

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 496 766**

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 11195042 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.07.2014** **EP 2469023**

54 Título: **Motor de turbina de gas con discos de rotor refrigerados**

30 Prioridad:

**21.12.2010 IT TO20101035**

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

**19.09.2014**

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  
ALBANI, MASSIMILIANO**

74 Agente/Representante:

**UNGRÍA LÓPEZ, Javier**

**ES 2 496 766 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

Motor de turbina de gas con discos de rotor refrigerados

5 La presente invención se refiere a una turbina de gas para motores aeronáuticos.

Como es conocido, una turbina de gas para motores aeronáuticos incluye por lo general un número de sectores de álabes rotativos, cada uno de los cuales incluye, a su vez, un disco de turbina conectado a discos de turbina adyacentes y que soporta una fila de álabes acoplados.

10 Como también es conocido, los discos de turbina son componentes que se someten a alto esfuerzo, tanto mecánico, debido al efecto de componentes centrífugos como, sobre todo, térmico, dado que operan en un entorno a temperatura sumamente alta debido a la estrecha proximidad con el flujo de gases calientes que impactan en los álabes. Por lo tanto, para una operación óptima de la turbina, hay que controlar la temperatura operativa de estos  
15 discos, manteniendo la temperatura operativa por debajo de un valor umbral establecido o crítico.

Para ello, es conocido enviar a cada uno de los discos de turbina su propio flujo de aire refrigerante, separado de los otros flujos de aire refrigerante. Cada flujo de aire refrigerante se forma normalmente sangrando una cantidad predeterminada de aire del compresor y transportando el aire sangrado a la zona de conexión de los álabes con el  
20 disco de turbina respectivo. En la zona de conexión de los álabes al disco, el aire se hace fluir a través de pasos, definiéndose cada uno, por un lado, por una ranura en el disco de turbina a enfriar y por la porción delantera o lóbulo del álabes relevante, por el otro. Mientras atraviesa los pasos, el aire refrigerante se calienta progresivamente, alejando calor por convección; en la salida, el aire calentado es alimentado primero a una cámara de mezcla donde se mezcla con parte del flujo de gases calientes mencionado, formando una mezcla de temperatura más baja que  
25 pasa por las paredes laterales del álabes y el disco de turbina, después de lo que la misma mezcla es reinsertada en el flujo de gases calientes antes de que este flujo pase por el sector de álabes dispuesto hacia abajo del disco de turbina refrigerada.

Aunque se usa, por varias razones, el método de refrigeración descrito, se ha hallado que no es satisfactorio.

30 Ante todo, el enfriamiento de los discos se lleva a cabo en condiciones de baja eficiencia y por lo tanto la capacidad de enfriamiento del aire entrante solamente se explota en parte. En consecuencia, el aire que sale de los respectivos discos de turbina tiene una temperatura relativamente baja por lo que, cuando se mezcla con los gases calientes que entran en la etapa situada hacia abajo, disminuye de forma significativa la temperatura de los gases calientes de  
35 manera indeseada.

Dado que el sangrado se realiza para cada disco de turbina, a medida que el número de discos de turbina aumenta, también lo hace la cantidad de aire que se usa y en consecuencia disminuye la eficiencia general.

40 Por US2002/187046A1 y EP 0250 323 A1 se conoce tomar aire refrigerante usado para enfriar un disco de turbina y usarlo de nuevo para enfriar un disco de turbina siguiente.

El objeto de la presente invención es hacer una turbina de gas para motores aeronáuticos, cuyas características de realización permiten resolver los problemas antes descritos de manera simple y barata.

45 Según la presente invención, se produce una turbina de gas para motores aeronáuticos según la reivindicación 1.

La invención se describirá ahora con referencia a las figuras adjuntas, que ilustran parcialmente una realización preferida no limitativa de una turbina de gas para motores aeronáuticos hecha según los principios de la presente  
50 invención.

En la figura anexa, el número de referencia 1 indica, en conjunto, una turbina de gas para un motor aeronáutico (no representado). La turbina 1 incluye una pluralidad de sectores de álabes rotativos 2, de los que solamente dos son  
55 visibles en la figura anexa, y una pluralidad de cuerpos de estator 3 de los que solamente dos son visibles en la figura anexa, dispuestos entre los dos sectores de álabes 2.

