



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 381 842**

51 Int. Cl.:
F16J 15/08 (2006.01)
F01D 11/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **08804240 .3**
96 Fecha de presentación : **16.09.2008**
97 Número de publicación de la solicitud: **2201271**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **30.06.2010**

54 Título: **Conjunto ensamblado de álabes de turbina y junta de estanqueidad.**

30 Prioridad: **25.10.2007 EP 07020937**
25.10.2007 EP 07020938

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
01.06.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
01.06.2012

73 Titular/es: **Siemens Aktiengesellschaft**
Wittelsbacherplatz 2
80333 München, DE

72 Inventor/es: **Lake, Peter y**
Webb, Rene James

74 Agente/Representante:
Zuazo Araluze, Alexander

ES 2 381 842 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).

ES 2 381 842 T3

DESCRIPCIÓN

Conjunto ensamblado de álabes de turbina y junta de estanqueidad.

5 La presente invención se refiere a un conjunto ensamblado de álabes de turbina, en particular para una turbina de gas. Además se refiere la presente invención a una banda de estanqueidad, en particular para utilizarla en un conjunto ensamblado de álabes de turbina.

10 El rotor de una turbina, especialmente de una turbina de gas, puede estar constituido por un cierto número de discos. Cada disco contiene usualmente un cierto número de álabes de turbina, que están sujetos a la periferia del disco. Un álabe de turbina de gas incluye usualmente un perfil aerodinámico, un pie del álabe y una plataforma entre el perfil aerodinámico y el pie del álabe. Entre álabes contiguos de la turbina que están sujetos asegurados a un disco del rotor, queda una cavidad entre los segmentos del pie y los segmentos de la plataforma.

15 Por ejemplo el documento US 3,918,842 presenta un conjunto ensamblado de álabes de turbina que comprende álabes de turbina, teniendo cada álabe de turbina un perfil aerodinámico, un pie del álabe y una plataforma entre el perfil aerodinámico y el pie del álabe, en el que el mismo puede fijarse a un disco, placas de retención y elementos de sellado, estando colocados los álabes de la turbina contiguos uno a otro sobre el disco de tal manera que existen intersticios entre las plataformas de álabes de turbina contiguos y existen cavidades del pie entre los segmentos de los pies de álabes de turbina contiguos y estando asegurados axialmente los álabes de turbina mediante las placas de sujeción, estando dispuestos los elementos de sellado en los intersticios entre las plataformas de álabes de turbina contiguos para sellar el intersticio.

25 Para evitar que se introduzcan gases calientes en la cavidad del pie formada entre pies de álabes contiguos, lo que originaría un calentamiento indeseado del borde del disco, el sistema de suministro de aire de refrigeración para los álabes y las bandas de estanqueidad están ensamblados entre álabes contiguos de la turbina. Estas juntas de estanqueidad son usualmente sencillos elementos planos sueltos y están retenidos mediante una entalladura en cada uno de los álabes de turbina contiguos. Los diseños utilizados hasta ahora para las bandas de estanqueidad se basan en unas tolerancias muy ajustadas; no obstante, este diseño implica el riesgo de que algunas de las bandas de estanqueidad puedan desprenderse. Otra evolución del diseño tendía a ser muy ajustada axialmente. Sin embargo esta evolución implica el riesgo de un bloqueo de la plataforma. Estos dos diseños usaban una limitación axial para retener la banda de estanqueidad.

35 Una falta de alineamiento de la ranura de sellado de un álabe a otro álabe puede originar el subsiguiente bloqueo de la plataforma debido al ladeo de las bandas de estanqueidad. Especialmente si la banda de estanqueidad tiene una forma curvada, cualquier falta de alineamiento puede amplificar el ladeo de la banda y puede en consecuencia originar potencialmente el bloqueo de la plataforma.

40 Es un objetivo de la presente invención proporcionar un conjunto ensamblado de álabes de turbina mejorado con una banda de estanqueidad. Otro objetivo es proporcionar una turbina de gas con un conjunto ensamblado de álabes de turbina mejorado que incluya una banda de estanqueidad. Un objetivo adicional de la presente invención es aportar una banda de estanqueidad mejorada, en particular para su utilización en un conjunto ensamblado de álabes de turbina de gas.

45 Estos objetivos se logran mediante un conjunto ensamblado de álabes de turbina tal como el que se reivindica en la reivindicación 1, una banda de estanqueidad como se reivindica en la reivindicación 6 y con una turbina de gas como se reivindica en la reivindicación 14. Las reivindicaciones dependientes definen desarrollos ulteriores de la invención.

