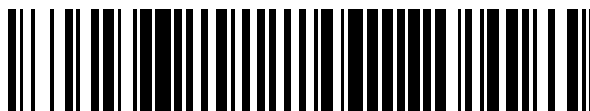


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 400 197**

51 Int. Cl.:

F01D 5/14 (2006.01)

F01D 9/02 (2006.01)

F01D 9/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **04.09.2009 E 09169493 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **21.11.2012 EP 2299057**

54 Título: **Turbina de gas**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
08.04.2013

73 Titular/es:

ALSTOM TECHNOLOGY LTD (100.0%)
Brown Boveri Strasse 7
5400 Baden, CH

72 Inventor/es:

STEPHAN, BRUNO;
KRÜCKELS, JÖRG y
SOMMER, THOMAS

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 400 197 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

Turbina de gas

Campo técnico

La presente invención se refiere a una turbina de gas.

5 Antecedentes de la invención

Es conocido que las turbinas de gas comprenden un compresor, una cámara de combustión y una turbina.

Diferentes turbinas de gas comprenden un compresor, una primera cámara de combustión y una turbina de alta presión; así, estas turbinas de gas comprenden una segunda cámara de combustión y una turbina de baja presión.

10 A continuación, se hará especial referencia a turbinas de alta presión, es de todos modos claro que la presente invención puede ser implementada en cualquier tipo de turbina, también no ser la turbina de alta presión o una etapa de la turbina frente a la cámara de combustión.

Las turbinas tienen por lo menos una fila de álabes de guía y una fila de álabes del rotor.

15 Cada fila de álabes de guía está hecha de superficies aerodinámicas del estator que tienen un plataforma interior y exterior encarada hacia la respectivas paredes interior y exterior de la cámara de combustión; además, las plataformas interior y exterior están separadas de las paredes de la cámara de combustión interior y exterior por una separación interior y exterior.

Durante la operación, los gases calientes generados en la cámara de combustión de la combustión de un combustible con el aire comprimido procedente del compresor, pasan a través de la turbina para proporcionar energía mecánica al rotor.

20 Como se conoce en la técnica, cuando los gases calientes inciden sobre un obstáculo, generan una zona de alta presión estática.

Así, como durante el funcionamiento los gases calientes que pasan a través de la turbina inciden sobre las superficies aerodinámicas de los álabes de guía, en la zona aguas arriba de la fila de álabes de guía se genera una zona de alta presión estática.

25 En particular, la alta presión estática no es uniforme, sino que tiene picos en correspondencia con los bordes delanteros de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía.

Este efecto es particularmente relevante en la primera fila de álabes de guía después de la cámara de combustión.

30 Además, la trayectoria de los gases calientes (es decir, el conducto en el que pasan a través los gases calientes generados en la cámara de combustión) tiene una primera zona en sección transversal de contracción seguida por una segunda zona de sección transversal ampliada seguida por una tercera zona de sección transversal de contracción.

En la segunda zona de sección transversal ampliada se proporciona la transición entre la cámara de combustión y las plataformas de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía.

35 Es evidente que esta porción ampliada hace que la presión estática de los gases calientes en la zona de transición entre la cámara de combustión y las plataformas de los álabes de guía (es decir, en la zona aguas arriba de los bordes delanteros de las palas de los álabes de guía) aumente más.

Esta alta presión estática provoca el riesgo de que los gases calientes entren en los huecos, de modo que perjudica los componentes cerca de los mismos (la llamada "ingestión de gas").

40 Debido a la forma particular de la trayectoria de los gases calientes, este riesgo es especialmente relevante en el hueco interior.

El documento US 2003/0002975 se refiere a una turbina de gas y, en particular, pretende mejorar la durabilidad de los álabes de una turbina de gas. La turbina de gas tiene toberas de combustible y los álabes de la primera etapa aguas abajo de las toberas de combustible. Las zonas calientes generadas por el combustible inyectado por las

5 toberas de combustible están situadas entre los álabes de la primera etapa para evitar el choque con los álabes de la primera etapa. El documento UK 2102897 divulga una turbina de gas con una cámara de combustión, una entrada de la tobera de la turbina y una disposición de sellado entre las mismas. La disposición de sellado tiene un anillo con secciones axiales y radiales que cooperan con bridas para proporcionar un estrecho encaje deslizante y amortiguación por fricción.