Los sectores de álabes rotativos 2 se extienden coaxialmente a un eje de turbina, indicado con el número de referencia 5, e incluyen respectivamente discos de turbina 6 y 7, que giran alrededor del eje 5 e incluyendo cada uno, a su vez, una porción central en forma de disco respectiva 8 y 9 y, para cada porción central en forma de disco,  
60 un par asociado de cuerpos tubulares laterales con pestañas internas 10 y 11.

Los cuerpos tubulares laterales 10 y 11 sobresalen integralmente de la porción central en forma de disco asociada 8 y 9 en direcciones opuestas y terminan con respectivas pestañas interiores 10a y 11a conectadas establemente una a otra por un aro de tornillos 13, de los que solamente uno es visible en la figura anexa.

65 Los discos de turbina 6 y 7 llevan respectivas filas de álabes, indicadas respectivamente con los números de

referencia 15 y 16 y acopladas de manera conocida, que, a su vez, incluyen respectivas raíces 15a y 16a acopladas establemente a la porción central en forma de disco asociada 8 y 9 y porciones conformadas exteriores asociadas 15b y 16b sobre las que un flujo funcional A de gases calientes pasa durante el uso.

5 Cada raíz 15a está alojada en un asiento asociado formado en el perímetro exterior de la porción central en forma de disco 8 y, con el asiento asociado, define una respectiva abertura pasante o paso axial 18, paralelo al eje 5 en el ejemplo descrito. Según una variante que no se representa, el paso axial 18 está inclinado con respecto al eje 5.

10 Cada raíz 16a está alojada, en cambio, en un asiento asociado formado en el perímetro interior de la porción central en forma de disco 9 y, con el asiento asociado, define otra abertura pasante o paso axial 19, siempre paralelo al eje 5.

15 Siempre con referencia a la figura anexa, los pasos 18 y 19 constituyen parte de un circuito cerrado de circulación 20 de un flujo de aire refrigerante para los discos de turbina 6 y 7. Además de los pasos 18 y 19, el circuito 20 incluye un dispositivo de transporte 22 para recibir la masa de aire refrigerante que sale de los pasos 18 y transportar dicha masa de aire a la entrada y a través de los pasos 19.

20 En el ejemplo concreto descrito, el dispositivo 22 incluye dos cuerpos anulares conformados, indicados con los números de referencia 23 y 24, que rodean respectivamente la porción 10 y la porción 11 y tienen respectivas pestañas interiores 23a y 24a dispuestas en contacto una con otra y apretadas en un paquete entre las pestañas 10a y 11a por tornillos 13. Los cuerpos anulares 23 y 24 incluyen respectivas porciones intermedias 23b y 24b con una generatriz rectilínea, que se extienden desde las pestañas interiores asociadas 23a y 24a a las respectivas filas de álabes y, con las porciones 10 y 11, definen dos secciones 25 y 26 de un conducto 27. Las secciones 25 y 26 comunican una con otra a través de una corona de aberturas D hecha a través de las pestañas 23a y 24a.

25 Finalmente, siempre con referencia a la figura anexa, los cuerpos anulares 23 y 24 incluyen respectivas porciones terminales 23c y 24c que, en el ejemplo concreto descrito, tienen diámetros interiores más grandes que los de las porciones intermedias 23b y 24b, están acopladas de forma sustancialmente estanca a los fluidos a las filas de álabes asociadas 16 y 15 y, conjuntamente con las filas de álabes 16 y 15 y el disco de turbina asociado 7 y 8, definen respectivas cámaras 29 y 30. Las cámaras 29 y 30 constituyen parte del circuito 20 y comunican con las secciones asociadas 25 y 26 del conducto 27 en un lado y con las respectivas aberturas 19 y 18 en el otro. De esta forma, el aire refrigerante que pasa a través de las aberturas 18 es recogido en la cámara 30 y desde allí es enviado a través del conducto 27 a la cámara 29; este aire prosigue desde la cámara 29, pasando a través de los pasos 19, enfriando también de esta forma el disco de turbina 7.

30 Todavía con referencia a la figura anexa, cada porción 15b está acoplada a un cuerpo de estator adyacente 3 por medio de una respectiva junta estanca de fuga controlada 32. En el ejemplo concreto descrito, la junta estanca 32 incluye un par de aletas anulares 33 y 34, que son soportadas por la porción 15b y en la que la aleta 33 coopera con un cuerpo 35 de material abrasivo soportado por el cuerpo de estator 3, mientras que la aleta 34 coopera directamente con una superficie interior del cuerpo de estator 3. En condiciones de funcionamiento normales, las aletas 33 y 34 definen un paso 36 a través del que es arrastrada una parte exacta C del flujo un de gases calientes.

