ejemplo, recibir directamente, por ejemplo a través de un conducto generalmente anular) flujo desde el primer compresor.

25 La caja de engranajes puede estar dispuesta para impulsarse por el eje central que está configurado para rotar (por ejemplo, en uso) a la menor velocidad de rotación (por ejemplo, el primer eje central en el ejemplo anterior). Por ejemplo, la caja de engranajes puede estar dispuesta para impulsarse únicamente por el eje central que está configurado para rotar (por ejemplo, en uso) a la menor velocidad de rotación (por ejemplo, ser sólo el primer eje central, y no el segundo eje central, en el ejemplo anterior). Alternativamente, la caja de engranajes puede estar dispuesta para impulsarse por uno o más ejes, por ejemplo los ejes primer y/o segundo en el ejemplo anterior.

30 La caja de engranajes puede ser una caja de engranajes reductora (en el sentido de que la salida al ventilador tiene una menor velocidad de rotación que la entrada desde el eje central). Puede usarse cualquier tipo de caja de engranajes. Por ejemplo, la caja de engranajes puede ser una caja de engranajes "planetaria" o "en estrella", tal como se describe con más detalle en otra parte del presente documento. La caja de engranajes puede tener cualquier relación de reducción deseada (definida como la velocidad de rotación del eje de entrada dividida entre la velocidad de rotación del eje de salida), por ejemplo mayor que 2,5, por ejemplo en el intervalo de desde 3 hasta 4,2 o de 3,2 a 3,8, por ejemplo del orden de o al menos 3, 3,1, 3,2, 3,3, 3,4, 3,5, 3,6, 3,7, 3,8, 3,9, 4, 4,1 ó 4,2. La relación de transmisión puede estar, por ejemplo, entre dos valores cualesquiera de la frase anterior. Meramente a modo de ejemplo, la caja de engranajes puede ser una caja de engranajes en "estrella" que tiene una relación en el intervalo de desde 3,1 ó 3,2 hasta 3,8. En algunas disposiciones, la relación de transmisión puede estar fuera de estos intervalos.

35 En cualquier motor de turbina de gas tal como se describe y/o reivindica en el presente documento, puede proporcionarse una cámara de combustión axialmente aguas abajo del ventilador y el/los compresor(es). Por ejemplo, la cámara de combustión puede estar directamente aguas abajo de (por ejemplo, a la salida de) el segundo compresor, donde se proporciona un segundo compresor. A modo de ejemplo adicional, el flujo a la salida de la cámara de combustión puede proporcionarse a la entrada de la segunda turbina, donde se proporciona una segunda turbina. La cámara de combustión puede estar situada aguas arriba de la(s) turbina(s).

40 El o cada compresor (por ejemplo, el primer compresor y el segundo compresor tal como se describieron anteriormente) puede comprender cualquier número de etapas, por ejemplo múltiples etapas. Cada etapa puede comprender una fila de palas de rotor y una fila de paletas de estator, que pueden ser paletas de estator variables (en el sentido de que su ángulo de incidencia puede ser variable). La fila de palas de rotor y la fila de paletas de estator pueden estar desplazadas axialmente entre sí.

45 La o cada turbina (por ejemplo, la primera turbina y la segunda turbina tal como se describieron anteriormente) puede comprender cualquier número de etapas, por ejemplo múltiples etapas. Cada etapa puede comprender una fila de palas de rotor y una fila de paletas de estator. La fila de palas de rotor y la fila de paletas de estator pueden estar desplazadas axialmente entre sí.

Cada aspa de ventilador puede definirse como que tiene una envergadura radial que se extiende desde una raíz (o un buje) en una ubicación lavada con gas radialmente interna, o una posición del 0% de envergadura, hasta una punta en una posición del 100% de envergadura. La razón del radio de aspa de ventilador en el buje con respecto al radio de aspa de ventilador en la punta puede ser menor que (o del orden de) cualquiera de: 0,4, 0,39, 0,38, 0,37, 0,36, 0,35, 0,34, 0,33, 0,32, 0,31, 0,3, 0,29, 0,28, 0,27, 0,26 ó 0,25. La razón del radio de aspa de ventilador en el buje con respecto al radio de aspa de ventilador en la punta puede estar en un intervalo inclusivo limitado por dos valores cualesquiera de la frase anterior (es decir, los valores pueden formar límites superiores o inferiores), por ejemplo en el intervalo de desde 0,28 hasta 0,32. Estas razones pueden denominarse comúnmente razón entre buje y punta. El radio en el buje y el radio en la punta pueden medirse ambos en la parte del borde de ataque (o axialmente en la parte más hacia adelante) de la pala. La relación entre buje y punta se refiere, por supuesto, a la porción de aspa de ventilador lavada con gas, es decir, la porción radialmente fuera de cualquier plataforma.

El radio del ventilador puede medirse entre la línea central del motor y la punta de un aspa de ventilador en su borde de ataque. El diámetro del ventilador (que puede ser simplemente el doble del radio del ventilador) puede ser mayor que (o del orden de) cualquiera de: 220 cm, 230 cm, 240 cm, 250 cm (alrededor de 100 pulgadas), 260 cm, 270 cm (alrededor de 105 pulgadas), 280 cm (alrededor de 110 pulgadas), 290 cm (alrededor de 115 pulgadas), 300 cm (alrededor de 120 pulgadas), 310 cm, 320 cm (alrededor de 125 pulgadas), 330 cm (alrededor de 130 pulgadas), 340 cm (alrededor de 135 pulgadas), 350 cm, 360 cm (alrededor de 140 pulgadas), 370 cm (alrededor de 145 pulgadas), 380 cm (alrededor de 150 pulgadas), 390 cm (alrededor de 155 pulgadas), 400 cm, 410 cm (alrededor de 160 pulgadas) o 420 cm (alrededor de 165 pulgadas). El diámetro del ventilador puede estar en un intervalo inclusivo limitado por dos valores cualesquiera de la frase anterior (es decir, los valores pueden formar límites superiores o inferiores), por ejemplo en el intervalo de desde 240 cm hasta 280 cm o de 330 cm a 380 cm.

La velocidad de rotación del ventilador puede variar según el uso. Generalmente, la velocidad de rotación es menor para ventiladores con mayor diámetro. Meramente a modo de ejemplo no limitativo, la velocidad de rotación del ventilador en condiciones de crucero puede ser menor que 2500 rpm, por ejemplo menor que 2300 rpm. Meramente a modo de ejemplo no limitativo adicional, la velocidad de rotación del ventilador en condiciones de crucero para un motor que tiene un diámetro de ventilador en el intervalo de desde 220 cm hasta 300 cm (por ejemplo, de 240 cm a 280 cm o de 250 cm a 270 cm) puede estar en el intervalo de desde 1700 rpm hasta 2500 rpm, por ejemplo en el intervalo de desde 1800 rpm hasta 2300 rpm, por ejemplo en el intervalo de desde 1900 rpm hasta 2100 rpm. Meramente a modo de ejemplo no limitativo adicional, la velocidad de rotación del ventilador en condiciones de crucero para un motor que tiene un diámetro de ventilador en el intervalo de desde 330 cm hasta 380 cm puede estar en el intervalo de desde 1200 rpm hasta 2000 rpm, por ejemplo en el intervalo de desde 1300 rpm hasta 1800 rpm, por ejemplo en el intervalo de desde 1400 rpm hasta 1800 rpm.

Durante el uso del motor de turbina de gas, el ventilador (con las aspas de ventilador asociadas) rota alrededor de un eje de rotación. Esta rotación da como resultado que la punta del aspa de ventilador se mueva con una velocidad U_{punta} . El trabajo realizado por las aspas de ventilador sobre el flujo da como resultado un aumento de entalpía dH del flujo. La carga de punta de ventilador puede definirse como dH/U_{punta}^2 , donde dH es el aumento de entalpía (por ejemplo, el aumento de entalpía promedio 1-D) a través del ventilador y U_{punta} es la velocidad (de traslación) de la punta de ventilador, por ejemplo en el borde de ataque de la punta (que puede definirse como el radio de la punta de ventilador en el borde de ataque multiplicado por la velocidad angular). La carga de punta de ventilador en condiciones de crucero puede ser mayor que (o del orden de) cualquiera de: 0,28, 0,29, 0,30, 0,31, 0,32, 0,33, 0,34, 0,35, 0,36, 0,37, 0,38, 0,39 ó 0,4 (siendo todas las unidades en este párrafo de $\text{Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}/(\text{ms}^{-1})^2$). La carga de punta de ventilador puede estar en un intervalo inclusivo limitado por dos valores cualesquiera de la frase anterior (es decir, los valores pueden formar límites superiores o inferiores), por ejemplo en el intervalo de desde 0,28 hasta 0,31 o de 0,29 a 0,3.

Los motores de turbina de gas según la presente divulgación pueden tener cualquier relación de derivación deseada, donde la relación de derivación se define como la razón del caudal másico del flujo a través del conducto de derivación y el caudal másico del flujo a través del núcleo en condiciones de crucero. En algunas disposiciones, la relación de derivación puede ser mayor que (o del orden de) cualquiera de los siguientes: 10, 10,5, 11, 11,5, 12, 12,5, 13, 13,5, 14, 14,5, 15, 15,5, 16, 16,5, 17, 17,5, 18, 18,5, 19, 19,5 ó 20. La relación de derivación puede estar en un intervalo inclusivo limitado por dos valores cualesquiera de la frase anterior (es decir, los valores pueden formar límites superiores o inferiores), por ejemplo en el intervalo de desde 12 hasta 16, de 13 a 15 o de 13 a 14. El conducto de derivación puede ser sustancialmente anular. El conducto de derivación puede estar radialmente fuera del núcleo del motor. La superficie radialmente exterior del conducto de derivación puede estar definida por una góndola y/o una caja de ventilador.

