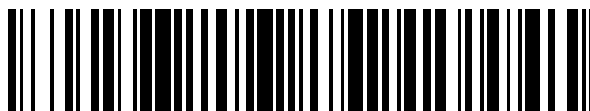


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 691 073**

51 Int. Cl.:

F01D 5/08 (2006.01)

F01D 11/00 (2006.01)

F01D 5/30 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **25.03.2014** **E 14382102 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **11.07.2018** **EP 2924237**

54 Título: **Rotor de turbina de gas**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
23.11.2018

73 Titular/es:

INDUSTRIA DE TURBO PROPULSORES S.A.
(100.0%)
Parque Tecnológico Edificio 300
48170 Zamudio (Vizcaya), ES

72 Inventor/es:

ALVAREZ GARCIA, JOSE JAVIER

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 691 073 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

Sector de la técnica

5 La presente invención se refiere a un motor de turbina de gas y, específicamente, a un rotor de turbina que posee un miembro sellante que apantalla y refrigera las caras de un disco del rotor y los brazos de transmisión del mismo con gas frío dedicado sangrado de alguna etapa del compresor.

Estado de la técnica

10 Es suficientemente conocido que el rendimiento y la potencia obtenida de un motor de turbina de gas se puede incrementar mediante un aumento de la temperatura de operación de la turbina. Sin embargo, desde el punto de vista práctico, la temperatura de operación de la turbina se encuentra restringida por limitaciones de temperatura de los elementos que componen la misma. Se han obtenido ciertos aumentos de rendimiento y potencia mediante el desarrollo y utilización de nuevos materiales capaces de soportar temperaturas mayores. Sin embargo, estos nuevos materiales tampoco son capaces de soportar las temperaturas tan extremadamente elevadas que se desean en las turbinas de gas modernas. En consecuencia, varias configuraciones basadas en la utilización de un escudo térmico se han usado para mantener los elementos estructurales de la turbina a temperaturas a las cuales los materiales tengan una resistencia adecuada para resistir las cargas impuestas durante la operación de la turbina. Estas configuraciones de escudo térmico se utilizan para apantallar y proteger a los discos de los rotores y a la estructura de interconexión de los mismos de los productos de combustión de alta temperatura que mueven la turbina y para dirigir el gas de refrigeración a los elementos estructurales. En este sentido pueden citarse como antecedentes los siguientes documentos: US3056579A, US3343806A, US4088422A, US4526508A, US4730982A, US5816776A, US6283712B1, US6655920B2, US2002187046A1, US2012060507A1 y US2013039760A1.

15 20 El gas de refrigeración se obtiene generalmente de sangrados realizados al compresor. Como las prestaciones del motor se reducen cuando se sangra gas del mismo, es imperativo que el gas de refrigeración se utilice de forma eficiente para que la disminución en rendimiento del motor causado por el sangrado de gas no sea mayor que el aumento de rendimiento resultante del aumento de la temperatura de operación de la turbina. Esto significa que tales configuraciones de escudo térmico deben ser eficientes desde el punto de vista de minimizar la cantidad de gas de refrigeración que se requiere para refrigerar los elementos estructurales de forma satisfactoria.

25 30 La complejidad de la geometría del escudo térmico y de los elementos del disco y el amplio rango de temperaturas y de gradientes de temperatura que tienen lugar en el medio que rodea a estos elementos hace que el sellado de los elementos sea una tarea difícil de conseguir. Las configuraciones clásicas existentes de configuraciones de escudo térmico confían en que se realice un sellado eficiente de los conductos de refrigerante formados entre el escudo térmico y el disco. El comportamiento del sistema de refrigeración es muy sensible al área de estas fugas, ya que un aumento en flujo de fuga implica una reducción de flujo de refrigeración disponible.

35 El documento FR2973433A1 muestra un rotor de turbina para una turbo máquina de baja presión, que tiene un disco aguas arriba y un disco aguas abajo dispuestos coaxialmente e interconectados mediante una pestaña. Los discos tienen palas cuyas bases están enganchadas en ranuras que se forman en la periferia de los discos. Una pestaña anular se monta entre los discos y alrededor de la pestaña para la retención axial de las palas montadas en el disco aguas abajo. Una unidad de cojinetes radial soporta un extremo aguas abajo de la pestaña del disco aguas abajo para evitar la desviación de la pestaña del disco aguas abajo durante la operación.

40 **Breve Descripción de la Invención**

Una sección de turbina de un motor de turbina de gas que incluye una fila de rotores y una fila de estatores de álabes. Cada fila de rotores tiene una pluralidad de álabes rotativos conectados a un disco del rotor en las raíces de los álabes. Cada fila de estatores tiene una pluralidad de álabes estáticos unidos a un soporte del sello que soporta una superficie de sellado abrasiva. El disco del rotor incluye unos brazos de transmisión que típicamente se extienden axialmente hacia delante y hacia atrás del disco e incluyen bridas de conexión en sus extremos.

45 50 Un escudo térmico que incluye una brida de conexión en su sección frontal conectada a las bridas de discos adyacentes y que tiene al menos un cuchillo que forma un sello de laberinto con la superficie de sellado del estator. El escudo térmico se extiende hacia atrás desde la región de la brida rodeando la superficie exterior del disco y del brazo de transmisión, pero dejando un cierto espacio anular predeterminado entre el escudo térmico y el disco o el brazo de transmisión, el cual define el conducto del refrigerante del escudo térmico.

5 En una configuración preferida de la presente solicitud, el flujo de refrigeración del disco procedente de la cavidad interna de la turbina se dirige hacia rebajes en las bridas de conexión que comunican la cavidad interna de la turbina con el conducto del refrigerante del escudo térmico. El flujo de refrigeración del disco protege al disco y al brazo de transmisión frontal del disco frente a ingestión de gas caliente procedente del flujo principal del motor. La cantidad de flujo de refrigeración del disco se controla, en la configuración preferida, mediante ranuras realizadas en el resalte de centrado del escudo térmico, que se sitúa en el conducto del refrigerante del escudo térmico, que actúan como restricciones del flujo de escudo térmico.