50 El conjunto ensamblado de álabes de turbina correspondiente a la invención, en particular para una turbina de gas, incluye un disco con un eje de rotación, álabes de turbina, placas de sujeción y bandas de estanqueidad curvadas. Cada álabe de turbina tiene un perfil aerodinámico, un pie de álabe y una plataforma entre el perfil aerodinámico y el pie de álabe mediante el cual puede fijarse el mismo al disco. Los álabes de la turbina están emplazados uno al lado del otro sobre el disco tal que resultan intersticios entre las plataformas de álabes de turbina contiguos y existen cavidades en el pie entre los segmentos de los pies de álabes de turbina contiguos. Los álabes de turbina están asegurados axialmente en el disco mediante las placas de sujeción. Las bandas de estanqueidad están dispuestas en los intersticios entre las plataformas de álabes de turbina contiguos para sellar el intersticio y sobresalen axialmente más allá del pie del álabe y más allá de la placa de sujeción.

60 La placa de sujeción evita el movimiento axial de la banda de estanqueidad. Esto significa que la banda de estanqueidad sobresale del reverso de la placa de sujeción. La placa de sujeción se usa para evitar que la banda de estanqueidad se desprenda, especialmente hacia dentro de la cavidad del pie. Además, la banda de estanqueidad está muy suelta en la dirección axial para hacer frente a la expansión térmica.

65 El conjunto ensamblado de álabes de turbina correspondiente a la invención da una mejor libertad axial de movimiento a la banda de estanqueidad en comparación con diseños utilizados anteriormente. Esto significa que la banda de estanqueidad no está completamente fija en la dirección axial. Por lo tanto la banda de estanqueidad puede expandirse térmicamente en la dirección axial. El conjunto ensamblado de álabes de turbina correspondiente a la invención aporta adicionalmente un ensamblaje fácil para evitar el bloqueo de la plataforma. Además, proporciona un diseño

ES 2 381 842 T3

robusto y es menos propenso a variantes de fabricación que diseños usados anteriormente. Además, sigue permitiendo la rotación de la banda de estanqueidad para absorber la falta de alineación entre plataformas.

5 Ventajosamente tiene el conjunto ensamblado de álabes de turbina una banda de estanqueidad que puede curvarse en dos segmentos a lo largo de su longitud. Por ejemplo tiene el conjunto ensamblado de álabes de la turbina una banda de estanqueidad que puede curvarse en forma de S. Generalmente cada álabe de turbina puede tener un extremo flujo arriba y un extremo flujo abajo y las placas de sujeción pueden estar situadas en el extremo flujo abajo de los álabes de la turbina. En el extremo flujo abajo abandona el álabe de la turbina el flujo que fluye a lo largo del álabe de la turbina. Además, tiene el conjunto ensamblado de álabes de la turbina bandas de estanqueidad que pueden cubrir toda la longitud de las cavidades del pie.

15 Además, la banda de estanqueidad correspondiente a la invención, en particular para utilizarla en un conjunto ensamblado de álabes de la turbina de gas, incluye un segmento recto y un segmento con un curvado, de acuerdo con la reivindicación 6. El segmento con un curvado tiene una anchura menor que el segmento recto. La menor anchura del segmento con un curvado permite una falta de alineamiento de la ranura de sellado y una posible articulación de la banda de estanqueidad. Además, este diseño de la banda de estanqueidad permite el uso de métodos existentes de sujeción del álabe, especialmente el uso de placas de sujeción en la parte posterior del disco. Generalmente la banda de estanqueidad correspondiente a la invención reduce la carga del álabe y evita el bloqueo de la plataforma, mientras que la banda de estanqueidad evita de manera efectiva la entrada de gases calientes dentro de las cavidades del pie. La plataforma completa puede ser sellada por el segmento recto de la banda de estanqueidad correspondiente a la invención.

20 Un segmento de transición está colocado entre el segmento recto y el segmento con un curvado. Este segmento de transición tiene la anchura del segmento recto donde está unido al segmento recto. El segmento de transición tiene la anchura del segmento con un curvado en el lugar en que está unido al segmento con un curvado. La anchura del segmento de transición cambia gradualmente desde la anchura del segmento recto a la anchura del segmento con un curvado.