La razón de presión global de un motor de turbina de gas tal como se describe y/o se reivindica en el presente documento puede definirse como la razón de la presión de estancamiento aguas arriba del ventilador con respecto a la presión de estancamiento a la salida del compresor de mayor presión (antes de la entrada a la cámara de combustión). A modo de ejemplo no limitativo, la razón de presión global de un motor de turbina de gas tal como se describe y/o se reivindica en el presente documento en condiciones de crucero puede ser mayor que (o del orden de) cualquiera de los siguientes: 35, 40, 45, 50, 55, 60, 65, 70, 75. La razón de presión global puede estar en un intervalo inclusivo limitado por dos valores cualesquiera de la frase anterior (es decir, los valores pueden formar límites superiores o inferiores), por ejemplo en el intervalo de desde 50 hasta 70.

El empuje específico de un motor puede definirse como el empuje neto del motor dividido entre el flujo másico total a través del motor. En condiciones de crucero, el empuje específico de un motor tal como se describe y/o reivindica en el presente documento puede ser menor (o del orden de) cualquiera de los siguientes: 110 Nkg⁻¹s, 105 Nkg⁻¹s, 100 Nkg⁻¹s, 95 Nkg⁻¹s, 90 Nkg⁻¹s, 85 Nkg⁻¹s o 80 Nkg⁻¹s. El empuje específico puede estar en un intervalo inclusivo limitado por dos valores cualesquiera de la frase anterior (es decir, los valores pueden formar límites superiores o inferiores), por ejemplo en el intervalo de desde 80 Nkg⁻¹s hasta 100 Nkg⁻¹s, o de 85 Nkg⁻¹s a 95 Nkg⁻¹s. Tales motores pueden ser particularmente eficientes en comparación con los motores de turbina de gas convencionales.

Un motor de turbina de gas tal como se describe y/o se reivindica en el presente documento puede tener cualquier empuje máximo deseado. Meramente a modo de ejemplo no limitativo, una turbina de gas tal como se describe y/o se reivindica en el presente documento puede producir un empuje máximo de al menos (o del orden de) cualquiera de los siguientes: 160 kN, 170 kN, 180 kN, 190 kN, 200 kN, 250 kN, 300 kN, 350 kN, 400 kN, 450 kN, 500 kN o 550 kN. El empuje máximo puede estar en un intervalo inclusivo limitado por dos valores cualesquiera de la frase anterior (es decir, los valores pueden formar límites superiores o inferiores). Meramente a modo de ejemplo, una turbina de gas tal como se describe y/o se reivindica en el presente documento puede producir un empuje máximo en el intervalo de desde 330 kN hasta 420 kN, por ejemplo de 350 kN a 400 kN. El empuje al que se hizo referencia anteriormente puede ser el empuje neto máximo en condiciones atmosféricas estándar al nivel del mar más 15 grados C (presión ambiental de 101,3 kPa, temperatura de 30 grados C), con el motor estático.

En uso, la temperatura del flujo en la entrada a la turbina de alta presión puede ser particularmente alta. Esta temperatura, que puede denominarse TET, puede medirse a la salida de la cámara de combustión, por ejemplo inmediatamente aguas arriba de la primera paleta de turbina, que puede denominarse a su vez paleta guía de tobera. En condiciones de crucero, la TET puede ser de al menos (o del orden de) cualquiera de los siguientes: 1400K, 1450K, 1500K, 1550K, 1600K o 1650K. La TET en condiciones de crucero puede estar en un intervalo inclusivo limitado por dos valores cualesquiera de la frase anterior (es decir, los valores pueden formar límites superiores o inferiores). La TET máxima en uso del motor puede ser, por ejemplo, de al menos (o del orden de) cualquiera de los siguientes: 1700K, 1750K, 1800K, 1850K, 1900K, 1950K o 2000K. La TET máxima puede estar en un intervalo inclusivo limitado por dos valores cualesquiera de la frase anterior (es decir, los valores pueden formar límites superiores o inferiores), por ejemplo en el intervalo de desde 1800K hasta 1950K. La TET máxima puede producirse, por ejemplo, en una condición de alto empuje, por ejemplo en una condición de despegue máxima (MTO, por sus siglas en inglés).

Un aspa de ventilador y/o una porción de perfil aerodinámico de un aspa de ventilador descrita y/o reivindicada en el presente documento pueden fabricarse a partir de cualquier material o combinación de materiales adecuados. Por ejemplo, al menos una parte del aspa de ventilador y/o del perfil aerodinámico pueden fabricarse al menos en parte a partir de un material compuesto, por ejemplo un material compuesto de matriz metálica y/o un material compuesto de matriz orgánica, tal como fibra de carbono. A modo de ejemplo adicional, al menos una parte del aspa de ventilador y/o del perfil aerodinámico pueden fabricarse al menos en parte a partir de un metal, tal como un metal a base de titanio o un material a base de aluminio (tal como una aleación de aluminio-litio) o un material a base de acero. El aspa de ventilador puede comprender al menos dos regiones fabricadas con materiales diferentes. Por ejemplo, el aspa de ventilador puede tener un borde de ataque protector, que puede fabricarse usando un material que sea más capaz de resistir impactos (por ejemplo, de pájaros, hielo u otro material) que el resto de la pala. Un borde de ataque de este tipo puede fabricarse, por ejemplo, usando titanio o una aleación a base de titanio. Así, meramente a modo de ejemplo, el aspa de ventilador puede tener un cuerpo a base de fibra de carbono o de aluminio (tal como una aleación de aluminio y litio) con un borde de ataque de titanio.

Un ventilador tal como se describe y/o se reivindica en el presente documento puede comprender una porción central, desde la cual las aspas de ventilador pueden extenderse, por ejemplo en una dirección radial. Las aspas de ventilador pueden unirse a la porción central de cualquier manera deseada. Por ejemplo, cada aspa de ventilador puede comprender un dispositivo que puede acoplarse a una ranura correspondiente en el buje (o disco). Meramente a modo de ejemplo, un dispositivo de este tipo puede tener la forma de una cola de milano que puede encajar y/o acoplarse a una ranura correspondiente en el buje/disco para fijar el aspa de ventilador al buje/disco. A modo de ejemplo adicional, las aspas de ventilador pueden formarse de manera solidaria con una porción central. Una disposición de este tipo puede denominarse disco de palas o anillo de palas. Puede usarse cualquier método adecuado para fabricar dicho disco de palas o anillo de palas. Por ejemplo, al menos una parte de las aspas de ventilador puede mecanizarse a partir de un bloque y/o al menos parte de las aspas de ventilador pueden unirse al buje/disco mediante soldadura, tal como soldadura por fricción lineal.

Los motores de turbina de gas descritos y/o reivindicados en el presente documento pueden estar dotados o no de una tobera de sección variable (VAN, por sus siglas en inglés). Una tobera de sección variable de este tipo puede permitir variar la sección de salida del conducto de derivación durante su uso. Los principios generales de la presente divulgación pueden aplicarse a motores con o sin VAN.

El ventilador de una turbina de gas tal como se describe y/o reivindica en el presente documento puede tener cualquier número deseado de aspas de ventilador, por ejemplo 14, 16, 18, 20, 22, 24 ó 26 aspas de ventilador.

Tal como se usan en el presente documento, las condiciones de crucero tienen el significado convencional y las

entenderá fácilmente el experto en la técnica. Por tanto, para un motor de turbina de gas dado para una aeronave, el experto en la técnica reconocerá inmediatamente que las condiciones de crucero significan el punto de funcionamiento del motor a mitad de crucero de una misión dada (que puede denominarse en la industria "misión económica") de una aeronave en el que está diseñado que se aplique el motor de turbina de gas. En este sentido, mitad de crucero es el punto en el ciclo de vuelo de una aeronave en el que se ha quemado el 50% del combustible total que se quema entre la cima del ascenso y el inicio del descenso (lo que puede aproximarse por el punto medio, en términos de tiempo y/o distancia, entre la cima del ascenso y el inicio del descenso. Las condiciones de crucero definen así un punto de funcionamiento del motor de turbina de gas que proporciona un empuje que garantizaría un funcionamiento en régimen estacionario (es decir, manteniendo una altitud constante y un número de Mach constante) a mitad de crucero de una aeronave en el que está diseñado que se una teniendo en cuenta el número de motores proporcionados a esa aeronave. Por ejemplo, cuando un motor está diseñado para unirse a una aeronave que tiene dos motores del mismo tipo, en condiciones de crucero el motor proporciona la mitad del empuje total que se requeriría para el funcionamiento en régimen estacionario de esa aeronave a mitad de crucero.

Dicho de otro modo, para un motor de turbina de gas dado para una aeronave, las condiciones de crucero se definen como el punto de funcionamiento del motor que proporciona un empuje específico (requerido para proporcionar, en combinación con cualquier otro motor de la aeronave, un funcionamiento en régimen estacionario de la aeronave a la que está diseñado que se una en un número de Mach dado a mitad de crucero) en las condiciones atmosféricas de mitad de crucero (definidas por la Atmósfera Estándar Internacional según la norma ISO 2533 a la altitud de mitad de crucero). Para cualquier motor de turbina de gas para una aeronave, se conocen el empuje a mitad de crucero, las condiciones atmosféricas y el número de Mach y, por tanto, el punto de funcionamiento del motor en condiciones de crucero está claramente definido.

Meramente a modo de ejemplo, la velocidad de avance en la condición de crucero puede ser cualquier punto en el intervalo de desde 0,7 hasta 0,9 de Mach, por ejemplo de 0,75 a 0,85, por ejemplo de 0,76 a 0,84, por ejemplo de 0,77 a 0,83, por ejemplo de 0,78 a 0,82, por ejemplo de 0,79 a 0,81, por ejemplo del orden de Mach 0,8, del orden de Mach 0,85 o en el intervalo de desde 0,8 hasta 0,85. Cualquier velocidad individual dentro de estos intervalos puede formar parte de la condición de crucero. Para algunas aeronaves, las condiciones de crucero pueden estar fuera de estos intervalos, por ejemplo, por debajo de Mach 0,7 o por encima de Mach 0,9.