Sumario de la invención

El propósito técnico de la presente invención es, por lo tanto, proporcionar una turbina de gas mediante la cual dichos problemas de la técnica conocida se eliminan o se reducen sensiblemente.

10 Dentro del alcance de este objetivo técnico, un objetivo de la invención es proporcionar una turbina de gas mediante la cual el riesgo de ingestión de gas causado por la alta presión estática aguas arriba de los bordes delanteros de la superficie aerodinámica de los álabes de guía, en particular en el hueco interno entre la cámara de combustión y la fila de álabes de guía, sea muy bajo.

Esto permite que la fiabilidad de la turbina de gas se incremente respecto a las turbinas de gas tradicionales.

15 El objetivo técnico, junto con estos y otros objetivos, se alcanzan según la invención proporcionando una turbina de gas de acuerdo con las reivindicaciones adjuntas.

Breve descripción de los dibujos

Otras características y ventajas de la invención serán más evidentes a partir de la descripción de una realización preferida pero no exclusiva de la turbina de gas de acuerdo con la invención, ilustrada a modo de ejemplo no limitativo en los dibujos adjuntos, en los que:

20 La figura 1 es una sección transversal esquemática de dos superficies aerodinámicas de álabes de guía (hechas a media altura de los álabes de guía);

La figura 2 es un croquis que muestra una trayectoria de gases calientes en una realización de la invención; y

La figura 3 muestra una trayectoria de gases calientes en una realización de la invención en comparación con una trayectoria de gases calientes de la técnica anterior.

25 Descripción detallada de la invención

Con referencia a las figuras, éstas muestran una porción de una turbina de gas que comprende un compresor (no mostrado), una cámara de combustión 2 (sólo se muestra parcialmente) y una etapa de la turbina inmediatamente aguas abajo de la cámara de combustión 2 que comprende una fila de álabes de guía 3.

La cámara de combustión 2 tiene una forma anular y está definida por una pared interior 4 y una pared exterior 5.

30 La fila de álabes de guía 3 comprende una pluralidad de superficies aerodinámicas de álabes de guía, teniendo cada uno una pala 7, una plataforma interior 8 y una plataforma exterior 9; las plataformas interiores 8 de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía adyacentes, en combinación con las plataformas exteriores 9 de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía adyacentes definen una trayectoria anular de los gases calientes.

35 Entre la pared interior 4 de la cámara de combustión y la plataforma interior 8 de los álabes de guía se proporciona un espacio interno 11; correspondientemente, entre la pared exterior 5 de la cámara de combustión y la plataforma exterior 9 de los álabes de guía se proporciona una separación exterior 12.

Aguas abajo de la fila de álabes de guía 3 se proporciona una fila de superficies aerodinámicas del rotor; la fila de superficies de sustentación del rotor no se muestra.

40 La figura 1 muestra el paso P, que es la distancia circunferencial entre los bordes delanteros 15 de dos palas 7 de álabes de guía adyacentes y el diámetro D del borde delantero, siendo el diámetro de la pala 7 de los álabes de guía en el borde delantero 15; estos parámetros se miden a media altura de la pala 7 de los álabes de guía.

Además, la figura 2 muestra la longitud L de la plataforma en el diámetro interior, siendo la distancia axial medida a media altura de la pala 7 de los álabes de guía entre el borde delantero 15 de una pala 7 de los álabes de guía y la entrada 16 de la plataforma interior de los álabes de guía.

Ventajosamente, la relación entre el paso P y el diámetro D del borde delantero de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía está entre 6,3 y 7,6, preferiblemente entre 6,7 y 7,1 y más preferiblemente 6,8 y 7,0.

5 Además, la relación entre la longitud L de la plataforma y el D diámetro del borde delantero de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía es entre 4,0 y 5,5, preferiblemente entre 4,5 y 5,0 y más preferiblemente entre 4,6 y 4,8.

Además, el área de la trayectoria del gas por lo menos en la zona de la primera fila 3 de álabes de guía disminuye continuamente.