30 El segmento con un curvado de la banda de estanqueidad puede estar doblado dos veces. Sin embargo el segmento con el curvado está doblado con una forma de S. El segmento con un curvado puede comprender al menos un segmento curvado y al menos un segmento recto y el ángulo entre el segmento recto y una parte recta del segmento con un curvado y/o entre dos segmentos rectos del segmento con un curvado puede tener un valor entre 60° y 90°. Además, el radio de curvatura del segmento curvado del segmento que contiene una parte curvada puede tener un valor de entre 5 mm y 10 cm, preferiblemente entre 2 cm y 5 cm. Además, la banda de estanqueidad puede incluir partes rectangulares oblicuas.

40 Un conjunto ensamblado de álabes de turbina correspondiente a la invención, en particular para una turbina de gas, incluye álabes de turbina y también incluye estas bandas de estanqueidad. Cada álabe de turbina tiene un perfil aerodinámico, un pie de álabe y una plataforma entre el perfil aerodinámico y el pie de álabe. El conjunto ensamblado de álabes de turbina correspondiente a la invención incluye además intersticios entre las plataformas de álabes de turbina contiguos y cavidades del pie que están formadas entre los pies del álabe correspondientes a álabes de turbina contiguos. Tal como ya se ha indicado, el conjunto ensamblado de álabes de turbina correspondiente a la invención incluye bandas de estanqueidad. Las bandas de estanqueidad están dispuestas en los intersticios entre las plataformas de álabes de turbina contiguos y puede, en particular, cubrir toda la longitud de la cavidad del pie. La banda de estanqueidad utilizada tiene las propiedades de cualquiera de las bandas de estanqueidad correspondientes a la invención antes descritas. El conjunto ensamblado de álabes de turbina correspondiente a la invención tiene las mismas ventajas que la banda de estanqueidad correspondiente a la invención. Esto significa que el mismo reduce la carga del álabe, evita el bloqueo de la plataforma, proporciona un sellado de la plataforma completa y evita la entrada de gases calientes dentro de la cavidad del pie.

50 La turbina de gas correspondiente a la invención incluye un conjunto ensamblado de álabes de turbina correspondiente a la invención, tal como se ha descrito anteriormente.

55 Otras características, propiedades y ventajas de la presente invención quedarán claras en base a la siguiente descripción de una configuración junto con los dibujos anexos.

La figura 1 muestra esquemáticamente un disco de turbina en una vista frontal.

60 La figura 2 muestra esquemáticamente un disco de turbina en una vista en sección.

La figura 3 muestra esquemáticamente una parte ampliada del disco de la turbina que se muestra en la figura 2.

65 La figura 4 muestra esquemáticamente una banda de estanqueidad correspondiente a la invención en una vista frontal.

La figura 5 muestra esquemáticamente una banda de estanqueidad correspondiente a la invención en una vista en sección a lo largo de su longitud.

ES 2 381 842 T3

La figura 6 muestra esquemáticamente una banda de estanqueidad en una vista en sección a lo largo de la dirección IV-IV de la figura 4.

5 La figura 7 muestra una parte ampliada de un álabe de turbina con una placa de sujeción y una banda de estanqueidad en una vista en sección.

La figura 8 muestra esquemáticamente una parte del conjunto ensamblado de álabes de turbina correspondiente a la invención con una banda de estanqueidad en una vista en perspectiva.

10 La figura 1 muestra esquemáticamente un disco de turbina 1 tal como el que se utiliza usualmente en una turbina de gas. El disco incluye ranuras axiales 3 en su periferia en las cuales pueden insertarse pies de los álabes de la turbina para montar álabes de la turbina en el disco. Dos ejes radialmente simétricos del disco de la turbina 1 se indican con los números de referencia 4 y 5.

15 La figura 2 muestra esquemáticamente un disco de turbina 1 en vista en sección a lo largo de uno de los ejes de simetría 4 ó 5. La figura 3 muestra la parte superior de la figura 2, indicada mediante un círculo, en una vista en sección ampliada. Se muestra allí una parte del disco de la turbina 1 con un álabe de turbina 22, incluyendo un perfil aerodinámico 7, una plataforma 14, un pie de álabe 11 y la cavidad del pie 8. Además, la figura 3 muestra una placa de sujeción que asegura el álabe de la turbina frente a un deslizamiento hacia fuera de la ranura del disco de la turbina 1.