Meramente a modo de ejemplo, las condiciones de crucero pueden corresponder a condiciones atmosféricas estándar (según la Atmósfera Estándar Internacional, ISA, por sus siglas en inglés) a una altitud que se encuentra en el intervalo de desde 10.000 m hasta 15.000 m, por ejemplo en el intervalo de desde 10.000 m hasta 12000 m, por ejemplo en el intervalo de desde 10400 m hasta 11600 m (alrededor de 38000 pies), por ejemplo en el intervalo de desde 10500 m hasta 11500 m, por ejemplo en el intervalo de desde 10600 m hasta 11400 m, por ejemplo en el intervalo de desde 10700 m (alrededor de 35000 pies) hasta 11300 m, por ejemplo en el intervalo de desde 10800 m hasta 11200 m, por ejemplo en el intervalo de desde 10900 m hasta 11100 m, por ejemplo del orden de 11000 m. Las condiciones de crucero pueden corresponder a las condiciones atmosféricas estándar a cualquier altitud dada en estos intervalos.

Meramente a modo de ejemplo, las condiciones de crucero pueden corresponder a un punto de funcionamiento del motor que proporciona un nivel de empuje requerido conocido (por ejemplo, un valor en el intervalo de desde 30 kN hasta 35 kN) con un número de Mach de avance de 0,8 y condiciones atmosféricas estándar (según la Atmósfera Estándar Internacional) a una altitud de 38000 pies (11582 m). Meramente a modo de ejemplo adicional, las condiciones de crucero pueden corresponder a un punto de funcionamiento del motor que proporciona un nivel de empuje requerido conocido (por ejemplo, un valor en el intervalo de desde 50 kN hasta 65 kN) con un número de Mach de avance de 0,85 y condiciones atmosféricas estándar (según la Atmósfera Estándar Internacional) a una altitud de 35000 pies (10668 m).

En uso, un motor de turbina de gas tal como se describe y/o reivindica en el presente documento puede funcionar en las condiciones de crucero definidas en otra parte del presente documento. Tales condiciones de crucero pueden estar determinadas por las condiciones de crucero (por ejemplo, las condiciones a mitad de crucero) de una aeronave en la que puede montarse al menos un motor de turbina de gas (por ejemplo, 2 ó 4) para proporcionar empuje de propulsión.

El experto apreciará que, excepto cuando sean mutuamente excluyentes, una característica o un parámetro descrito en relación con uno cualquiera de los aspectos anteriores puede aplicarse a cualquier otro aspecto. Además, excepto cuando sean mutuamente excluyentes, cualquier característica o parámetro descrito en el presente documento puede aplicarse a cualquier aspecto y/o combinarse con cualquier otra característica o parámetro descrito en el presente documento.

Breve descripción de los dibujos

A continuación se describirán realizaciones únicamente a modo de ejemplo, con referencia a las figuras, en las que:

La figura 1 es una vista lateral en sección de un motor de turbina de gas;

la figura 2 es una vista lateral en sección en primer plano de una porción aguas arriba de un motor de turbina de gas;

la figura 3 es una vista parcialmente en corte que deja ver el interior de una caja de engranajes para un motor de turbina de gas;

la figura 4A es una vista lateral en sección esquemática de una parte de un conjunto de palas para un motor de turbina de gas;

5 la figura 4B es una vista lateral en sección ampliada del conjunto de palas de la figura 4A.

la figura 5A es una vista lateral en sección esquemática de una parte de otro conjunto de palas para un motor de turbina de gas; y

la figura 5B es una vista lateral en sección ampliada del conjunto de palas de la figura 5A.

Descripción detallada

10 A continuación se analizarán aspectos y realizaciones de la presente divulgación con referencia a las figuras adjuntas. Otros aspectos y realizaciones resultarán evidentes para los expertos en la técnica.

Tal como se usa en el presente documento, un componente se extiende "axialmente" con relación a un eje si el componente se extiende a lo largo del eje. Un componente se extiende "de manera circunferencial" con relación a un eje si el componente se extiende en una dirección circunferencial definida alrededor del eje. Un componente se
15 extiende "radialmente" con relación a un eje si el componente se extiende radialmente hacia dentro o hacia fuera con relación al eje. Si un primer componente está dispuesto "radialmente hacia fuera" de un segundo componente, el primer componente está dispuesto a una distancia radial mayor con respecto a un eje en comparación con el segundo componente. Si un primer componente está dispuesto "radialmente hacia dentro" de un segundo componente, un primer componente está dispuesto a una distancia radial menor con respecto a un eje en
20 comparación con un segundo componente.

La figura 1 ilustra un motor de turbina de gas 10 que tiene un eje de rotación principal 9. El motor 10 comprende una toma de aire 12 y un ventilador propulsor 23 que genera dos flujos de aire: un flujo de aire central A y un flujo de aire de derivación B. El motor de turbina de gas 10 comprende un núcleo 11 que recibe el flujo de aire central A. El
25 núcleo del motor 11 comprende, en serie de flujo axial, un compresor de baja presión 14, un compresor de alta presión 15, un equipo de combustión 16, una turbina 17 de alta presión, una turbina 19 de baja presión y una tobera 20 de escape de núcleo. Una góndola 21 rodea el motor de turbina de gas 10 y define un conducto de derivación 22 y una tobera de escape de derivación 18. El flujo de aire de derivación B fluye a través del conducto de derivación 22. El ventilador 23 se une a y se impulsa por la turbina de baja presión 19 a través de un eje 26 y una caja de engranajes epicicloidial 30.

30 En uso, el flujo de aire central A se acelera y comprime por el compresor de baja presión 14 y se dirige al compresor de alta presión 15 donde tiene lugar una compresión adicional. El aire comprimido que sale del compresor de alta presión 15 se dirige al equipo de combustión 16 donde se mezcla con combustible y se quema la mezcla. Los productos de combustión calientes resultantes luego se expanden a través de, y de ese modo impulsan, las turbinas de alta y baja presión 17, 19, y, antes de expulsarse a través de la tobera de escape central 20 para proporcionar
35 cierto empuje propulsor. La turbina de alta presión 17 impulsa el compresor de alta presión 15 mediante un eje de interconexión 27 adecuado. El ventilador 23 proporciona generalmente la mayor parte del empuje propulsor. La caja de engranajes epicicloidial 30 es una caja de engranajes reductora.

En la figura 2 se muestra una disposición a modo de ejemplo para un motor de turbina de gas 10 con ventilador engranado. La turbina de baja presión 19 (véase la figura 1) impulsa el eje 26, que se acopla a una rueda solar, o
40 engranaje solar, 28 de la disposición de engranaje epicicloidial 30. Radialmente hacia fuera del engranaje solar 28 y engranados con el mismo, hay una pluralidad de engranajes planetarios 32 que se acoplan entre sí mediante un portaplanetarios 34. El portaplanetarios 34 restringe a los engranajes planetarios 32 a moverse alrededor del engranaje planetario 28 en sincronía, al tiempo que permite que cada engranaje planetario 32 rote alrededor de su propio eje. El portaplanetarios 34 se acopla mediante articulaciones 36 al ventilador 23 para impulsar su rotación
45 alrededor del eje del motor 9. Radialmente hacia fuera de los engranajes planetarios 32 y acoplándose con los mismos hay una corona interior o corona dentada 38 que se acopla, a través de articulaciones 40, a una estructura de soporte estacionaria 24.

Obsérvese que los términos "turbina de baja presión" y "compresor de baja presión", tal como se usan en el presente documento, pueden entenderse como las etapas de turbina de menor presión y las etapas de compresor de menor
50 presión (es decir, sin incluir el ventilador 23) respectivamente y/o las etapas de turbina y compresor que se conectan entre sí por el eje de interconexión 26 con la menor velocidad de rotación en el motor (es decir, sin incluir el eje de salida de la caja de engranajes que impulsa el ventilador 23). En algunos documentos, la "turbina de baja presión" y el "compresor de baja presión" a los que se hace referencia en el presente documento pueden conocerse alternativamente como "turbina de presión intermedia" y "compresor de presión intermedia". Cuando se usa tal
55 nomenclatura alternativa, el ventilador 23 puede denominarse primera etapa de compresión o de menor presión.

La caja de engranajes epicicloidial 30 se muestra a modo de ejemplo con mayor detalle en la figura 3. Cada uno del

engranaje solar 28, los engranajes planetarios 32 y la corona dentada 38 comprende dientes alrededor de su periferia para acoplarse con los demás engranajes. Sin embargo, para mayor claridad, en la figura 3 sólo se ilustran porciones a modo de ejemplo de los dientes. Hay cuatro engranajes planetarios 32 ilustrados, aunque resultará evidente para el lector experto que pueden proporcionarse más o menos engranajes planetarios 32 dentro del alcance de la invención reivindicada. Las aplicaciones prácticas de una caja de engranajes epicicloidial planetaria 30 comprenden generalmente al menos tres engranajes planetarios 32.

La caja de engranajes epicicloidial 30 ilustrada a modo de ejemplo en las figuras 2 y 3 es de tipo planetario, en el sentido de que el portaplanetarios 34 se acopla a un eje de salida a través de articulaciones 36, con la corona dentada 38 fija. Sin embargo, puede usarse cualquier otro tipo adecuado de caja de engranajes epicicloidial 30. A modo de ejemplo adicional, la caja de engranajes epicicloidial 30 puede ser una disposición en estrella, en la que el portaplanetarios 34 se mantiene fijo, permitiéndose rotar la corona dentada (o interior) 38. En tal disposición, el ventilador 23 se impulsa por la corona dentada 38. A modo de ejemplo alternativo adicional, la caja de engranajes 30 puede ser una caja de engranajes diferencial en la que se permite que roten tanto la corona dentada 38 como el portaplanetarios 34.

Se apreciará que la disposición mostrada en las figuras 2 y 3 es sólo a modo de ejemplo, y diversas alternativas están dentro del alcance de la presente divulgación. Meramente a modo de ejemplo, puede usarse cualquier disposición adecuada para ubicar la caja de engranajes 30 en el motor 10 y/o para conectar la caja de engranajes 30 al motor 10. A modo de ejemplo adicional, las conexiones (tales como las articulaciones 36, 40 en el ejemplo de la figura 2) entre la caja de engranajes 30 y otras partes del motor 10 (tales como el eje de entrada 26, el eje de salida y la estructura fija 24) pueden tener cualquier grado deseado de rigidez o flexibilidad. A modo de ejemplo adicional, puede usarse cualquier disposición adecuada de los cojinetes entre las partes rotatorias y estacionarias del motor (por ejemplo, entre los ejes de entrada y salida de la caja de engranajes y las estructuras fijas, tales como la carcasa de la caja de engranajes), y la divulgación no se limita a la disposición a modo de ejemplo de la figura 2. Por ejemplo, cuando la caja de engranajes 30 tiene una disposición en estrella (descrita anteriormente), el experto en la técnica comprenderá fácilmente que la disposición de las articulaciones de salida y soporte y las ubicaciones de los cojinetes normalmente serían diferentes a las que se muestran a modo de ejemplo en la figura 2.