10 La figura 2 muestra un plano 17 que define la sección transversal de la trayectoria de los gases calientes en la entrada 16 de la plataforma y un plano 18 que define la sección transversal de la trayectoria de los gases calientes en los bordes delanteros 15 de las palas 7 de los álabes de guía.

Ventajosamente, la contracción del anillo en la zona de la primera fila 3 de álabes de guía, definida por la relación entre el área de la trayectoria de los gases calientes en la sección transversal definida por el plano 17 y la zona de la trayectoria de gases calientes en la sección transversal definida por el plano 18, está comprendida entre 1,0 y 1,5, preferiblemente entre 1,1 y 1,4 y más preferiblemente entre 1,2 y 1,3.

15 Ventajosamente, esta contracción del anillo permite que la sección transversal de la trayectoria de los gases calientes disminuya continuamente, evitando zonas ampliadas en las que la presión estática de los gases calientes aumenta.

Además, la separación interna 11 y la separación exterior 12 están alineadas entre sí respecto a un plano 20 perpendicular al eje 21 de la turbina de gas.

20 El funcionamiento de la turbina de gas de la invención es evidente a partir de lo descrito e ilustrado, y es sustancialmente el siguiente.

Una mezcla de combustible y aire comprimido se quema en la cámara de combustión 2, formando gases calientes que fluyen a través de la trayectoria de los gases calientes y, en particular, pasan a través de la fila 3 de álabes de guía.

25 En una zona 22 de la trayectoria de los gases calientes aguas arriba de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía, aumenta la presión estática de los gases calientes que inciden en las palas 7 de los álabes de guía 7.

Sin embargo, como la separación 11 se encuentra lejos de los bordes delanteros 15 de las palas 7 de los álabes de guía, la alta presión estática no provoca (o lo hace en una cantidad muy limitada) que los gases calientes entren en la separación interior 11.

30 Además, sólo una cantidad mínima de gases calientes entra en la separación exterior 12 debido a la forma de la plataforma exterior y debido a la distancia entre los bordes delanteros 15 de las palas 7 de los álabes de guía y la separación exterior 12.

35 Además, el hecho de que la sección transversal de la trayectoria de los gases calientes disminuya continuamente, en particular, en la zona aguas arriba de la fila 3 de álabes de guía ayuda a reducir la presión estática de los gases calientes aguas arriba de la fila 3 de los álabes de guía y, además, a aumentar la estabilidad del flujo de los gases calientes y a contrarrestar la separación del flujo.

En este respecto, la figura 3 muestra el perfil de la trayectoria de los gases calientes en la zona entre el extremo de la cámara de combustión 2 y la fila 3 de álabes de guía para una realización de la turbina de gas de acuerdo con la invención y según la técnica anterior.

40 En particular, en la figura 3 la línea continua indica el perfil de la trayectoria de los gases calientes de la realización de la invención, y la línea discontinua el perfil de la trayectoria de los gases calientes de una realización de la técnica anterior; además, en la figura 3 también se indican las posiciones de la separación 11 en la realización de la invención y técnica anterior.

45 La figura 3 muestra claramente que en la realización de la invención, la separación 11 está situada en una zona en sección transversal de contracción de la trayectoria de los gases calientes, mientras que de acuerdo con la técnica anterior, la separación 11 está situada en una zona en sección transversal ampliada de la trayectoria de los gases calientes.

ES 2 400 197 T3

La turbina de gas concebida de esta manera es susceptible de numerosas modificaciones y variantes, todas ellas comprendidas dentro del alcance del concepto inventivo; además, todos los detalles pueden ser reemplazados por elementos técnicamente equivalentes.