10 Una porción del flujo de refrigeración del disco se dirige hacia acanaladuras en el disco por debajo de cada una de las raíces de los álabes, en la zona de conexión al disco, refrigerando en consecuencia el borde del disco, y disco flujo se controla en la configuración preferida mediante orificios en las chapas fijadoras de retención axial de los álabes, situadas al final de dichas acanaladuras, las cuales actúan como restricciones del flujo de acanaladura.

La porción restante del flujo de refrigeración del disco sale al exterior a través de una holgura formada por el borde exterior del escudo térmico y la cara frontal del disco, que refrigera en consecuencia la cara frontal del disco y la cavidad del cuello de los álabes sobre la zona del radio exterior del disco.

15 El área de la holgura se establece que sea al menos tres veces mayor que el área de las restricciones del flujo de escudo térmico y también tres veces mayor que el área de los orificios de descarga en las chapas fijadoras, lo cual implica que la presión en la cavidad interna del escudo térmico en la zona del borde, antes de entrar en las acanaladuras del disco sea prácticamente la misma que la presión en la cavidad trasera de álabes estáticos a la salida de la holgura de borde de escudo térmico y que variaciones en el área de la holgura de borde no afecten ni al flujo de refrigeración del disco ni al flujo de refrigeración de acanaladura.

20 El área de las restricciones del flujo de escudo térmico se establece con el fin de que suministren una cantidad de flujo predeterminada mayor que la que suministra el área de las restricciones del flujo de acanaladura, teniendo en consideración la peor combinación posible de tolerancias extremas de área de las restricciones, que tendría lugar cuando se tuviera simultáneamente el área mínima de tolerancias de las restricciones del flujo de escudo térmico and el área máxima de tolerancias de las restricciones del flujo de acanaladura. Esta combinación asegura flujo de salida, en todo momento hacia el exterior, a través de la holgura del borde del escudo térmico, previniendo, en consecuencia, la ingestión de gas caliente externo hacia el conducto del refrigerante del escudo térmico.

Breve Descripción de los Dibujos

La FIG. 1 muestra una vista de un corte meridional de un motor de turbina de gas de flujo axial.

30 La FIG. 2 muestra una vista de un corte meridional de una parte de una sección de turbina de un motor de turbina de gas de flujo axial que incluye una etapa de turbina y un escudo térmico de la invención.

La FIG. 3 muestra una vista de un despiece en perspectiva de una porción circunferencial de un escudo térmico y las bridas de dos discos adyacentes, ilustrando la alimentación de refrigerante a través de un rebaje en la brida del escudo térmico, de un área suficientemente grande para no ser restrictiva para el flujo, y unas restricciones del flujo de escudo térmico situadas en la extensión trasera del escudo térmico.

35 La FIG. 4 muestra una vista de un despiece en perspectiva de una configuración alternativa a la mostrada en la FIG. 3, e ilustra una alimentación del refrigerante a través de unas restricciones del flujo de escudo térmico situadas en la brida del escudo térmico y una ranura de área suficientemente grande para que no afecte al flujo situada en la extensión trasera del escudo térmico.

40 La FIG. 5 muestra una vista de un despiece en perspectiva de una configuración alternativa a la mostrada en la FIG. 3 e ilustra una alimentación del refrigerante a través de unas restricciones del flujo de escudo térmico situadas en la brida trasera del disco y una ranura de área suficientemente grande para que no afecte al flujo situada en la extensión trasera del escudo térmico.

En estas figuras, se hace referencia a los siguientes elementos:

- 45 10. motor de turbina de gas
11. toma dinámica
12. fan

ES 2 691 073 T3

- 13. compresor de presión intermedia
- 14. compresor de alta presión
- 15. cámara de combustión
- 16. turbina de alta presión
- 5 17. turbina de presión intermedia
- 18. turbina de baja presión
- 19. tobera de salida
- 20. disco del rotor
- 21. fila de rotores
- 10 22. fila de estátores
- 23. álabes rotativos
- 24. plataformas de álabes rotativos
- 25A. cuellos de álabes rotativos
- 25B. raíces de álabes rotativos
- 15 26. álabes estáticos
- 27. plataformas de álabes estáticos
- 28. soporte del sello
- 29. superficie de sellado
- 30. núcleo del disco
- 20 31. cuello del disco
- 32. borde del disco
- 33. chapas fijadoras
- 34. acanaladuras
- 40. cavidad frontal de álabes estáticos
- 25 41. cavidad trasera de álabes estáticos
- 43. conducto del refrigerante del escudo térmico
- 44. cavidad interna de la turbina
- 45. ranuras de alimentación del refrigerante
- 46. cavidad frontal del borde del disco
- 30 50. brazo de transmisión frontal del disco

- 51. brazo de transmisión trasero del disco
- 52. brida de conexión frontal del disco
- 53. brida de conexión trasera del disco
- 60. escudo térmico
- 5 61. brida de conexión del escudo térmico
- 62. conjunto tornillo-tuerca
- 63. cuchillos
- 70. flujo principal del motor
- 71. flujo de refrigeración del disco
- 10 73. ingestión de gas caliente en el frontal del disco
- 74. flujo saliente de sellado de borde frontal del disco
- 75. flujo de refrigeración de acanaladura
- 76. fuga de borde del escudo térmico
- 77. fuga del sello de laberinto
- 15 78. ingestión de gas caliente en la trasera del disco
- 79. flujo saliente de sellado de borde trasero de disco
- 80. restricciones del flujo de acanaladura
- 81. holgura de borde de escudo térmico
- 82. restricciones del flujo de escudo térmico
- 20 84. resalte de centrado frontal del escudo térmico
- 85. resalte de centrado frontal del disco
- 86. resalte de centrado trasero del escudo térmico
- 87. resalte de centrado trasero del disco
- 89. rebaje del resalte de centrado trasero del escudo térmico

25 Descripción Detallada de la Invención

La FIG. 1 presenta una vista esquemática de un motor de turbina de gas, indicado de forma general como **10**, y que incluye, secuencialmente en la dirección de alimentación del gas, una toma dinámica **11**, un fan **12**, un compresor de presión intermedia **13**, un compresor de alta presión **14**, una cámara de combustión **15**, una turbina de alta presión **16**, una turbina de presión intermedia **17**, una turbina de baja presión **18** y una tobera de salida **19**.