Por consiguiente, la presente divulgación se extiende a un motor de turbina de gas que tiene cualquier disposición de tipos de caja de engranajes (por ejemplo, en estrella o planetaria), estructuras de soporte, disposición de ejes de entrada y salida y ubicaciones de cojinetes.

Opcionalmente, la caja de engranajes puede impulsar componentes adicionales y/o alternativos (por ejemplo, el compresor de presión intermedia y/o un compresor elevador).

Otros motores de turbina de gas a los que puede aplicarse la presente divulgación pueden tener configuraciones alternativas. Por ejemplo, tales motores pueden tener un número alternativo de compresores y/o turbinas y/o un número alternativo de ejes de interconexión. A modo de ejemplo adicional, el motor de turbina de gas mostrado en la figura 1 tiene una tobera de flujo dividido 18, 20, lo que significa que el flujo a través del conducto de derivación 22 tiene su propia tobera 18 que es independiente y está radialmente fuera de la tobera de escape central 20. Sin embargo, esto no es limitativo, y cualquier aspecto de la presente divulgación también puede aplicarse a motores en los que el flujo a través del conducto de derivación 22 y el flujo a través del núcleo 11 se mezclan, o combinan, antes (o aguas arriba de) una única tobera, que puede denominarse tobera de flujo mixto. Una o ambas toberas (ya sean de flujo mixto o dividido) pueden tener un área fija o variable. Aunque el ejemplo descrito se refiere a un motor de turboventilador, la divulgación puede aplicarse, por ejemplo, a cualquier tipo de motor de turbina de gas, tal como un rotor abierto (en el que la etapa del ventilador no está rodeada por una góndola) o un motor de turbohélice, por ejemplo. En algunas disposiciones, el motor de turbina de gas 10 puede no comprender una caja de engranajes 30.

La geometría del motor de turbina de gas 10, y los componentes del mismo, está definida por un sistema de ejes convencional, que comprende una dirección axial (que está alineada con el eje de rotación principal 9), una dirección radial (en la dirección abajo-arriba en la figura 1), y una dirección circunferencial (perpendicular a la página en la vista de la figura 1). Las direcciones axial, radial y circunferencial son perpendiculares entre sí.

Además, la presente invención es igualmente aplicable a motores de turbina de gas aeronáuticos, motores de turbina de gas marinos, y motores de turbina de gas terrestres.

Cada una de la turbina de alta presión 17 y la turbina de baja presión 19 del motor de turbina de gas 10 (mostrado en la figura 1) puede incluir una o más filas de estatores (no mostrados en la figura 1) alternando con una o más filas de rotores (no mostrado en la figura 1). Un estator y un rotor inmediatamente aguas abajo del estator pueden formar una etapa. El estator puede incluir una serie anular de paletas de estator que se extienden radialmente. El rotor puede incluir una serie anular de palas de rotor que se extienden radialmente montadas en un disco de rotor. Los gases de combustión inciden sobre las paletas del estator que presentan los gases formando un ángulo apropiado para impulsar eficientemente las palas de rotor. La una o más filas de estatores y una o más filas de rotores pueden formar un conjunto de palas para el motor de turbina de gas 10.

Las figuras 4A y 4B ilustran una vista lateral en sección y una vista ampliada, respectivamente, de un conjunto de

palas 100 para el motor de turbina de gas 10 (mostrado en la figura 1).

Haciendo referencia a las figuras 1, 4A y 4B, el conjunto de palas 100 incluye un rotor 102 y un estator 104. El rotor 102 incluye una pala de rotor 106 y un disco de rotor 108. La pala de rotor 106 y el disco de rotor 108 pueden estar unidos entre sí. El disco de rotor 108 define una ranura de álabe 110 que recibe al menos parcialmente la pala de rotor 106 en su interior. La ranura de álabe 110 puede definir además un espacio o un conducto entre la pala de rotor 106 y el disco de rotor 108. En algunos casos, la ranura de álabe 110 puede ser una junta de cola de milano. La pala de rotor 106 y el disco de rotor 108 pueden formar una junta de cola de milano. La ranura de álabe 110 tiene una anchura 112. La anchura 112 se define por debajo de la pala de rotor 106. La anchura 112 puede estar definida por un espacio libre entre la pala de rotor 106 y la ranura de álabe 110. El rotor 102 puede tener una serie anular de tales palas de rotor 106 soportadas sobre el disco de rotor 108 a través de la ranura de álabe 110.

El rotor 102 incluye además una plataforma de pala 114 dispuesta radialmente hacia fuera de la ranura de álabe 110. La ranura de álabe 110 recibe un fluido de refrigeración 70 desde una primera cavidad 116 aguas arriba del rotor 102, tal como se indica mediante la flecha 74. El fluido de refrigeración 70 puede ser aire de refrigeración purgado de un flujo procedente de un compresor (por ejemplo, el compresor de baja presión 14) del motor de turbina de gas 10.

El estator 104 se dispone aguas abajo del rotor 102. El estator 104 incluye una paleta de estator 107. El rotor 102 y el estator 104 definen una segunda cavidad 118 entre los mismos, aguas abajo de la primera cavidad 116. El estator 104 incluye además un sello de estator 120. El sello de estator 120 sella la segunda cavidad 118 con respecto a una tercera cavidad 119. Las partes rotatoria y estática del conjunto de palas 100 forman los sellos de estator 120 entre las mismas. En algunos casos, el sello de estator 120 puede incluir un sello de laberinto. El sello de estator 120 puede tener como objetivo minimizar las penalizaciones de rendimiento debidas a que se escapa el fluido de refrigeración 70 a través del estator 104 y a través de las cavidades 116, 118 y 119. En algunos casos, el sello de estator 120 puede formar un sello entre etapas entre dos etapas adyacentes del motor de turbina de gas 10.

El conjunto de palas 100 incluye además una placa de sellado 122 y un elemento de sellado 124. En la realización ilustrada, la placa de sellado 122 se acopla al rotor 102 y está orientada hacia la segunda cavidad 118. La placa de sellado 122 también se acopla a la plataforma de pala 114 y al disco de rotor 108. Además, la placa de sellado 122 se extiende radialmente desde el disco de rotor 108 hasta la plataforma de pala 114. La placa de sellado 122 tiene una estructura sustancialmente anular y plana con porciones curvas en ambos extremos radiales. Las porciones curvas se reciben en ranuras correspondientes de la plataforma de pala 114 y el disco de rotor 108 para unir la placa de sellado 122 a la plataforma de pala 114 y el disco de rotor 108.

La placa de sellado 122 define una abertura 126 a su través en comunicación de fluido con la ranura de álabe 110. La abertura 126 puede ser una de una serie de aberturas separadas de manera circunferencial definidas a través de la placa de sellado 122. La abertura 126 puede tener cualquier forma adecuada, por ejemplo, circular, elíptica, ovalada, poligonal, etcétera. La abertura 126 tiene una anchura 128. En la realización ilustrada, la anchura 128 de la abertura 126 de la placa de sellado 122 es mayor o igual que la anchura 112 de la ranura de álabe 110 del disco de rotor 108. Sin embargo, en algunos otros casos, la anchura 128 de la abertura 126 de la placa de sellado 122 puede ser menor o igual que la anchura 112 de la ranura de álabe 110 del disco de rotor 108.

En algunas realizaciones, el número de aberturas 126 puede ser diferente del número de palas de rotor 106. Dicho de otro modo, puede proporcionarse una abertura 126 para múltiples palas de rotor 106. Por ejemplo, puede proporcionarse una abertura 126 para un grupo de tres palas de rotor 106 adyacentes. En algunas realizaciones, el número de aberturas 126 puede depender de la cantidad requerida del fluido de refrigeración 70, consideraciones de fabricación y el área mínima permitida disponible en el conjunto de palas 100.

El elemento de sellado 124 se extiende desde el disco de rotor 108. El elemento de sellado 124 es solidario con el disco de rotor 108 o se forma independientemente del disco de rotor 108 y luego se conecta al disco de rotor 108. El elemento de sellado 124 incluye una porción principal 130 que se extiende desde el disco de rotor 108. La porción principal 130 está inclinada de manera oblicua con relación al eje de rotación principal 9 (o la línea paralela 9' mostrada en la figura 4B) del rotor 102 y subtiende un ángulo A1 con el eje de rotación principal 9. En la realización ilustrada, el ángulo A1 es positivo. Sin embargo, en algunos otros casos, el ángulo A1 puede ser cero o negativo basándose en la dirección de inclinación de la porción principal 130 del elemento de sellado 124. En algunas realizaciones, el ángulo A1 entre la porción principal 130 del elemento de sellado 124 y el eje de rotación principal 9 del rotor 102 es de desde aproximadamente -60 grados hasta aproximadamente 60 grados. Por tanto, la porción principal 130 se extiende tanto axial como radialmente con relación al disco de rotor 108. El ángulo A1 puede depender de la geometría del motor de turbina de gas 10.

El elemento de sellado 124 y el rotor 102 definen una cavidad de flujo 134 entre los mismos en comunicación de fluido con la abertura 126 de la placa de sellado 122. La cavidad de flujo 134 recibe el fluido de refrigeración 70 que fluye a través de la ranura de álabe 110 del disco de rotor 108 y la abertura 126 de la placa de sellado 122, tal como se indica mediante la flecha 76.