35 En el ejemplo descrito, cada porción 16b está acoplada en cambio al cuerpo de estator adyacente 3 por medio de una junta estanca asociada 37, que es similar a la junta estanca 32 y define un paso de reinyección 38 para la parte sangrada C del gas caliente de nuevo al flujo A de gases calientes.

40 El aire refrigerante para los discos de turbina 6 y 7 que pasa por dentro del circuito 20 está aislado del flujo A de los gases calientes, pero, ante todo, de la parte C sangrada a través de la junta estanca 32, por una barrera de calor, indicada en conjunto con el número de referencia 40.

45 La barrera de calor 40 incluye una barrera de guía mecánica 41 conectada establemente a los cuerpos de estator 3 y que define con estos cuerpos de estator 3 un conducto de alimentación anular adicional 42, que es capaz de recibir parte C del gas caliente que sale de la junta estanca 32 y de transportar dicha parte C de gas caliente a la junta estanca 38, que permite su reinyección al flujo A de gases calientes.

50 Considerando siempre el ejemplo concreto descrito, el conducto 42 aloja las juntas estancas 32 y 38 dentro de su secciones terminales de terminación axial, de diferentes volúmenes, mientras que la barrera mecánica 41 incluye dos cuerpos anulares de metal 43 y 44, que están acoplados uno a otro de manera estanca a los fluidos y sobresalen en direcciones axialmente opuestas de un apéndice de soporte perforado 45 obtenido cerca de la zona de unión de los discos de turbina 6 y 7.

55 Además de la barrera mecánica 41, la barrera de calor 40 también incluye una cámara anular 47 dispuesta entre el conducto 42 para transportar parte C del gas caliente sangrado y el conducto 27 para transportar el aire refrigerante. La cámara 47 está delimitada circunferencialmente por cuerpos 43 y 44 en el lado exterior y por cuerpos 23 y 24 en el lado interior y comunica con una entrada y con una salida del conducto 42 a través de dos pasos estrangulados, indicados con los números de referencia 47a y 47b. En el uso, la cámara 47 aloja una masa de aire que, debido a la

forma de los pasos 47a y 47b, en la práctica solamente se puede mover en la dirección circunferencial y así define un cojín térmicamente aislante que separa los flujos calientes A y C del flujo B de aire refrigerante, evitando que éste último se caliente durante el tránsito de un disco de turbina al siguiente.

5 Ante todo, por lo anterior es evidente que en la turbina descrita 1 se usa un solo flujo de aire refrigerante común a todos los discos de turbina 6 y 7. De hecho, cada circuito 20 permite tomar el aire refrigerante que sale de un disco de turbina situado hacia arriba y enviarlo a un disco de turbina dispuesto inmediatamente hacia abajo. De esta forma, siempre con respecto a las soluciones conocidas, la masa de aire destinada a enfriar los discos de turbina se reduce de forma significativa.

10 El mismo aire refrigerante nunca se mezcla o añade al flujo de gases calientes y por lo tanto la temperatura de estos gases calientes no está afectada por la masa y la temperatura del aire refrigerante.

15 Además, con el fin de evitar el calentamiento indeseado del aire durante la transferencia de un disco de turbina al siguiente, se ha colocado una barrera térmicamente aislante en la turbina descrita 1 que, en el ejemplo concreto descrito, incluye una barrera mecánica, con la función de reinyectar de nuevo los gases calientes sangrados al flujo principal, y un cojín de aire aislante para separar térmicamente la barrera mecánica del dispositivo previsto para guiar el flujo de aire refrigerante a través de los varios discos de turbina.

20 Por lo anterior, es evidente que se puede hacer cambios y modificaciones en la turbina 1 aquí descrita sin apartarse del alcance de protección definido en las reivindicaciones independientes.

25 En particular, el dispositivo para guiar el aire refrigerante hacia los pasos axiales del disco de turbina situado hacia abajo podría tener una construcción diferente de la descrita a modo de ejemplo. En concreto, el aire refrigerante podría avanzar a lo largo de un recorrido definido que no esté cerrado debido, por ejemplo, al posible sangrado en la zona de interfaz entre las porciones 23c y 24c y los álabes 15 y 16.