- 30 El motor de turbina de gas **10** funciona de una manera convencional, de forma que el gas que entra por la toma dinámica **11** es acelerado por el fan **12** que produce dos flujos de gas: un primer flujo de gas hacia el compresor de presión intermedia **13** y un segundo flujo de gas que proporciona empuje propulsivo. El compresor de presión intermedia **13** comprime el flujo de gas que lo atraviesa antes de suministrarlo al compresor de alta presión **14** donde tiene lugar una compresión adicional.

- El gas comprimido procedente del compresor de alta presión **14** se dirige hacia la cámara de combustión **15** donde se mezcla con un combustible y se realiza la combustión de dicha mezcla. Los productos calientes resultantes del proceso de combustión se expansionan entonces a través, y por tanto mueven, la turbina de alta presión **16**, la turbina de presión intermedia **17** y la turbina de baja presión **18**, antes de ser expulsados a alta velocidad a través de la tobera de salida **19** con el fin de producir empuje propulsivo adicional. La turbina de alta presión **16**, la turbina de presión intermedia **17** y la turbina de baja presión **18**, mueven el compresor de alta presión **14**, el compresor de presión intermedia **13** y el fan **12** mediante ejes interconectados de forma adecuada.
- La FIG. 2 presenta una vista esquemática aumentada de la turbina de baja presión **18** mostrada en la FIG. 1, que incluye la fila de rotores **21** y la fila de estatores **22** de una de las etapas intermedias de dicha turbina.
- La fila de rotores **21** incluye una pluralidad de álabes rotativos **23** que se extienden radialmente hacia el exterior desde unas plataformas de álabes rotativos **24** que se extienden circunferencialmente y que se conectan a un disco del rotor **20** en unas raíces de álabes rotativos **25B** que pueden tener típicamente la forma de abeto o cola de milano. Las plataformas de álabes rotativos **24** se conectan a unas raíces de álabes rotativos **25B** mediante unos cuellos de álabes rotativos **25A** circunferencialmente discontinuos que se extienden radialmente.
- La fila de estatores **22** incluye una pluralidad de álabes estáticos **26** que se extienden radialmente hacia el exterior desde unas plataformas de álabes estáticos **27**. Un soporte del sello **28** se extiende circunferencialmente y está unido a las plataformas de álabes estáticos **27** mediante un conjunto tornillo-tuerca. Una superficie de sellado **29** se extiende circunferencialmente y está formada de un material abrasivo de forma típica de panal de abeja que se encuentra unida al soporte del sello **28**.
- El disco del rotor **20** incluye un núcleo del disco **30** en la región interna del disco, un borde del disco **32** y un cuello del disco **31** que conecta las secciones del núcleo y del borde. El disco del rotor **20** incluye un brazo de transmisión frontal del disco **50** que se extiende axialmente hacia adelante desde el cuello del disco **31** y un brazo de transmisión trasero del disco **51** que se extiende axialmente hacia atrás desde el borde del disco **32**. Una brida de conexión frontal del disco **52** que se extiende radialmente hacia el interior y una brida de conexión trasera del disco **53** se encuentran en el extremo del brazo de transmisión frontal del disco **50** y del brazo de transmisión trasero del disco **51** respectivamente. La FIG.2 muestra el brazo de transmisión trasero del disco **51** de forma parcial para la fila de rotores mostrada mientras que el resto mostrado del brazo de transmisión trasero del disco **51** pertenece a la fila de rotores precedente en la turbina. De igual forma, la brida de conexión trasera del disco se muestra para la fila de rotores precedente.
- Un escudo térmico **60** rotativo que se extiende circunferencialmente incluye una brida de conexión del escudo térmico **61** que se extiende radialmente hacia el interior en su sección frontal y que puede ser unida, mediante un conjunto tornillo-tuerca **62**, a la brida de conexión frontal del disco **52** y a la brida de conexión trasera del disco **53** del disco de la etapa de turbina precedente, estando situada entre ambas. Al menos un cuchillo **63** se extiende circunferencialmente y radialmente hacia el exterior alrededor de la sección de la brida de conexión del escudo térmico **61** y está axial y radialmente orientado para formar un sello de laberinto con la superficie de sellado **29**.
- El escudo térmico **60** se extiende axialmente hacia atrás desde la región de su brida de conexión frontal y después se curva para seguir radialmente hacia el exterior siguiendo la forma del disco del rotor **20**, y formando anularmente un conducto del refrigerante del escudo térmico **43** entre la cara interna del escudo térmico y el brazo de transmisión frontal del disco **50**, el cuello del disco **31**, el borde del disco **32** y las raíces de álabes rotativos **25B**.
- Una pluralidad de chapas fijadoras **33** se montan alineadas circunferencialmente, cada una de ellas cubriendo al menos una sección de álabes de rotor, y se extienden radialmente hacia el exterior para acoplarse con las plataformas de álabes rotativos **24** y radialmente hacia el interior para acoplarse con el borde del disco **32**. Las chapas fijadoras proporcionan retención axial de los álabes rotativos, restringiendo los movimientos axiales de las plataformas de álabes rotativos **24** relativos al borde del disco **32**, y también formar una barrera física con el fin de prevenir las fugas del gas de más alta presión de la cavidad trasera de álabes estáticos **41**, que es anular y esta situada aguas arriba de la cara frontal del disco del rotor **20**, hacia la cavidad frontal de álabes estáticos **40**, que es también anular y está situada aguas abajo de la cara trasera del disco del rotor **20**, a través de las cavidades formadas entre cuellos de álabes rotativos **25A** adyacentes, que son circunferencialmente discontinuos, y a través de las holguras existentes entre chapas fijadoras **33** adyacentes.
- En la implementación mostrada esquemáticamente en la FIG. 2, un flujo de refrigeración del disco **71** procedente de una cavidad interna de la turbina **44** moja y refrigera las caras internas del disco del rotor **20** antes de dirigirse hacia unas ranuras de alimentación del refrigerante **45**, circunferencialmente discontinuas y radialmente continuas, que están mecanizadas entre tornillos adyacentes en la brida de conexión del escudo térmico **61**, la cual tiene forma lobulada. Las ranuras de alimentación del refrigerante **45** ponen la cavidad interna de la turbina **44** en comunicación fluida con el conducto del refrigerante del escudo térmico **43**.