El elemento de sellado 124 incluye además un brazo de control 132 que se extiende al menos radialmente hacia el

rotor 102. El brazo de control 132 forma parte del elemento de sellado 124 del conjunto de palas 100. En algunas realizaciones, el brazo de control 132 se extiende al menos radialmente hacia la plataforma de pala 114. Dicho de otro modo, puede ser necesario que el brazo de control 132 se extienda lo más cerca posible de la plataforma de palas 114. En algunas realizaciones, el brazo de control 132 se extiende desde la porción principal 130. El brazo de control 132 puede alargarse hasta una posición radial 146 lo más alto posible y, si es necesario, el brazo de control 132 puede actuar como retén axial al estar en contacto con la pala de rotor 106. La posición radial alta 146 del brazo de control 132 puede hacer que una mayor área superficial de la pala de rotor 106 esté en contacto con el fluido de refrigeración 70, proporcionando posteriormente un mezclado mejorado del fluido de refrigeración 70 y dando como resultado una mejor refrigeración de la cavidad de flujo 134. El brazo de control 132 está inclinado de manera oblicua con relación al eje de rotación principal 9 (o la línea paralela 9" mostrada en la figura 4B) del rotor 102 y subtiende un ángulo A2 con el eje de rotación principal 9. Por tanto, el brazo de control 132 se extiende tanto radial como axialmente con relación a la porción principal 130 del elemento de sellado 124. El ángulo A2 puede depender de la geometría del motor de turbina de gas 10.

El brazo de control 132 incluye una superficie en ángulo 133 sobre la cual incide el fluido de refrigeración 70. La superficie en ángulo 133 puede ser arqueada. La superficie en ángulo 133 también está inclinada en el ángulo A2 con relación al eje de rotación principal 9. El impacto del fluido de refrigeración sobre la superficie en ángulo 133 puede hacer que el fluido de refrigeración se extienda, particularmente en la dirección circunferencial, igualando de ese modo la distribución de presión a través de la segunda cavidad 118. El brazo de control 132 incluye además una punta 131 distal con relación a la porción principal 130 del elemento de sellado 124.

El brazo de control 132 desvía al menos una parte del fluido de refrigeración 70 que entra en la cavidad de flujo 134. El fluido de refrigeración desviado, indicado por la flecha 80, puede moverse alrededor de la cavidad de flujo 134, disminuyendo de ese modo la temperatura de la cavidad de flujo 134 y luego salir de la cavidad de flujo 134 para entrar en la segunda cavidad 118.

En la realización ilustrada, el brazo de control 132 se extiende radialmente hacia fuera y axialmente desde la porción principal 130 hacia la placa de sellado 122 con relación al eje de rotación principal 9 del rotor 102. El brazo de control 132 y la placa de sellado 122 definen un hueco 136 entre los mismos que pone en comunicación de fluido la cavidad de flujo 134 con la segunda cavidad 118. En algunas realizaciones, el hueco 136 se define entre la punta 131 del brazo de control 132 y la placa de sellado 122. El hueco 136 permite que al menos una porción del fluido de refrigeración 70 salga de la cavidad de flujo 134 y entre en la segunda cavidad 118, tal como se indica mediante la flecha 82. El hueco 136 tiene una anchura 138. La anchura 138 es una distancia entre la placa de sellado 122 y la punta 131 del brazo de control 132. El brazo de control 132 puede tener una configuración convergente de tal manera que la anchura 138 sea lo más pequeña posible. Dicho de otro modo, el brazo de control 132 puede converger en la posición radial alta 146. En la realización ilustrada, el brazo de control 132 puede estar curvado de manera proximal a la punta 131 de tal manera que la punta 131 se extienda sustancialmente paralela a la placa de sellado 122.

El fluido de refrigeración 70 fluye desde la primera cavidad 116 a través de la ranura de álabe 110 de cada pala de rotor 106. El fluido de refrigeración 70 se descarga en la cavidad de flujo 134 a través de la abertura 126. En algunos casos, el fluido de refrigeración 70 sale a través de múltiples de tales aberturas 126. Además, el fluido de refrigeración 70 puede salir homogéneamente a través del hueco 136. El fluido de refrigeración 70 puede descargarse además a la segunda cavidad 118 en la posición radial alta 146. El flujo de fluido de refrigeración sale además de la segunda cavidad 118 a través del hueco 136, tal como se indica mediante la flecha 84.

En algunas realizaciones, el elemento de sellado 124 incluye además una o más aletas 142 que se extienden hacia el sello de estator 120 y actúan conjuntamente con el mismo. Las aletas 142 sellan contra una parte de sello estático 144 del sello de estator 120. El sello de estator 120 puede crear una resistencia al flujo de fluido de refrigeración forzando al fluido de refrigeración 70 a atravesar las aletas 142. Durante el funcionamiento, una cantidad relativamente pequeña del fluido de refrigeración 70 puede pasar a través del elemento de sellado 124 desde la segunda cavidad 118 a la tercera cavidad 119 para proporcionar refrigeración a la misma.

El brazo de control 132 puede evitar un gradiente de temperatura circunferencial a través de las cavidades de pocillo del estator (es decir, la segunda cavidad 118). Además, el brazo de control 132 puede garantizar que las superficies del disco de rotor 108, la placa de sellado 122 y la pala de rotor 106 estén siempre humedecidas por el fluido de refrigeración 70. El brazo de control 132 puede permitir el mezclado del fluido de refrigeración 70 y el flujo de aire central A en la posición radial alta 146, dependiendo de la longitud 148 del brazo de control 132 y la anchura 138 del hueco 136 (es decir, la distancia entre la placa de sellado 122 y la punta 131 del brazo de control 132). Esto puede dar como resultado una reducción de la temperatura de la segunda cavidad 118. Además, también pueden evitarse altos gradientes de temperatura entre las dos cavidades delante y detrás del sello de estator 120 (es decir, las cavidades 118, 119 segunda y tercera). De lo contrario, tales altos gradientes de temperatura podrían afectar negativamente al rendimiento del sello de estator 120.

El brazo de control 132 puede permitir un mezclado homogéneo entre el fluido de refrigeración 70 y un flujo admitido desde el flujo de aire central A. Mejorar el mezclado entre el fluido de refrigeración 70 y el flujo admitido puede disminuir las temperaturas de la plataforma de pala 114 y las partes traseras o aguas abajo de la pala de rotor 106 y

el disco de rotor 108. Esto puede reducir la cantidad de fluido de refrigeración 70 necesaria para alcanzar las temperaturas adecuadas. Dicho de otro modo, pueden obtenerse menores temperaturas para la misma cantidad de flujo de fluido de refrigeración. Por tanto, esto puede mejorar el consumo específico de combustible (CEC) del motor de turbina de gas 10 y/o permitir el uso de materiales de menor coste. El brazo de control 132 también puede reducir el peso, la complejidad de fabricación y/o el coste del conjunto de palas 100. La reducción de temperatura estimada lograda al incluir el flujo del brazo de control 132 puede estar entre 60 K y 100 K.

La figura 5A ilustra una vista lateral en sección de una parte de un conjunto de palas 200 para el motor de turbina de gas 10. La figura 5B ilustra una vista ampliada del conjunto de palas 200. Haciendo referencia a las figuras 5A y 5B, el conjunto de palas 200 es similar al conjunto de palas 100. El conjunto de palas 200 incluye un rotor 202, un estator 204, una pala de rotor 206, una paleta de estator 207, un disco de rotor 208, una ranura de álabe 210, una plataforma de pala 214, una primera cavidad 216, una segunda cavidad 218, una tercera cavidad 219, un sello de estator 220, una placa de sellado 222, un elemento de sellado 224, una abertura 226, una cavidad de flujo 234, un hueco 236, aletas 242 y una parte de sello estática 244 equivalente al rotor 102, el estator 104, la pala de rotor 106, la paleta de estator 107, el disco de rotor 108, la ranura de álabe 110, la plataforma de pala 114, la primera cavidad 116, la segunda cavidad 118, la tercera cavidad 119, el sello de estator 120, la placa de sellado 122, el elemento de sellado 124, la abertura 126, la cavidad de flujo 134, el hueco 136, las aletas 142 y la parte de sellado estática 144, respectivamente, del conjunto de palas 100.

El rotor 202 incluye además un brazo impulsor 254 que se extiende desde el disco de rotor 208. El brazo impulsor 254 puede ser anular. El brazo impulsor 254 puede acoplarse a otro brazo impulsor 260. El brazo impulsor 260 forma parte del elemento de sellado 224. En la realización ilustrada, el elemento de sellado 224 es independiente del brazo impulsor 254. Sin embargo, en algunos otros casos, el elemento de sellado 224 puede ser solidario con el brazo impulsor 254. Además, el elemento de sellado 224 incluye una porción principal 230. La porción principal 230 es generalmente paralela al eje de rotación principal 9 del rotor 202.

El conjunto de palas 200 incluye además un brazo de control 232. El brazo de control 232 incluye una punta 231 distal con relación a la porción principal 230 del elemento de sellado 224. El brazo de control 232 se extiende radialmente hacia fuera y axialmente desde un extremo 256 de la porción principal 230 hacia la placa de sellado 222 con relación al eje de rotación principal 9. Una distancia 258 entre el extremo 256 de la porción principal 230 y la placa de sellado 222 es mayor que una anchura 238 del hueco 236 (es decir, la distancia entre la punta 231 del brazo de control 232 y la placa de sellado 222). Dicho de otro modo, el brazo de control 232 converge en una posición radial alta 246 cerca de la punta 231 del brazo de control 232. Puede requerirse que el hueco 236 sea lo más pequeño posible en la posición radial alta 246.