## REIVINDICACIONES

1. Una turbina de gas (1) para motores aeronáuticos incluyendo un primer y al menos un segundo sector de álabes rotativos (2) incluyendo respectivamente un primer (6) y un segundo disco de turbina (7) dispuesto coaxialmente a un eje (5) de la turbina (1) y que soporta respectivamente una primera (15) y una segunda fila de álabes móviles acopladas (16), definiendo el primer (6) y el segundo discos de turbina (7) con los álabes asociados pasos primeros (18) y, respectivamente, segundos (19) a través de los que puede pasar una masa de aire refrigerante para dichos discos de turbina, incluyendo además la turbina de gas (1) un medio (22) para transportar dicho aire refrigerante interpuesto entre dichos sectores de álabes primero y segundo para transportar el aire refrigerante que sale de dichos primeros pasos (18) hacia dichos segundos pasos (19); y un medio térmicamente aislante (40) para aislar térmicamente un flujo de gas caliente de dichos medios (22) para transportar aire refrigerante; **caracterizada** por incluir además cuerpos de estator primero y segundo (3) interpuestos entre dichas filas de álabes móviles primera (15) y segunda (16), un primer medio de sellado (32) interpuesto entre la primera fila de álabes móviles (15) y dicho primer cuerpo de estator (3) y un segundo medio de sellado (37) interpuesto entre dicho segundo cuerpo de estator (3) y dicha segunda fila de álabes (16), incluyendo dicho medio aislante térmico (40) una barrera mecánica (41) conectada establemente a dichos cuerpos de estator (3) y definiendo con los cuerpos de estator (3) un conducto de alimentación anular (42) para transportar un flujo de gas caliente sangrado que sale a través de dicho primer medio de sellado (32) hacia dicho segundo medio de sellado (37).
2. La turbina según la reivindicación 1, **caracterizada** porque dicho medio de transporte (22) incluye un mamparo (23, 24) que define al menos parcialmente un conducto de guía (27) de dicho aire refrigerante hacia dichos segundos pasos (19).
3. La turbina según la reivindicación 2, **caracterizada** porque dichos primeros (18) y segundos pasos (19) y dicho conducto de guía (27) forman parte de un circuito cerrado para alimentar una masa de aire refrigerante equivalente que pasa a través de dichos sectores de álabes primero y segundo.
4. La turbina según la reivindicación 3, **caracterizada** porque dicho circuito cerrado incluye además cámaras anulares primera (30) y segunda (29) a las que van dichos pasos primeros (18) y, respectivamente, segundos (19) y dicho conducto de guía.
5. La turbina según una de las reivindicaciones 2 a 4, **caracterizada** porque dicho mamparo incluye un cuerpo de guía respectivo (24; 23) para cada uno de dichos sectores de álabes, siendo dichos cuerpos de guía independientes uno de otro y estando conectados uno a otro en una zona de conexión (23a, 24a) de dichos discos de turbina uno a otro, definiendo cada uno de dichos cuerpos de guía un segmento de dicho conducto con una porción respectiva del disco de turbina asociado (6) (7).
6. La turbina según la reivindicación 1, **caracterizada** porque dicho segundo medio de sellado (37) define un paso de reinyección (38) de dicho flujo de gas caliente sangrado transportado por dicho conducto de alimentación anular (42) a dicho flujo de gas caliente.
7. La turbina según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, **caracterizada** porque dicho conducto de alimentación anular (42) aloja parcialmente dichos medios de sellado primero (32) y segundo (37).
8. La turbina según la reivindicación 7, **caracterizada** porque dicho conducto de alimentación anular (42) está espaciado en una dirección radial de dicho medio (22) para transportar dicho aire refrigerante.
9. La turbina según una de las reivindicaciones 1 a 8, **caracterizada** porque dicha barrera mecánica (41) incluye dos cuerpos de metal (43, 44) que sobresalen en direcciones axialmente opuestas de un apéndice de soporte (45) obtenido cerca de la zona de unión de dichos discos de turbina primero y segundo.
10. La turbina según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, **caracterizada** porque dicho medio térmicamente aislante (40) incluye además una cámara anular (47) dispuesta entre dicho conducto de alimentación anular (42) y dicho medio para transportar dicho aire refrigerante, alojando dicha cámara (47) un cojín de aire aislante.
11. La turbina según la reivindicación 10, **caracterizada** porque dicha cámara anular (47) comunica con una entrada y con una salida de dicho conducto de alimentación anular a través de respectivos pasos estrangulados (47a, 47b).