20 El disco de la turbina 1 está equipado con álabes de la turbina 22. Cada álabe de la turbina 22 incluye un perfil aerodinámico 7, un pie de álabe y una plataforma 14. La plataforma 14 esta situada entre el perfil aerodinámico 7 y el pie del álabe 11. Mediante el pie del álabe 11, que está unido con la plataforma 14, queda montado el álabe de turbina 22 en el disco de la turbina 1. Para realizar el montaje, un segmento del pie del álabe 11 se inserta dentro de las ranuras axiales 3 del disco de la turbina 1. Los pies de los álabes 11 que están situados más bien sueltos en las ranuras 3, están asegurados en el disco de la turbina 1 por medio de placas de sujeción 9, que están situadas en los extremos axiales, en la presente configuración en los extremos flujo abajo de los álabes de la turbina 22 (ver figura 3).

30 Las cavidades del pie 8 están formadas entre los segmentos de pie de álabes de turbina 22 contiguos que están situados junto a las respectivas plataformas 14. En la figura 2 se muestran dos álabes de turbina 22 que están montados en segmentos opuestos del disco de la turbina 1. El eje de rotación del disco de la turbina 1 en la figura 2 esta indicado por el número de referencia 6.

35 El perfil aerodinámico 7, que comprende un borde flujo arriba 12 y un borde flujo abajo 13, está unido con la plataforma 14. La plataforma incluye una entalladura 2 dentro de la cual puede insertarse una banda de estanqueidad 10. La banda de estanqueidad 10, cuando está insertada dentro de las entalladuras 2 de plataformas contiguas 14, cubre toda la longitud de la cavidad del pie 8 que está formada bajo la plataforma 14.

40 La figura 4 muestra una banda de estanqueidad 10 en vista frontal. La banda de estanqueidad 10 incluye varios segmentos de forma rectangular alargados, que se encuentran situados oblicuos alineados con los pies de álabe 11. La banda de estanqueidad 10 tiene esquinas redondeadas para una mejor inserción dentro de las entalladuras 2 en las plataformas 14.

45 La banda de estanqueidad 10 incluye un segmento recto 15, un segmento curvado 16 y un segmento de transición 17. El segmento de transición 17 está situado entre el segmento recto 15 y el segmento curvado 16, que se usa para asegurar la banda de estanqueidad 10 frente a una caída dentro de la cavidad del pie 8. Generalmente la anchura del segmento curvado 16 es menor que la anchura del segmento recto 15. El segmento recto 15 es más ancho que el resto de la banda de estanqueidad 10, puesto que tiene que aportar la función de sellado principal de la banda 10 y debe por lo tanto cubrir el espacio entre plataformas contiguas 14 de álabes de la turbina.

50 El segmento de transición 17 tiene la anchura del segmento recto 15 en el lado donde el segmento recto 15 está enfrenteado al segmento de transición 17. El lado opuesto del segmento de transición 17 que está enfrenteado al segmento curvado 16 tiene la anchura del segmento curvado 16. Desde el segmento recto 15 hasta el segmento curvado 16, el segmento de transición 17 se hace gradualmente más estrecho. Además, el segmento curvado 16 incluye varios segmentos de forma rectangular alargados, situados oblicuos alineados con la cara inferior de la plataforma.

55 La figura 5 muestra la banda de estanqueidad 10 en una vista en sección longitudinal. Puede observarse que el segmento recto 15 y el segmento de transición 17 son rectos a lo largo de su longitud. El segmento curvado 16 incluye un primer segmento curvado 18 que está unido con el segmento de transición 17, seguido por un primer segmento recto corto 19, un segundo segmento curvado 20 y un segundo segmento recto 21.

60 El ángulo entre el segmento recto 15 y el primer segmento recto 19 del segmento curvado 16 y el ángulo entre el primer segmento recto 19 y el segundo segmento recto 21 del segmento curvado 16 se encuentran en la gama de entre 60° y 90°. El radio de curvatura del primer segmento curvado 18 y/o del segundo segmento curvado 20 puede tener un valor entre 5 mm y 10 cm, preferiblemente entre 2 cm y 5 cm. Puede observarse en la figura 5 que la geometría descrita da a la banda de estanqueidad 10 una forma de S.

ES 2 381 842 T3

En la figura 6 se muestra la banda de estanqueidad 10 en una vista en sección a lo largo de la dirección VI-VI, tal como se indica en la figura 4. Puede observarse en la figura 6 que la sección transversal de la banda de estanqueidad 10 tiene una forma rectangular alargada con esquinas redondeadas.