En la realización ilustrada, el brazo de control 232 incluye dos porciones, concretamente, una primera porción 250 y una segunda porción 252. Sin embargo, en algunos casos el brazo de control 232 puede incluir más de dos porciones. En algunas realizaciones, cada una de las porciones primera y segunda 250, 252 del brazo de control 232 puede tener la misma forma y dimensiones. En algunas otras realizaciones, cada una de la primera porción 250 y la segunda porción 252 del brazo de control 232 puede tener formas y dimensiones diferentes. La primera porción 250 del brazo de control 232 está inclinada de manera oblicua con relación al eje de rotación principal 9 (o la línea paralela 8 mostrada en la figura 5B) y subtiende un ángulo A3 con el eje de rotación principal 9. En la realización ilustrada, el ángulo A3 es positivo. Sin embargo, en algunos otros casos, el ángulo A3 puede ser negativo basándose en una dirección de inclinación del brazo de control 232. Dicho de otro modo, la primera porción 250 del brazo de control 232 puede estar inclinada en el sentido hacia abajo con relación al eje de rotación principal 9. La segunda porción 252 del brazo de control 232 es sustancialmente normal al eje de rotación principal 9 (o línea paralela 8 mostrada en la figura 5B). Dicho de otro modo, la segunda porción 252 del brazo de control 232 es sustancialmente paralela a la placa de sellado 222. Sin embargo, en otros casos, la primera porción 250 y la segunda porción 252 del brazo de control 232 pueden tener configuraciones diferentes siempre que el brazo de control 232 converja en la posición radial alta 246. Por ejemplo, la primera porción 250 y la segunda porción 252 del brazo de control 232 pueden estar inclinadas en un mismo ángulo con relación al eje de rotación principal 9. En algunos otros ejemplos, el brazo de control 232 puede tener una única porción recta inclinada formando un ángulo. En algunos otros ejemplos, el brazo de control 232 puede tener una única porción curva que converge en la posición radial alta 246.

El fluido de refrigeración 70 se recibe dentro de la ranura de álabe 210 desde la primera cavidad 216, tal como se indica mediante la flecha 86. Además, el fluido de refrigeración 70 atraviesa la abertura 226 y entra en la cavidad de flujo 234, tal como se indica mediante la flecha 88. El fluido de refrigeración 70 se mueve alrededor de la cavidad de flujo 234, tal como se indica mediante la flecha 90. El fluido de refrigeración 70 puede proporcionar refrigeración al rotor 202 dentro de la cavidad de flujo 234. El fluido de refrigeración 70 atraviesa el hueco 236 en la posición radial alta 246, sale de la cavidad de flujo 234 y entra en la segunda cavidad 218, tal como se indica mediante la flecha 92. Además, el fluido de refrigeración 70 escapa de la segunda cavidad 218 y se mezcla con el flujo de aire central A, tal como se indica mediante la flecha 94. Al menos una porción relativamente pequeña de fluido de refrigeración 70 atraviesa las aletas 242 del elemento de sellado 224 desde la segunda cavidad 218 a la tercera cavidad 219 para proporcionar refrigeración a la misma. El brazo de control 232 puede permitir un mezclado homogéneo del fluido de refrigeración 70 con un flujo admitido desde el flujo de aire central A.

Se entenderá que la invención no está limitada a las realizaciones descritas anteriormente y pueden realizarse diversas modificaciones y mejoras sin apartarse de los conceptos descritos en el presente documento dentro del alcance de las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un conjunto de palas (100, 200) para un motor de turbina de gas (10), comprendiendo el conjunto de palas (100, 200):

5 un rotor (102, 202) que comprende una pala de rotor (106, 206), una plataforma de pala (114) y un disco de rotor (108, 208), definiendo el disco de rotor una ranura de álabe (110, 210) que recibe al menos parcialmente la pala de rotor (106, 206) en la misma, en el que la ranura de álabe (110, 210) recibe un fluido de refrigeración (70) desde una primera cavidad (116, 216) aguas arriba del rotor (102, 202);

10 un estator (104, 204) dispuesto aguas abajo del rotor (102, 202), en el que el estator (104, 204) y el rotor (102, 202) definen una segunda cavidad (118, 218) entre los mismos, aguas abajo de la primera cavidad (116, 216); y

una placa de sellado (122, 222) que se extiende radialmente entre y acoplada a la plataforma de pala (114) y el disco de rotor (108, 208) del rotor (102, 202) y orientada hacia la segunda cavidad (118, 218), en el que la placa de sellado (122, 222) define una abertura (126, 226) a su través en comunicación de fluido con la ranura de álabe (110, 210);

15 mediante lo cual la placa de sellado (122, 222) tiene una estructura anular y plana y se recibe en ranuras correspondientes de la plataforma de pala (114) y el disco de rotor (108, 208);

caracterizado porque:

el conjunto de palas tiene un elemento de sellado (124, 224) que se extiende desde el disco de rotor (108, 208), es solidario con el disco de rotor o se forma independientemente del disco de rotor y luego se conecta al disco de rotor, e incluye una porción principal (130) que se extiende desde el disco de rotor y un brazo de control (132, 232) que se extiende de manera oblicua hacia la placa de sellado (122, 222) en dirección radial y axial con relación a un eje de rotación principal del rotor;

20 en el que el elemento de sellado (124, 224) y el rotor (102, 202) definen una cavidad de flujo (134, 234) entre los mismos en comunicación de fluido con la abertura (126, 226) de la placa de sellado (122, 222), y el brazo de control (132, 232) y la placa de sellado (122, 222) definen un hueco (136, 236) entre los mismos que pone en comunicación de fluido la cavidad de flujo (134, 234) con la segunda cavidad (118, 218); y

25 en el que la cavidad de flujo (134, 234) recibe el fluido de refrigeración (70) que fluye a través de la ranura de álabe (110, 210) del disco de rotor (108, 208) y la abertura (126, 226) de la placa de sellado (122, 222), el brazo de control (132, 232) desvía al menos una porción del fluido de refrigeración (70) que entra en la cavidad de flujo (134, 234), y el hueco (136, 236) permite que al menos una porción del fluido de refrigeración (70) salga de la cavidad de flujo (134, 234) y entre en la segunda cavidad (118, 218).

30

2. El conjunto de palas (100) según la reivindicación 1, en el que la porción principal (130) del elemento de sellado (124) está inclinada de manera oblicua con relación al eje de rotación principal (9) del rotor (102).

3. El conjunto de palas (200) según la reivindicación 1, en el que la porción principal (230) del elemento de sellado (224) es generalmente paralela al eje de rotación principal (9) del rotor (202).

35

4. El conjunto de palas (100) según la reivindicación 1, en el que un ángulo (A1) entre la porción principal (130) del elemento de sellado (124) y el eje de rotación principal (9) del rotor (102) es de desde -60 grados hasta 60 grados.

5. El conjunto de palas (100) según cualquier reivindicación anterior, en el que el brazo de control (132) comprende además una punta (131) distal con respecto a la porción principal (130) del elemento de sellado (124), y en el que se define el hueco (136) entre la punta (131) del brazo de control (132) y la placa de sellado (122).

40

6. El conjunto de palas (100) según cualquier reivindicación anterior, en el que el estator (104) comprende además un sello de estator (120).

45

7. El conjunto de palas (100) según la reivindicación 6, en el que el elemento de sellado (124) comprende además una o más aletas (142) que se extienden hacia el sello de estator (120) y actúan conjuntamente con el mismo.

8. Una turbina (17, 19) para un motor de turbina de gas (10), comprendiendo la turbina (17, 19) el conjunto de palas (100) según cualquier reivindicación anterior.

50

9. Un motor de turbina de gas (10) para una aeronave, comprendiendo el motor de turbina de gas (10) la turbina (17, 19) según la reivindicación 8.