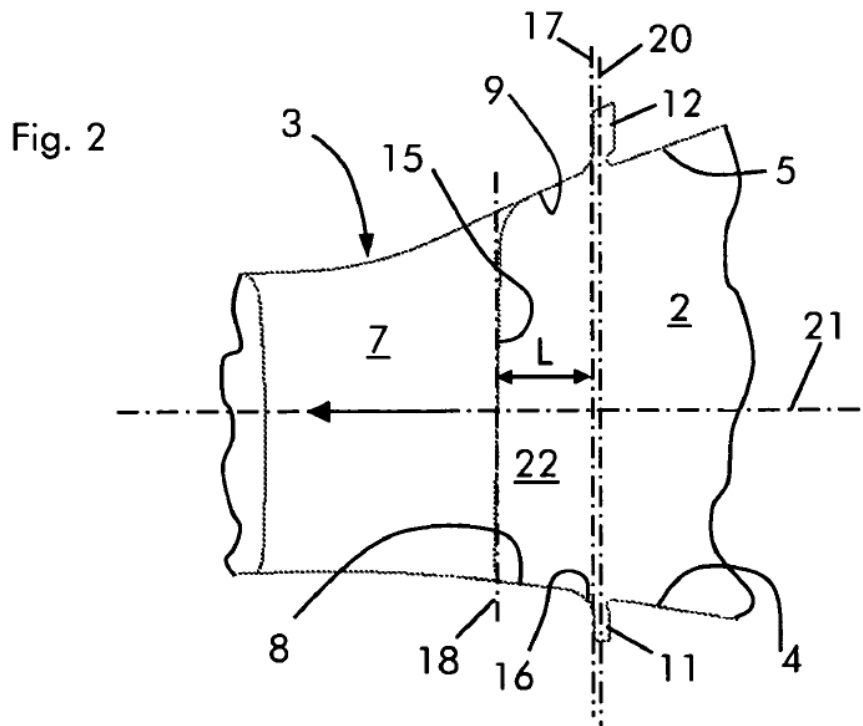
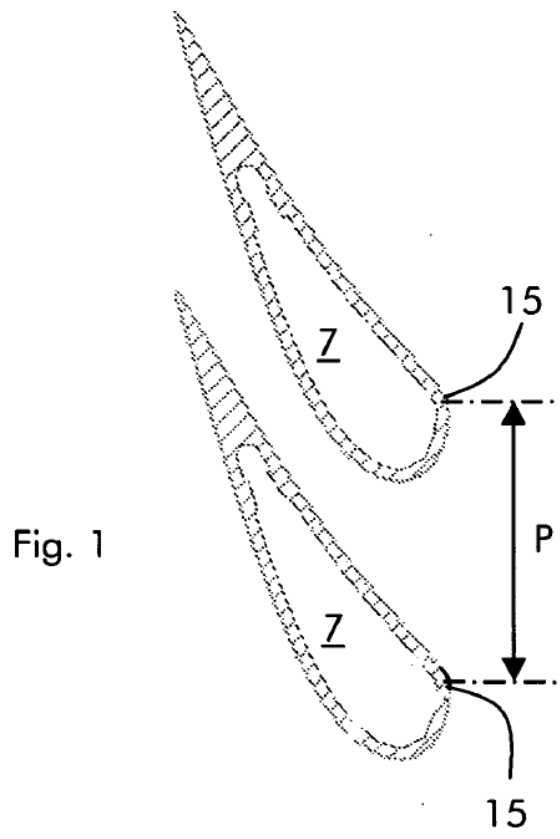
5 En la práctica, los materiales utilizados y las dimensiones se pueden elegir a voluntad de acuerdo con los requisitos y el estado de la técnica.

Números de referencia

- 2 cámara de combustión
- 3 fila de álabes de guía
- 4 pared interior de la cámara de combustión
- 10 5 pared exterior de la cámara de combustión
- 7 pala de la superficie aerodinámica de los álabes de guía
- 8 plataforma interior de la superficie aerodinámica de los álabes de guía
- 9 plataforma exterior de la superficie aerodinámica de los álabes de guía
- 11 separación interior entre 4 y 8
- 15 12 separación exterior entre 5 y 9
- 15 borde delantero de la pala de los álabes de guía
- 16 entrada de la plataforma
- 17 sección transversal de la trayectoria de los gases calientes en la entrada de la plataforma 16
- 18 sección transversal de la trayectoria de los gases calientes en los bordes delanteros 15
- 20 20 plano perpendicular al eje de la turbina de gas 21
- 21 eje de la turbina de gas
- 22 zona de la trayectoria de los gases calientes aguas arriba de la fila 3 de álabes de guía
- P paso
- D diámetro del borde delantero de la pala de álabes de guía
- 25 L longitud de la plataforma