El flujo de refrigeración del disco **71** fluye a través del conducto del refrigerante del escudo térmico **43** y protege el brazo de transmisión frontal del disco **50**, el cuello del disco **31** y el borde del disco **32** de los gases de alta temperatura procedentes de la fuga del sello de laberinto **77** y de la ingestión de gas caliente en el frontal del disco **73** procedente del flujo principal del motor **70**.

- 5 En la implementación mostrada esquemáticamente en la FIG. 2, la cantidad del flujo de refrigeración del disco **71** se controla a través del valor de área de las restricciones del flujo de escudo térmico **82**. El flujo de refrigeración del disco **71** se divide en dos flujos cuando alcanza la cavidad frontal del borde del disco **46**, el primero es una fuga de borde del escudo térmico **76** a través de una holgura de borde de escudo térmico **81** y el segundo un flujo de refrigeración de acanaladura **75** a través de las acanaladuras **34**.
- 10 En una holgura de borde de turbina formada por el extremo trasero de las plataformas de álabes estáticos **27** y el extremo delantero de las plataformas de álabes rotativos **24**, un flujo entrante de ingestión de gas caliente en el frontal del disco **73** y un flujo saliente de sellado de borde frontal del disco **74** concurren en diferentes posiciones circunferenciales y son inducidos por el campo circunferencial de presiones aerodinámicas del flujo principal del motor **70**. De la misma forma, en la holgura de borde de turbina formada por el extremo trasero de las plataformas de álabes rotativos **24** y el extremo delantero de las plataformas de álabes estáticos **27**, un flujo entrante de ingestión de gas caliente en la trasera del disco **78** y un flujo saliente de sellado de borde trasero de disco **79** concurren en diferentes posiciones circunferenciales y son inducidos por el campo circunferencial de presiones aerodinámicas del flujo principal del motor **70**.
- 15 La fuga del sello de laberinto **77** está determinada por la relación de presiones entre la cavidad frontal de álabes estáticos **40** aguas arriba y la cavidad trasera de álabes estáticos **41** aguas abajo, la presión y la temperatura existentes en la cavidad frontal de álabes estáticos **40** aguas arriba y la holgura radial entre los cuchillos **63** y la superficie de sellado **29**. El flujo neto en el borde de turbina aguas abajo de las plataformas de álabes estáticos **27** entre el flujo entrante de ingestión de gas caliente en el frontal del disco **73** y el flujo saliente de sellado de borde frontal del disco **74** está determinado por el equilibrio de flujo de la fuga del sello de laberinto **77** y cualquier otra fuga que pudiera existir hacia o desde la cavidad trasera de álabes estáticos **41**. El flujo neto en el borde de turbina aguas abajo de las plataformas de álabes rotativos **24** entre el flujo entrante de ingestión de gas caliente en la trasera del disco **78** y el flujo saliente de sellado de borde trasero de disco **79** está determinado por el balance del flujo de refrigeración de acanaladura **75**, la fuga del sello de laberinto **77** y cualquier otra fuga que pudiera existir hacia o desde la cavidad frontal de álabes estáticos **40**.
- 20 Pequeñas cantidades del flujo de refrigeración de acanaladura **75**, una gran cantidad de fuga del sello de laberinto **77** o una combinación de ambos efectos pueden dar lugar a un flujo saliente de sellado de borde trasero de disco **79** nulo con únicamente ingestión de gas caliente en la trasera del disco **78** hacia la cavidad frontal de álabes estáticos **40**, lo cual conlleva un aumento indeseable de la temperatura del gas dentro de la cavidad frontal de álabes estáticos **40**.
- 25 El flujo de refrigeración de acanaladura **75** es una porción del flujo de refrigeración del disco **71** que fluye a través de las acanaladuras **34** en el borde del disco **32**, por debajo de cada una de las raíces de álabes rotativos **25B**, refrigerando en consecuencia el borde del disco **32**. La cantidad de flujo de refrigeración de acanaladura **75** se controla mediante restricciones del flujo de acanaladura **80** mecanizadas en forma de orificios en las chapas fijadoras **33**.
- 30 La fuga de borde del escudo térmico **76** es la porción restante del flujo de refrigeración del disco **71** después de la extracción del flujo de refrigeración de acanaladura **75** y se expulsa radialmente a través de la holgura de borde de escudo térmico **81**, que se extiende circunferencialmente y está formada por la cara interna del borde exterior radial del escudo térmico **60** y la cara frontal del disco del rotor **20** en la región de las raíces de álabe rotativo **25B**. El área de la holgura de borde de escudo térmico **81** se establece que sea al menos tres veces mayor que el área de las restricciones del flujo de escudo térmico **82** y también al menos tres veces mayor que el área de las restricciones del flujo de acanaladura **80**, lo cual implica que la presión en la cavidad frontal del borde del disco **46** sea prácticamente la misma que la presión de la cavidad trasera de álabes estáticos **41** en la salida de la holgura de borde de escudo térmico **81**.
- 35 La cantidad de flujo de refrigeración del disco **71** está por tanto dictada por el área de las restricciones del flujo de escudo térmico **82**, la presión y la temperatura en la cavidad interna de la turbina **44** aguas arriba y la presión de la cavidad frontal del borde del disco **46** aguas abajo. El flujo de refrigeración de acanaladura **75** está dictado por el área de las restricciones del flujo de acanaladura **80**, la presión y la temperatura en la cavidad frontal del borde del disco **46** aguas arriba y la presión en la cavidad frontal de álabes estáticos **40** aguas abajo.
- 40 El área de las restricciones del flujo de escudo térmico **82** se determina para que proporcione una cantidad de flujo predeterminada mayor que la proporcionada por las restricciones del flujo de acanaladura **80** considerando que la
- 45
- 50
- 55