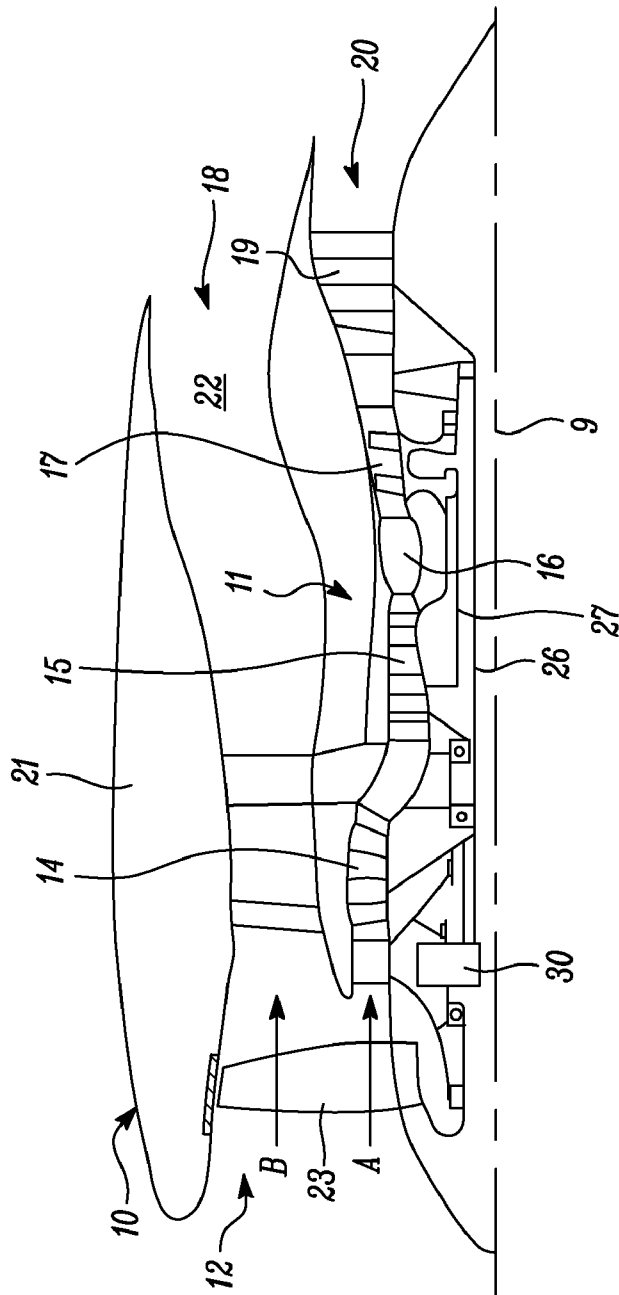


FIG. 1

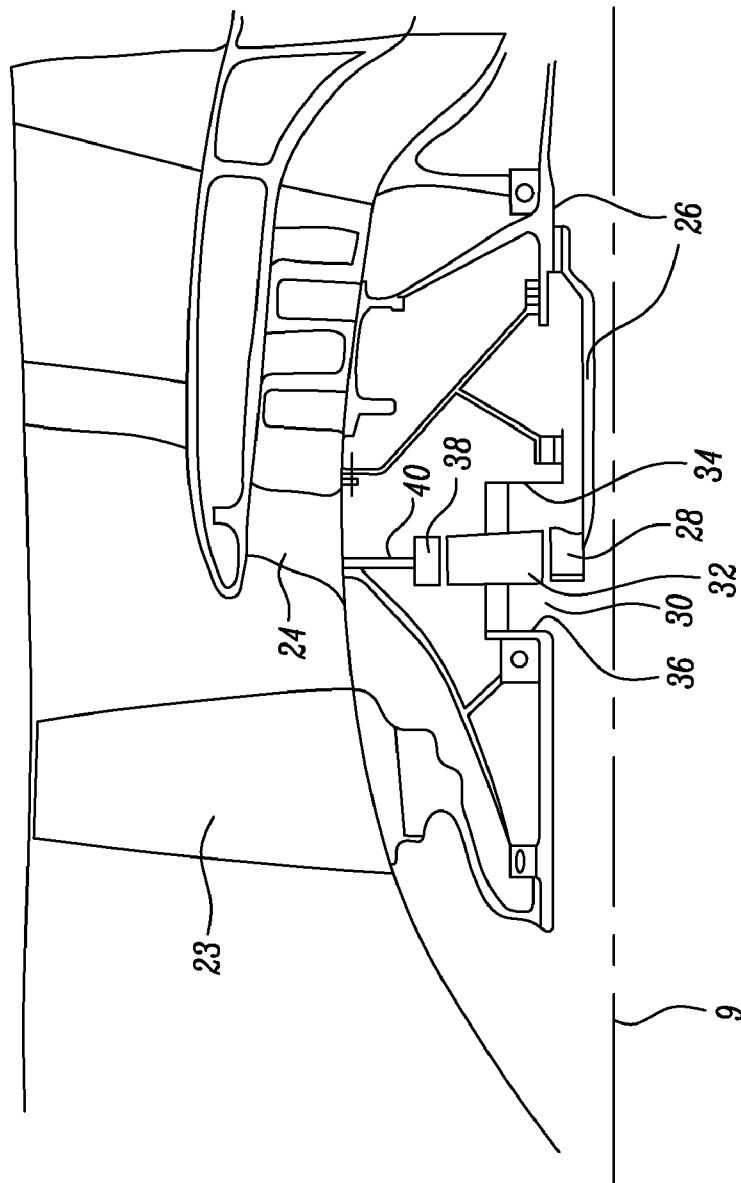


FIG. 2

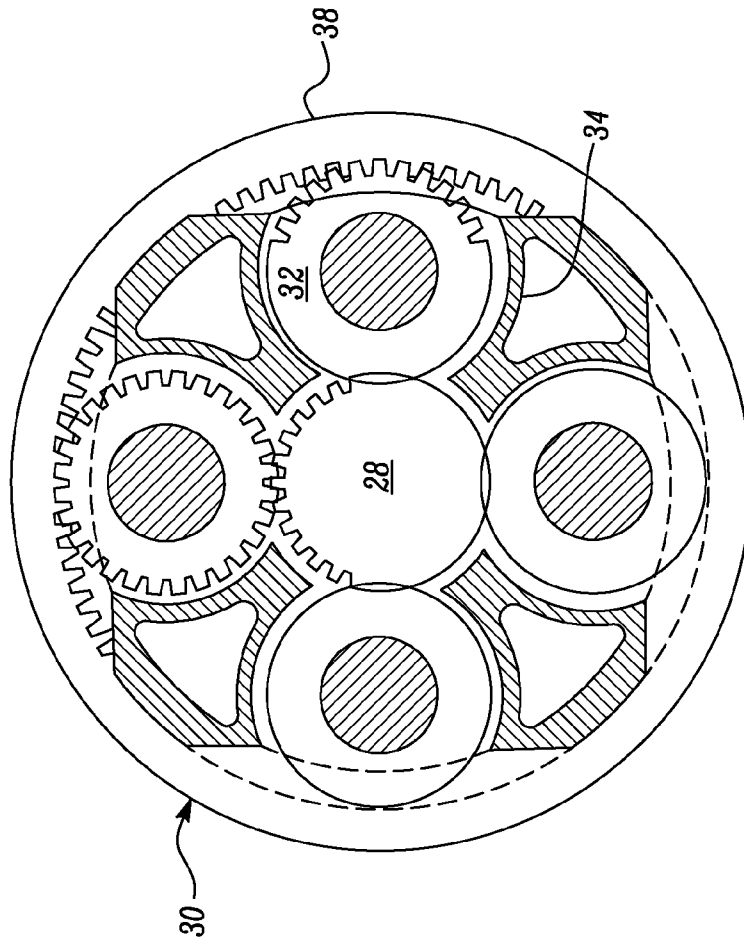


FIG. 3

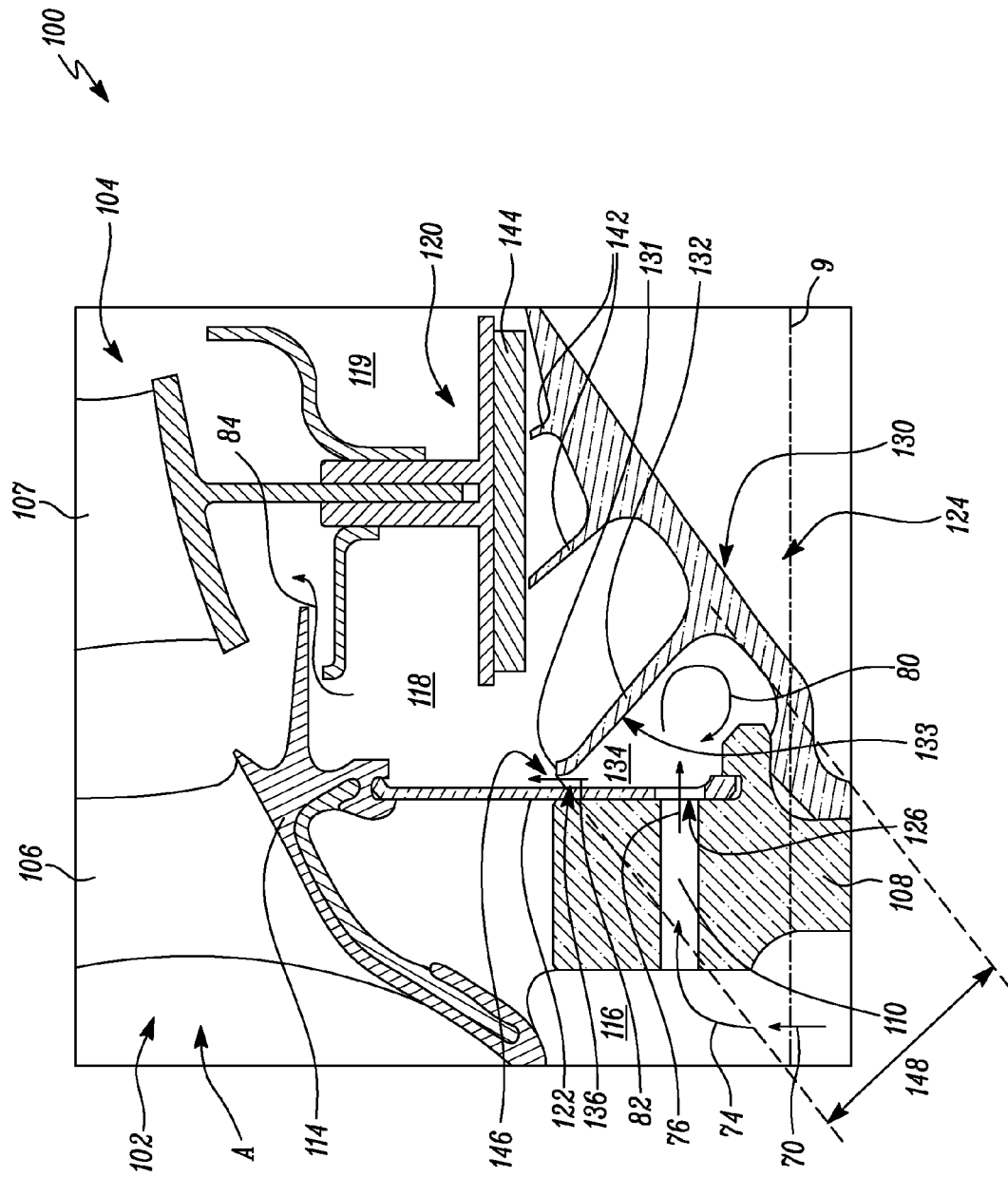