REIVINDICACIONES

- 5 1. Turbina de gas que comprende al menos una cámara de combustión (2), una fila (3) de álabes de guía y una fila de superficies aerodinámicas de rotor, comprendiendo dicha guía fila de álabes (3) una pluralidad de superficies aerodinámicas de los álabes de guía que comprenden una pala (7) y una plataforma interior (8), **caracterizada por que** la relación entre el paso (P) y el diámetro (D) del borde delantero de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía es entre 6,3 y 7,6 y la relación entre la longitud (L) de la plataforma y el diámetro (D) del borde delantero de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía es entre 4,0 y 5,5, en el que la longitud (L) de la plataforma se define por la distancia axial entre el borde delantero (15) de una pala (7) de álabes de guía y la entrada (16) de la plataforma de álabes de guía interna a media altura de la pala (7) de los álabes de guía.
- 10 2. Turbina de gas según la reivindicación 1, **caracterizada por que** la relación entre el paso (P) y el diámetro (D) del borde delantero de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía es entre 6,7 y 7,1.
3. Turbina de gas según la reivindicación 1, **caracterizada por que** la relación entre el paso (P) y el diámetro (D) del borde delantero de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía es entre 6,8 y 7,0.
- 15 4. Turbina de gas según la reivindicación 1, **caracterizada por que** la relación entre la longitud (L) de la plataforma y el diámetro (D) del borde delantero de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía es entre 4,5 y 5,0.
5. Turbina de gas según la reivindicación 1, **caracterizada por que** la relación entre la longitud (L) de la plataforma y el diámetro (D) del borde delantero de las superficies aerodinámicas de los álabes de guía es entre 4,6 y 4,8.
- 20 6. Turbina de gas según la reivindicación 1, **caracterizada por que** comprende un paso de los gases calientes, que durante el funcionamiento los gases calientes pasan a través del mismo, en el que el área de la trayectoria de los gases en la zona de la primera fila (3) de álabes de guía disminuye continuamente en la dirección de los gases calientes.
- 25 7. Turbina de gas según la reivindicación 4, **caracterizada por que** la contracción del anillo en la zona de la primera fila (3) de álabes de guía está comprendida entre 1,0 y 1,5, preferiblemente entre 1,1 y 1,4, y 1,2 y 1,3 más preferiblemente, en el que la contracción del anillo se define mediante la relación entre el área de la trayectoria de los gases calientes en la sección transversal de la entrada (16) de la plataforma y el área de la trayectoria de los gases calientes en los bordes delanteros (15) de las palas (7) de los álabes de guía.
- 30 8. Turbina de gas según la reivindicación 1, **caracterizada por que** la plataforma interior (8) de dichas superficies aerodinámicas de los álabes de guía define con una pared interior (4) de la cámara de combustión (2) una separación interior (11), en la que las superficies aerodinámicas de los álabes de guía también tienen una plataforma exterior (9) que define con un pared exterior (5) de la cámara de combustión (2) una separación exterior (12), en la que la separación interior (11) y la separación exterior (12) están alineadas entre sí respecto a un plano (20) perpendicular a un eje (21) paralelo al eje de la turbina de gas.



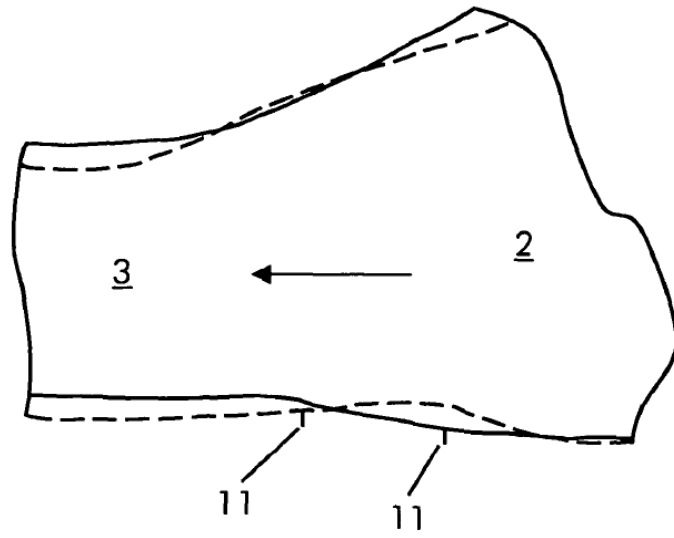


Fig. 3