5 presión en la cavidad frontal del borde del disco **46** está prácticamente al mismo nivel que la presión en la cavidad trasera de álabes estáticos **41** y que el área de las restricciones del flujo de escudo térmico **82** y las restricciones del flujo de acanaladura **80** podrían potencialmente tener su peor combinación de valores extremos de tolerancia, lo cual consiste en mínima área de tolerancia de las restricciones del flujo de escudo térmico **82** y máxima área de tolerancia de las restricciones del flujo de acanaladura **80**. Esto asegura que la fuga de borde del escudo térmico **76** siempre fluya radialmente hacia el exterior, previniendo que la mezcla de gases calientes de la cavidad trasera de álabes estáticos **41**, formada por ingestión de gas caliente en el frontal del disco **73** y la fuga del sello de laberinto **77**, fluya hacia el conducto del refrigerante del escudo térmico **43**, y también asegura que la fuga de borde del escudo térmico **76** refrigere la cara frontal del disco del rotor **20** en la zona de las raíces de álabes rotativos **25B**.
 10 Cualquier variación en el área de la holgura de borde de escudo térmico **81** debida a movimientos del disco del rotor **20** relativos al escudo térmico **60**, inducidos por cargas térmicas o mecánicas, no afecten al flujo de refrigeración del disco **71**, la fuga de borde del escudo térmico **76** o el flujo de refrigeración de acanaladura **75** mientras que el área de la holgura de borde de escudo térmico **81** sea tal que se mantenga sustancialmente mayor que el área de las restricciones del flujo de escudo térmico **82** y el área de las restricciones del flujo de acanaladura **80** en cualquier condición de operación. En caso de que dicha área fuera insuficiente, por cualquier tipo de razón no considerada, debido a un cierre parcial o completo, el flujo de refrigeración del disco **71** tendería a igualarse al flujo de refrigeración de acanaladura **75** alterándose la presión de la cavidad frontal del borde del disco **46** hacia valores mayores que los existentes en la cavidad trasera de álabes estáticos **41**, lo cual evitaría, en cualquier caso y en todo momento, la ingestión de gas caliente en la cavidad frontal del borde del disco **46**.

20 Siempre se requiere una cierta cantidad de flujo que satisfaga la fuga a través de las plataformas de álabes rotativos **24** hacia el flujo principal del motor **70** y la fuga a través de las chapas fijadoras **33** hacia la cavidad frontal de álabes estáticos **40**. Aunque estas fugas se satisfacen típicamente con la fuga del sello de laberinto **77** y la ingestión de gas caliente en la trasera del disco **78**, la fuga de borde del escudo térmico **76** es susceptible de ser succionada y llenar las cavidades entre cuellos de álabes rotativos **25A** adyacentes después de ser expulsada radialmente a través de la holgura de borde de escudo térmico **81**, lo cual contribuye a refrigerar el borde exterior radial del disco, cuya superficie está expuesta a las condiciones del fluido de las cavidades formadas entre los cuellos de los álabes entre raíces de álabes rotativos **25B** adyacentes.

30 La FIG. 3 es una vista de despiece en perspectiva de porciones axiales y circunferenciales del escudo térmico **60** y de dos discos adyacentes, ilustrando con mayor detalle la implementación preferida mostrada en la FIG. 2 en la región de la alimentación de refrigerante al disco. El flujo de refrigeración del disco **71** se introduce a través de unas ranuras de alimentación del refrigerante **45**, las cuales consisten en huecos en la brida de conexión del escudo térmico **61**, de un área suficientemente grande para que no sea restrictiva para el flujo de gas, delimitados axialmente por la brida de conexión frontal del disco **52** y la brida de conexión trasera del disco **53**, y luego pasa a través de las restricciones del flujo de escudo térmico **82**, las cuales consisten en un conjunto de ranuras axiales circunferencialmente distribuidas a lo largo de un resalte de centrado trasero del escudo térmico **86**, que se extiende circunferencialmente apoyado sobre un resalte de centrado trasero del disco **87**, que se extiende circunferencialmente en el brazo de transmisión frontal del disco **50**. Las fugas del flujo de refrigeración del disco **71** se previenen mediante resalte de centrado frontal del escudo térmico **84**, que se extiende circunferencialmente apoyado sobre un resalte de centrado frontal del disco **85** en el brazo de transmisión trasero del disco **51**.

40 La FIG. 4 es una vista de despiece en perspectiva de porciones axiales y circunferenciales del escudo térmico **60** y de dos discos adyacentes, ilustrando con mayor detalle una implementación alternativa a la mostrada en la FIG. 3 en la región de la alimentación de refrigerante al disco. El flujo de refrigeración del disco **71** se introduce a través de las restricciones del flujo de escudo térmico **82**, las cuales incluyen un conjunto de ranuras radiales circunferencialmente distribuidas a lo largo del lado trasero de la brida de conexión del escudo térmico **61** y delimitadas axialmente por la brida de conexión frontal del disco **52**, pasando posteriormente a través de un rebaje del resalte de centrado trasero del escudo térmico **89**, el cual consiste en un conjunto de ranuras axiales de un área suficientemente grande para no ser restrictivas para el flujo de refrigerante y circunferencialmente distribuidas a lo largo de un resalte de centrado trasero del escudo térmico **86**, que se extiende circunferencialmente apoyado sobre un resalte de centrado trasero del disco **87** que se extiende circunferencialmente a lo largo del brazo de transmisión frontal del disco **50**. Las fugas del flujo de refrigeración del disco **71** se previenen mediante un resalte de centrado frontal del escudo térmico **84** que se extiende circunferencialmente apoyado sobre un resalte de centrado frontal del disco **85** que se extiende circunferencialmente a lo largo del brazo de transmisión trasero del disco **51**.