FIG. 4A

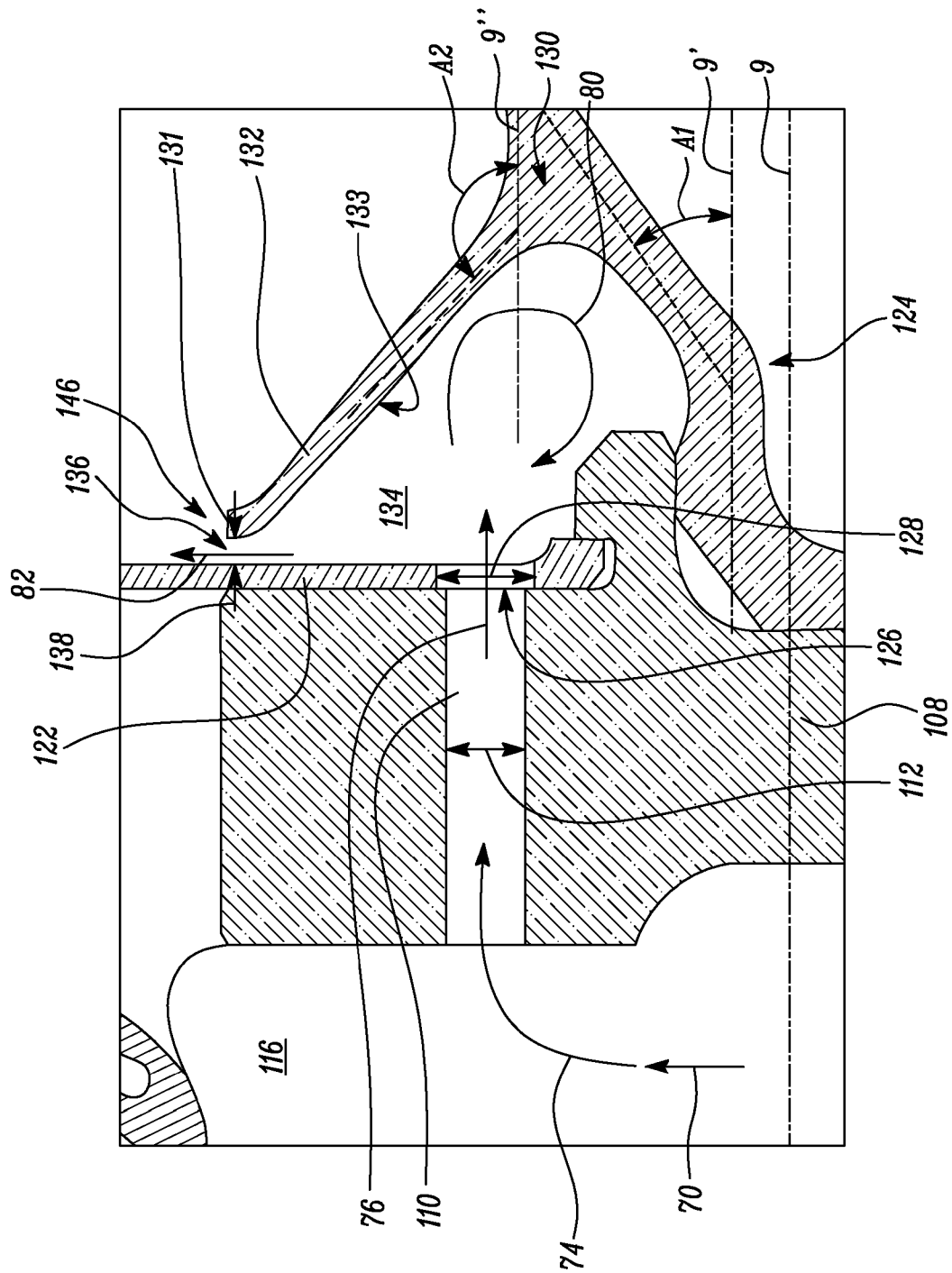


FIG. 4B

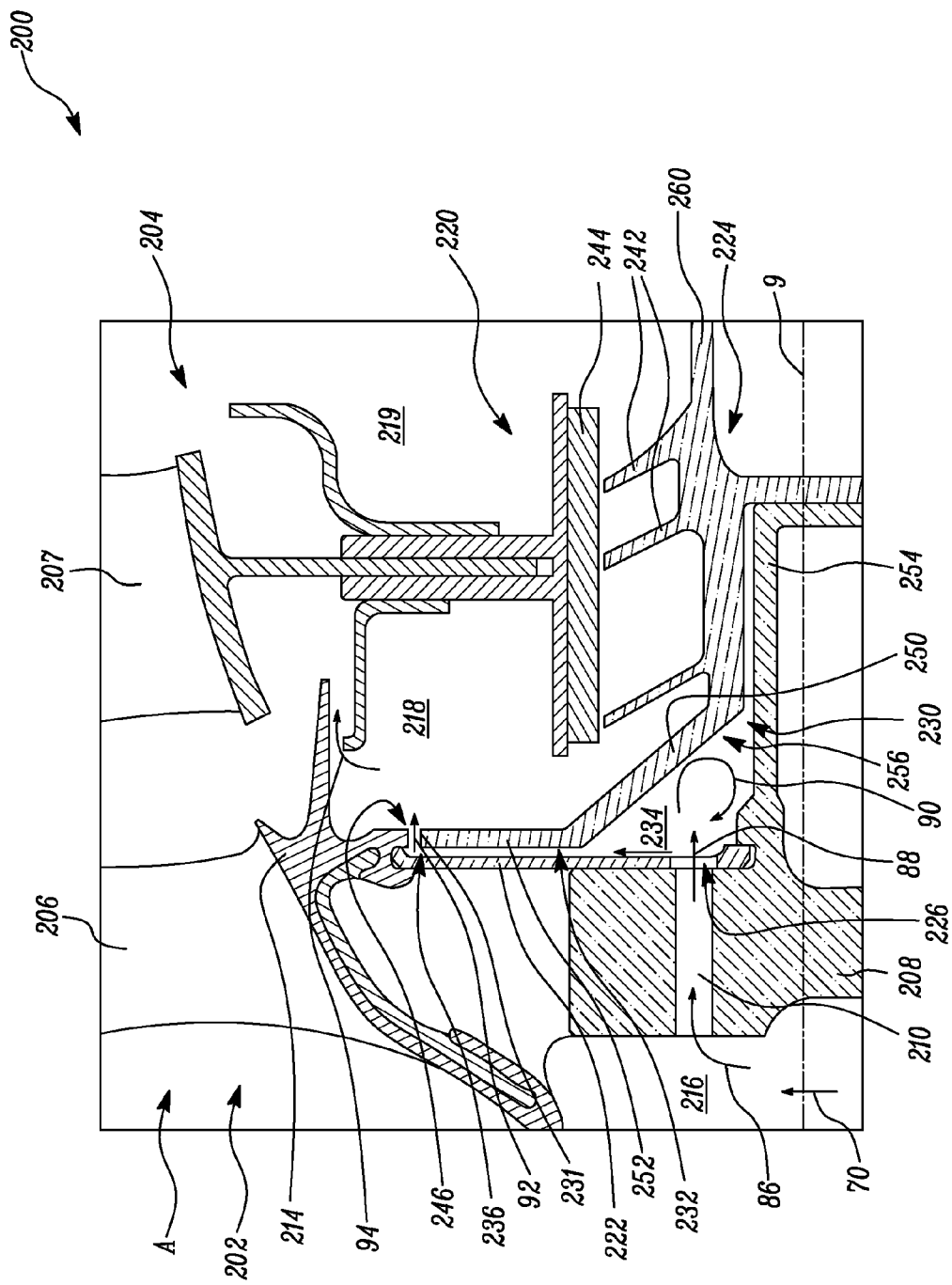


FIG. 5A

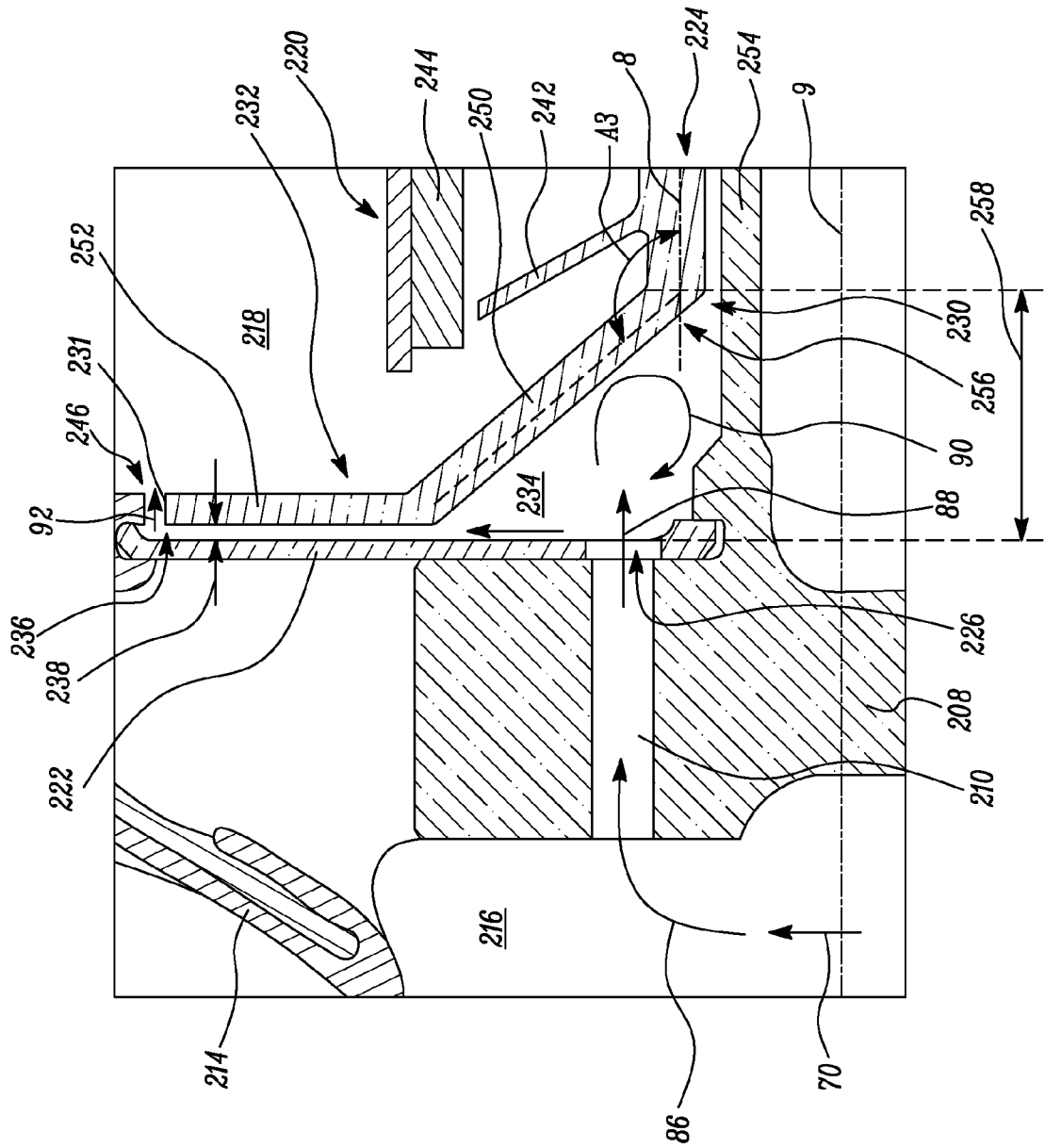


FIG. 5B