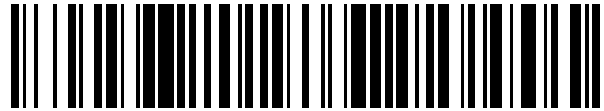


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 551 405**

51 Int. Cl.:

F01D 5/08

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **21.12.2011 E 11195046 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **21.10.2015 EP 2469024**

54 Título: **Rotor de turbina de gas y método para su refrigeración**

30 Prioridad:

21.12.2010 IT TO20101036

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

18.11.2015

73 Titular/es:

**GE AVIO S.R.L. (100.0%)
Via I Maggio 99
Rivalta di Torino (Torino), IT**

72 Inventor/es:

**COUTANDIN, DANIELE y
ZECCHI, STEFANO**

74 Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

ES 2 551 405 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

Rotor de turbina de gas y método para su refrigeración

5 La presente invención se refiere a un rotor de álabes de turbina de gas para motores aeronáuticos.

Como es conocido, una turbina de gas para motores aeronáuticos incluye por lo general uno o varios rotores de álabes rotativos, cada uno de los cuales incluye, a su vez, un disco de turbina y una corona de álabes que rodean el disco de turbina, reteniéndose la raíz de cada uno de ellos en una ranura o asiento periférico del disco de turbina.

10 Los discos de turbina son componentes que, además de estar sometidos a alto esfuerzo mecánico debido a las altas velocidades de rotación, están sometidos a alto esfuerzo térmico, porque operan en un entorno a temperatura sumamente alta debido a la estrecha proximidad con el flujo de gases calientes que impactan en los álabes.

15 Por lo tanto, para una operación óptima de la turbina, hay que controlar la temperatura operativa de estos discos de turbina, manteniendo la temperatura operativa por debajo de un valor umbral crítico o predefinido.

Para ello, es conocido purgar una cierta masa de aire del compresor asociado con la turbina y alimentar dicha masa de aire a la zona de conexión de los álabes al disco de turbina como se describe, por ejemplo, en EP 2 436 879 A2.

20 En la zona de conexión de los álabes al disco, el aire se hace fluir a través de pasos axiales que tienen longitudes iguales al grosor del disco, definiéndose cada uno por la parte inferior de la ranura asociada, por una parte, y por la raíz del álabe correspondiente, por la otra. Durante el paso a través de los pasos, el aire aleja el calor del disco.

25 Aunque se utiliza, se ha hallado que el método de refrigeración descrito dista mucho de ser satisfactorio y, en cualquier caso, es incapaz de permitir una refrigeración uniforme del disco de turbina. Lo que acaba de indicarse deriva del hecho de que, durante su avance a través de los pasos, la temperatura del aire se eleva progresivamente y, en consecuencia, el disco de turbina tiene temperaturas variables de un punto a otro. Además, en las soluciones conocidas, las dimensiones del conducto de flujo de aire y su altura en particular prácticamente no se pueden cambiar, porque las establecen las características geométricas y las dimensiones del acoplamiento raíz-disco.

30 El acoplamiento raíz-disco también determina la geometría de la sección del paso de aire que, como es conocido, tiene un tamaño radial máximo en el centro, es decir, a lo largo de un eje de simetría de la raíz, y cae a cero en los puntos laterales de contacto de raíz-disco. Esto produce una concentración de aire en la zona central y mínimo flujo en las zonas laterales, donde la refrigeración del disco resulta en consecuencia menos efectiva con respecto a la zona central.

35 El objeto de la presente invención es hacer un rotor de álabes de turbina de gas, cuyas características de realización permitan resolver los problemas antes descritos de manera simple y barata y, en particular, lograr una refrigeración efectiva y uniforme del disco de turbina.

40 Según la presente invención, se realiza un rotor de álabes de turbina de gas para motores aeronáuticos según la reivindicación 1.

45 La invención también se refiere a un método para refrigerar un rotor de turbina de gas.

Según la presente invención, se facilita un método para refrigerar un rotor de álabes de turbina de gas para motores aeronáuticos según la reivindicación 8.