55 La FIG. 5 es una vista de despiece en perspectiva de porciones axiales y circunferenciales del escudo térmico **60** y de dos discos adyacentes, ilustrando con mayor detalle una implementación alternativa a la mostrada en la FIG. 3 en la región de la alimentación de refrigerante al disco. El flujo de refrigeración del disco **71** se introduce a través de las restricciones del flujo de escudo térmico **82**, las cuales incluyen un conjunto de ranuras radiales circunferencialmente distribuidas a lo largo del lado frontal de la brida de conexión frontal del disco **52** y delimitadas axialmente por la brida de conexión del escudo térmico **61**, pasando posteriormente a través de un rebaje del resalte de centrado trasero del escudo térmico **89**, el cual consiste en un conjunto de ranuras axiales de un área suficientemente grande para no ser restrictivas para el flujo de refrigerante y circunferencialmente distribuidas a lo largo de un resalte de

5 centrado trasero del escudo térmico **86**, que se extiende circunferencialmente apoyado sobre un resalte de centrado trasero del disco **87** que se extiende circunferencialmente a lo largo del brazo de transmisión frontal del disco **50**. Las fugas del flujo de refrigeración del disco **71** se previenen mediante un resalte de centrado frontal del escudo térmico **84** que se extiende circunferencialmente apoyado sobre un resalte de centrado frontal del disco **85** que se extiende circunferencialmente a lo largo del brazo de transmisión trasero del disco **51**.

10 De acuerdo con una realización particular, los primeros medios y terceros medios del rotor de turbina comprenden ambos una pluralidad de restricciones del flujo de escudo térmico **82** que consisten en ranuras de alimentación del refrigerante **45** distribuidas circunferencialmente de forma discontinua y radialmente de forma continua, formadas por ranuras radialmente continuas en dicha brida de conexión del escudo térmico **61** y la cara contigua de la brida de conexión trasera del disco **53**.

15 De acuerdo con una realización alternativa, los primeros medios y terceros medios del rotor de turbina comprenden ambos una pluralidad de restricciones del flujo de escudo térmico **82** que consisten en ranuras de alimentación del refrigerante **45** distribuidas circunferencialmente de forma discontinua y radialmente de forma continua, formadas por ranuras radialmente continuas en dicha brida de conexión trasera del disco **53** y la cara contigua de la brida de conexión del escudo térmico **61**.

REIVINDICACIONES

1. Rotor de turbina de gas de un motor de turbina de gas, que comprende:
- una pluralidad de filas de rotores (21) adyacentes y axialmente espaciadas, incluyendo cada una de dichas filas de rotores:
- 5 un disco del rotor (20) que incluye un núcleo del disco (30) interior anular, un borde del disco (32) exterior anular, un cuello del disco (31) anular que conecta dicho núcleo y dicho borde, y unas raíces de álabes rotativos (25B) en la periferia de dicho borde;
- una pluralidad de álabes rotativos (23) conectados a dichos discos en dichas raíces de los álabes;
- 10 una pluralidad de acanaladuras (34) en el fondo de dichas raíces de los álabes que forman conductos para el paso de refrigerante por su interior;
- unos brazos de transmisión anulares frontal y trasero del disco (50-51) que se extienden axialmente hacia delante y hacia atrás de dicho disco respectivamente;
- unas bridas de conexión anulares frontal y trasera (52-53) que se extienden radialmente hacia el interior situadas en los extremos axiales de dichos brazos de transmisión frontal y trasero del disco respectivamente;
- 15 una cavidad interna anular de la turbina (44) que se extiende radialmente hacia el interior de dicho disco, dichos brazos de conexión y dichas bridas de conexión del disco;
- un escudo térmico (60) anular que rodea la cara frontal de dicha fila de rotores, separado de dicho brazo de transmisión frontal del disco (50) y de la cara frontal de dicho disco, formando un conducto del refrigerante del escudo térmico (43) de forma anular, e incluyendo una brida de conexión del escudo térmico (61) que se extiende radialmente hacia el interior y que se une a dichas bridas de conexión (52-53) de dichas filas de rotores adyacentes situándose en posición axial intermedia de las mismas;
- 20 unos primeros medios para pasar el flujo de refrigeración del disco (71) desde dicha cavidad interna de la turbina (44) a dicho conducto del refrigerante del escudo térmico (43);
- 25 unos segundos medios para restringir un área de restricciones del flujo de acanaladura (80) y controlar el flujo de refrigeración de acanaladura (75) a través de dichas acanaladuras (34) a valores predeterminados;
- unos terceros medios para restringir un área de restricciones del flujo de escudo térmico (82) y controlar el flujo de refrigeración del disco (71) a través de dicho conducto del refrigerante del escudo térmico (43), en el cual dicho flujo está establecido de forma predeterminada para ser mayor que el flujo de refrigeración de acanaladura (75); y
- el rotor de turbina de gas caracterizado por que comprende
- 30 una holgura de borde de escudo térmico (81) entre el extremo radial de dicho escudo térmico (60) y la cara frontal de dicho disco del rotor (20), que presente un área sustancialmente mayor que el área de las restricciones del flujo de ranura (80) y un área sustancialmente mayor que el área de las restricciones del flujo de escudo térmico (82), en la cual el flujo de fuga de borde del escudo térmico (76) a través de dicha holgura de borde de escudo térmico (81) está formado por dicho flujo de refrigeración del disco (71) menos dicho flujo de refrigeración de acanaladura (75);
- 35 mediante los cuales las variaciones de área de dicha holgura de borde de escudo térmico (81) no afectan al flujo a través de dicho conducto de refrigerante del escudo térmico (43) ni a dicho flujo de refrigeración de acanaladura (75) y mediante los cuales el flujo de fuga de borde del escudo térmico (76) a través de dicha holgura de borde de escudo térmico (81) es siempre en sentido de salida desde el conducto del refrigerante del escudo térmico (43).
- 40 2. Rotor según la reivindicación 1, caracterizado por que dichos álabes rotativos (23) conectados a dicho disco del rotor (20) son retenidos axialmente mediante chapas fijadoras (33) acopladas radialmente a dichos álabes rotativos (23) y dicho disco del rotor (20), y por que dichos segundos medios ~~son~~ consisten en orificios practicados en dichas chapas fijadoras (33).
- 45 3. Rotor según la reivindicación 1, caracterizado por que dichos terceros medios consisten en una pluralidad de restricciones del flujo de escudo térmico (82) formadas por ranuras axiales distribuidas circunferencialmente a lo largo de un resalte de centrado trasero del escudo térmico (86) circunferencialmente continuo que centra dicho