50 La invención se describirá ahora con referencia a las figuras adjuntas, que ilustran un ejemplo de realización no limitativo, donde:

La figura 1 representa, esquemáticamente y en semisección radial, una realización preferida de un rotor de álabes según la presente invención.

55 La figura 2 es una vista en sección esquemática a lo largo de la línea II-II de la figura 1.

Y la figura 3 representa, en una escala muy ampliada, un detalle de la figura 1.

60 En las figuras 1 y 2, el número de referencia 1 indica, en conjunto, un rotor de una turbina de gas para motores aeronáuticos.

65 El rotor 1 incluye un disco de turbina 2 que gira alrededor de un eje de turbina 3 (figura 2) y que, a su vez, incluye una pluralidad de asientos de retención periféricos 4, que son conocidos y no se describen en detalle, de los que solamente se puede ver uno en las figuras adjuntas. El rotor 1 también incluye una corona de álabes 5 (de los que solamente se puede ver uno en las figuras adjuntas), cada uno de los cuales tiene su propio eje 6 e incluye una raíz o lóbulo 7 alojado y retenido en un asiento respectivo 4. La raíz 7 define, con una superficie interior 9 del asiento 4,

un paso axial 10 a través del que, en la práctica, pasa una masa de aire refrigerante para el disco de turbina 2.

Con referencia específica a la figura 1, un dispositivo 12 está dispuesto dentro del paso 10 para distribuir la masa de aire entrante y guiar el aire distribuido hacia el disco de turbina 2.

5 El dispositivo 12 incluye un rebaje 14 formado dentro de la raíz 7 y definido por una pared inferior 15, que es plana en el ejemplo concreto descrito, y que mira a una porción intermedia de una superficie 9 y dos paredes laterales 16 (figura 1). El rebaje 14 tiene una entrada axial 14a (figura 2) para tomar aire refrigerante y lo cierra una pared axial inferior 14b dispuesta en el lado de salida de aire.

10 El rebaje 14 está parcialmente cerrado, en la parte que mira a la superficie 9, por un elemento perforado 18 conformado para distribuir el aire sobre la superficie 9. El elemento perforado 18 está conectado establemente a la raíz 7 en una posición que mira a la superficie 9, está conectado a la superficie lateral de la raíz 7 y con el rebaje 14 define una cámara de acumulación de aire, indicada con la letra de referencia B.

15 El elemento perforado 18 incluye una pluralidad de agujeros calibrados 19 y 20, cuyos ejes 21 y 22 intersecan una porción correspondiente de la superficie 9. La posición y la distribución de los agujeros 19 y 20 y la orientación de los ejes respectivos 21 y 22 se determinan de manera que se logre una óptima distribución del aire con el fin de efectuar una refrigeración uniforme de las partes en las que choca el aire.

20 Siempre con referencia a las figuras adjuntas, el elemento perforado 18, con la superficie 9, define un conducto ciego 25 que tiene su propia salida 26 dispuesta en el mismo lado y dentro de la pared 14b. El conducto 25 tiene un grosor S y está cerrado de forma sustancialmente estanca a los fluidos en la entrada 14a por una pared 27.

25 En el uso, la masa de aire alimentada a la cámara B a través de la entrada 14a presuriza primero la cámara B y luego fluye al canal 25 a través de los agujeros 19 y 20. Los agujeros 19 y 20 realizan la función doble de subdividir la masa de aire entrante en una pluralidad de flujos de aire mutuamente independientes y de dirigir o guiar cada flujo de aire en una dirección dada coincidente con el eje del agujero asociado y hacia una zona correspondiente de la superficie inferior 9 del asiento de retención 4. De esta forma, la masa de aire presente en la cámara B es subdividida y orientada en direcciones predefinidas para obtener una refrigeración óptima y uniforme del disco de turbina 2. Se ha verificado experimentalmente que la distribución o subdivisión descritas de la masa de aire entrante permite lograr una temperatura deseada para el disco de turbina 2 a lo largo de todo el recorrido seguido por el aire, es decir, en una dirección paralela al eje 3 de la turbina, y el control de dicha temperatura. Además, con respecto a las soluciones conocidas, la subdivisión de la masa de aire entrante permite incrementar significativamente la eficiencia de refrigeración y/o reducir la masa de aire. De hecho, fue posible en la práctica observar cómo los diferentes flujos de aire obtenidos tenían una alta capacidad de extracción de calor.