- escudo térmico (60) relativo a dicho brazo de transmisión frontal del disco (50), y en el cual dichos primeros medios consisten en una pluralidad de ranuras de alimentación del refrigerante (45) radialmente continuas y distribuidas circunferencialmente de forma discontinua, formadas por rebajes radiales en dicha brida de conexión del escudo térmico (61) y las caras contiguas de dichas bridas de conexión del disco (52-53), en donde el área de dichas ranuras de alimentación del refrigerante (45) es sustancialmente mayor que el área de dichas restricciones del flujo de escudo térmico (82), por lo cual la presencia de dichas ranuras de alimentación del refrigerante (45) no afecta al control de dichas restricciones del flujo de escudo térmico (82).
- 5
4. Rotor según la reivindicación 1, caracterizado por que dichos primeros medios y dichos terceros medios se realizan ambos mediante una pluralidad de restricciones del flujo de escudo térmico (82) consistentes en unas ranuras de alimentación del refrigerante (45) radialmente continuas y distribuidas circunferencialmente de forma discontinua, formadas por rebajes radiales en dicha brida de conexión del escudo térmico (61) y la cara contigua de dicha brida de conexión trasera del disco (53).
- 10
5. Rotor según la reivindicación 1, caracterizado por que dichos primeros medios y dichos terceros medios se realizan ambos mediante una pluralidad de restricciones del flujo de escudo térmico (82) consistentes en unas ranuras de alimentación del refrigerante (45) radialmente continuas y distribuidas circunferencialmente de forma discontinua, formadas por rebajes radiales en dicha brida de conexión trasera del disco (53) y la cara contigua de dicha brida de conexión del escudo térmico (61).
- 15

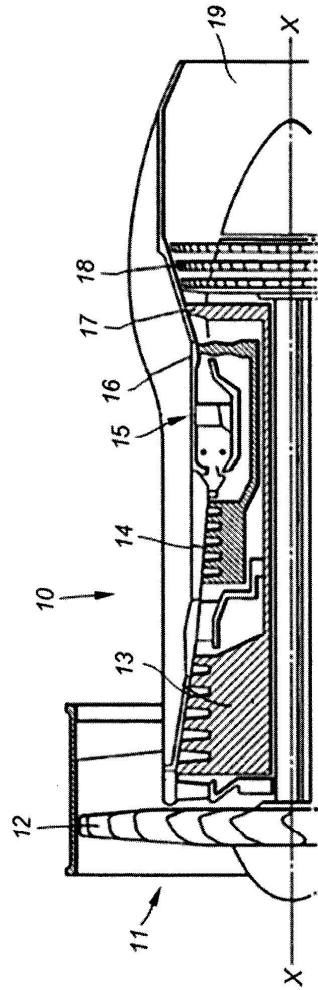
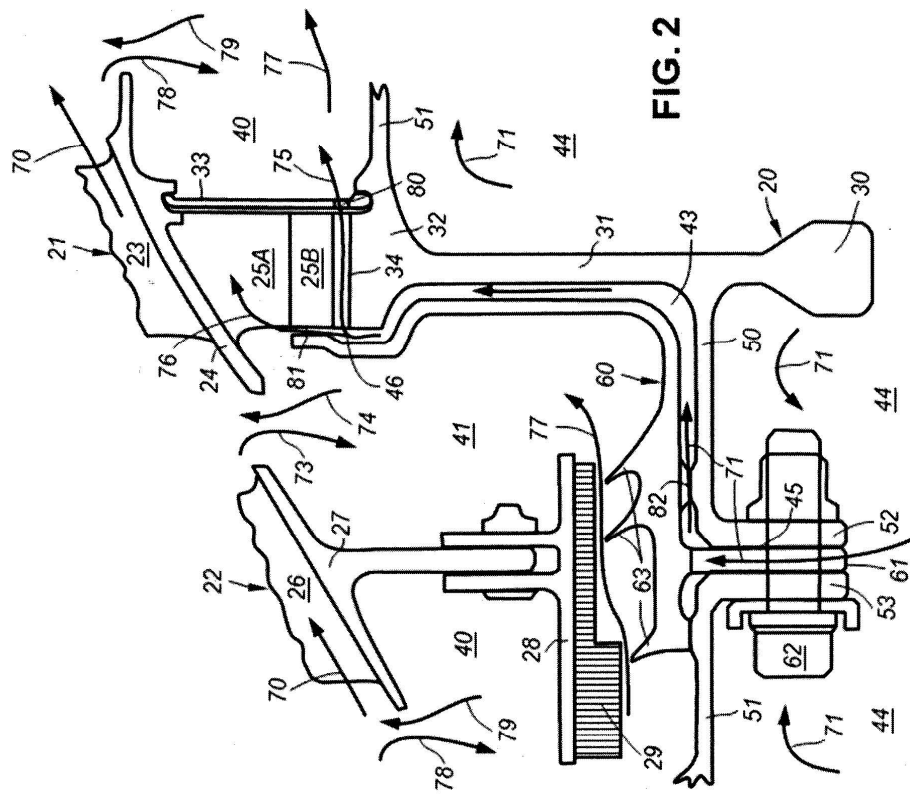