35 Es evidente por lo anterior que la subdivisión de la masa de aire entrante y la distribución de dicho aire sobre el disco de turbina se puede lograr usando un elemento perforado diferente del elemento 18 descrito a modo de ejemplo o proporcionando, por ejemplo, dos porciones o cuerpos distintos, realizando uno la función de subdivisión y efectuando el otro la guía del aire subdividido.

40 Finalmente, el rebaje 14 podría estar situado parcialmente dentro de la raíz 7.

45

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un rotor de álabes de turbina de gas (1) para motores aeronáuticos, incluyendo el rotor un disco de turbina rotativo (2) que incluye una corona de asientos de retención periféricos (4) cada uno de los cuales tiene una superficie inferior radialmente interior (9), una corona de álabes (5) cada uno de los cuales incluye una raíz respectiva (7) alojada y retenida en un asiento de retención respectivo (4), y medios de refrigeración (12) para dicho disco de turbina, incluyendo dichos medios de refrigeración, por cada álabe (5), un paso para una masa de aire refrigerante formado entre dicha superficie inferior y una porción terminal correspondiente de dicha raíz que mira a dicha superficie inferior (9), **caracterizado porque** dichos medios de refrigeración incluyen además, por cada dicho paso, medios de distribución (18) alojados en dicho paso para subdividir dicha masa de aire que entra en dicho paso en dos o más flujos de aire y medios de guía para dirigir cada dicho flujo de aire hacia dicha superficie inferior de dicho asiento de retención.
- 10 2. El rotor según la reivindicación 1, **caracterizado porque** dichos medios de distribución incluyen una cámara de aire (15) situada al menos parcialmente en dicha raíz (7) para alojar al menos parte de dicha masa de aire entrante.
- 15 3. El rotor según la reivindicación 2, **caracterizado porque** dichos medios de distribución incluyen un elemento perforado (18) dispuesto para cerrar dicha cámara de aire (15).
- 20 4. El rotor según la reivindicación 3, **caracterizado porque** dichos medios de guía son soportados por dicho elemento perforado (18).
- 25 5. El rotor según la reivindicación 4, **caracterizado porque** dicho elemento perforado (18) incluye dos o más agujeros de guía orientados (19, 20) que se extienden en respectivas direcciones que intersecan respectivas porciones de la superficie inferior (9) del asiento de retención respectivo (4).
- 30 6. El rotor según la reivindicación 4 o 5, **caracterizado porque** dicho elemento perforado incluye uno o más agujeros de guía orientados que se extienden en respectivas direcciones (21) formando un ángulo distinto de cero con un plano yacente (22) de un eje de simetría (6) de dicho álabe respectivo (5) y ortogonal a un eje de rotación (3) de dicho disco de turbina.
- 35 7. El rotor según una de las reivindicaciones 3 a 6, **caracterizado porque** dicho elemento perforado se extiende paralelamente a la superficie inferior (9) de dicho asiento de retención respectivo (4) y define con dicha superficie inferior (9) un conducto de salida (25) para dicha masa de aire que tiene un grosor sustancialmente constante.
- 40 8. Un método para enfriar un rotor de álabes de turbina de gas para motores aeronáuticos según la reivindicación 1, incluyendo el método los pasos de desplazar una masa de aire refrigerante a través de cada uno de los pasos, y **caracterizándose porque** el desplazamiento de la masa de aire refrigerante incluye los pasos de subdividir, dentro de cada paso indicado, la masa de aire entrante en dos o más flujos de aire y dirigir cada flujo de aire indicado hacia dicho disco de turbina.
- 45 9. El método según la reivindicación 8, **caracterizado porque** la subdivisión de dicha masa de aire incluye los pasos de alimentar la masa de aire dentro de una cámara de aire (15) situada al menos parcialmente en dicha raíz (7) y se realiza en la salida de dicha cámara.
10. El método según la reivindicación 9, **caracterizado porque** la subdivisión de dicha masa de aire en dichos flujos se realiza desplazando la masa de aire a través de un elemento perforado dispuesto para cerrar dicha cámara de aire.

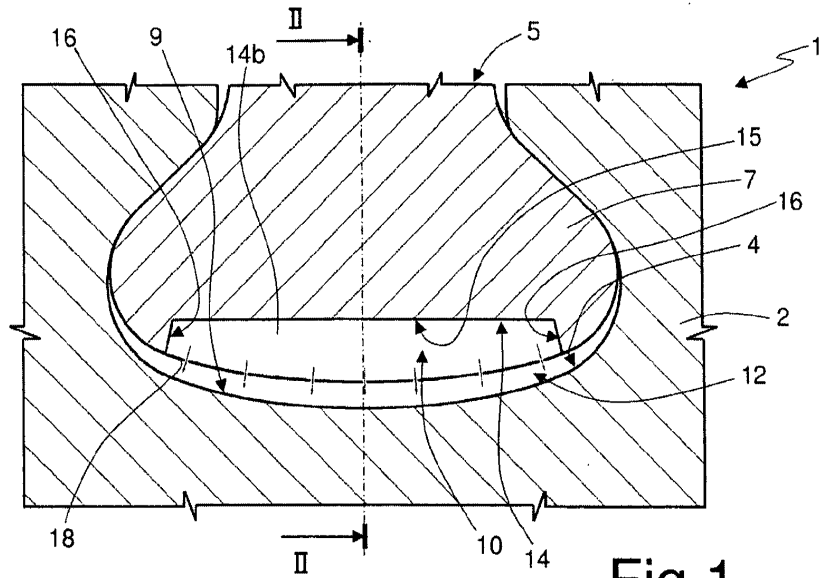


Fig.1

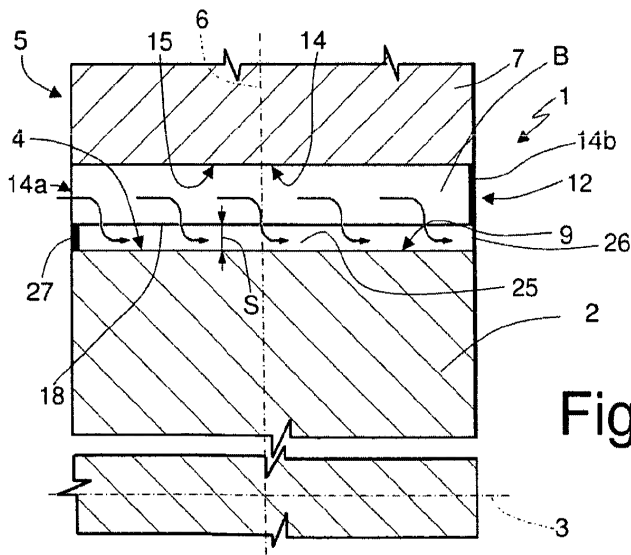


Fig.2

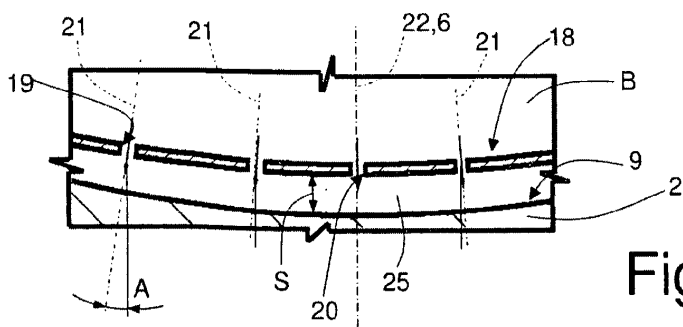


Fig.3