FIG. 1



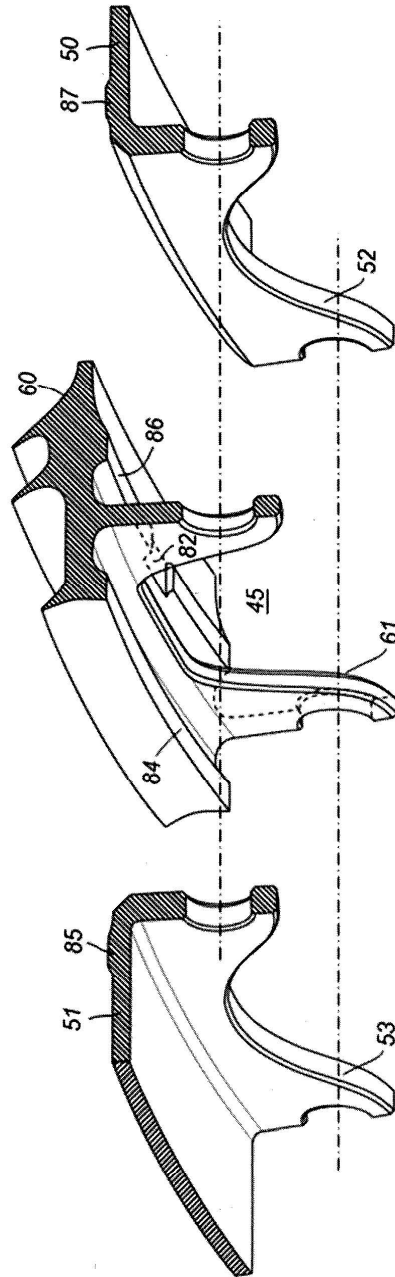


FIG. 3

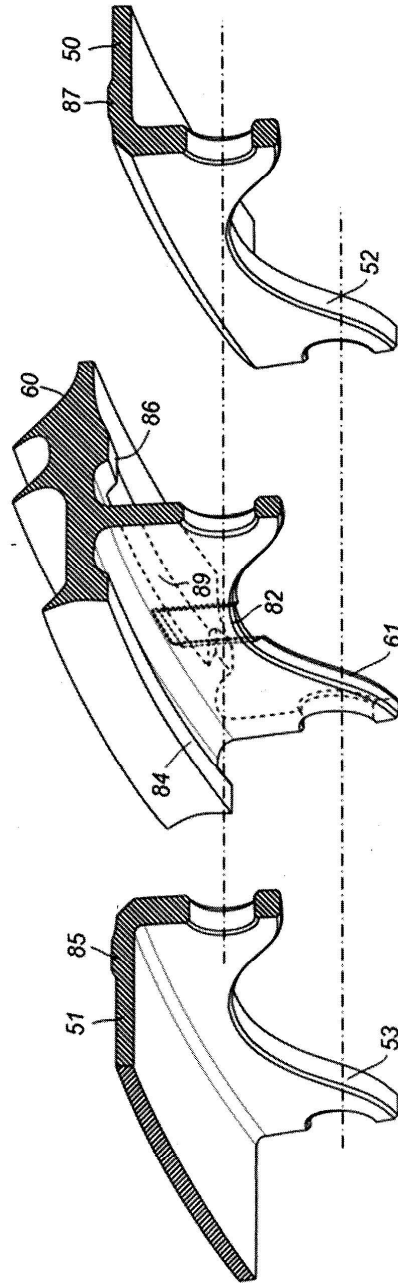


FIG. 4

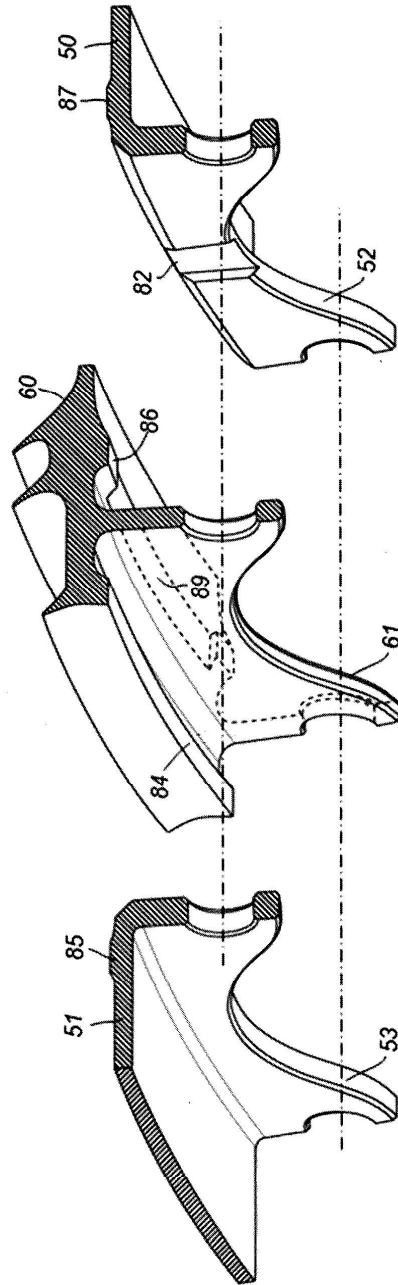


FIG. 5