5 La figura 7 muestra un segmento de un álabe de turbina con una banda de estanqueidad 10 y una placa de sujeción 9 en una vista en sección. La banda de estanqueidad 10 está colocada dentro de la entalladura 2 de plataformas contiguas 14 (viéndose sólo una de las mismas en la figura 7) y está fijada por medio de la placa de sujeción 9. La placa de sujeción 9 está situada en el extremo flujo abajo de la placa de la turbina y asegura el pie del álabe 11 en la dirección axial de la ranura 3 del disco de la turbina 1.

10 La banda de estanqueidad 10 tiene una forma de S, y se ha descrito ya en relación con la figura 5. El segundo segmento recto 21 del segmento curvado 16 de la banda de estanqueidad 10 está situado en el extremo flujo abajo del pie 11, es decir, donde está situada también la placa de sujeción 9. Además, este segmento recto 21 sobresale más allá del pie del álabe 11 y por lo tanto también más allá de la placa de sujeción 9. La placa de sujeción 9 sujeta la banda de estanqueidad 10 en la cara inferior, evitando por lo tanto un movimiento radial de la banda de estanqueidad 10. En contraste, sigue siendo posible un movimiento de expansión térmica en la dirección axial del disco.

15 La figura 8 muestra un segmento de dos álabes de turbina 22 que están situados uno junto al otro en un disco 1, en una vista en perspectiva. Se muestran allí los dos perfiles aerodinámicos 7, las dos plataformas contiguas 14 y los dos pies de álabe 11 de los álabes de la turbina 22. Entre las plataformas contiguas 14 está situada una banda de estanqueidad 10, que está fijada radialmente por medio de una placa de sujeción 9. Se muestra en las figuras 7 y 8 que el segmento recto 15 de la banda de estanqueidad 10 cubre la cavidad del pie 8 que se forma entre los pies 11 de álabes de turbina 22 contiguos. Además, la banda de estanqueidad 10 está fijada sólo radialmente, mientras sigue siendo posible una extensión en dirección axial, causada por ejemplo por una expansión térmica. Esto hace que el conjunto ensamblado de álabes de turbina correspondiente a la invención sea menos propenso a variantes de fabricación y evita que la banda de estanqueidad 10 se desprenda, por ejemplo dentro de la cavidad del pie 8.

20 En resumen y en cuanto a la banda de estanqueidad, la banda de estanqueidad correspondiente a la invención permite una inserción fácil de la banda de estanqueidad dentro de las ranuras de las plataformas de álabes de turbina contiguos. Además, reduce las cargas que actúan sobre el álabe y evita un posible bloqueo de la plataforma. Además, la invención ofrece un sellado completo de la plataforma que evita la entrada de gases calientes dentro de las cavidades del pie.

35

40

45

50

55

60

65

ES 2 381 842 T3

REIVINDICACIONES

5 1. Conjunto ensamblado de álabes de turbina, en particular para una turbina de gas, que incluye un disco (1) con un eje de rotación (6), álabes de turbina (22), incluyendo cada álabe de turbina (22) un perfil aerodinámico (7), un pie de álabe (11) y una plataforma (14) entre el perfil aerodinámico (7) y el pie del álabe (11), mediante el cual puede fijarse el mismo en el disco (1), placas de sujeción (9) y bandas de estanqueidad curvadas (10);

10 - en el que los álabes de la turbina (22) están colocados uno junto a otro sobre el disco (1) tal que existen intersticios entre las plataformas (14) de álabes de turbina (22) contiguos y existen cavidades del pie (8) entre los segmentos de los pies (11) de álabes de turbina (22) contiguos y en el cual los álabes de la turbina (22) están asegurados axialmente respecto al disco (1) por medio de las placas de sujeción (9);

15 - en el que las bandas de estanqueidad (10) están situadas en los intersticios entre las plataformas (14) de álabes de turbina (22) contiguos para sellar el intersticio y sobresalen axialmente más allá del pie del álabe (11) y más allá de la placa de sujeción (9).

20 2. Conjunto ensamblado de álabes de turbina tal como se reivindica en la reivindicación 1, en el que la banda de estanqueidad (10) está curvada en dos segmentos a lo largo de su longitud.

25 3. Conjunto ensamblado de álabes de la turbina tal como se reivindica en la reivindicación 1 ó 2, en el que la banda de estanqueidad (10) está curvada con forma de S.

30 4. Conjunto ensamblado de álabes de turbina tal como se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en el que cada álabe de la turbina (22) tiene un extremo flujo arriba (12) y un extremo flujo abajo (13) y las placas de sujeción (9) están situadas en los extremos flujo abajo (13) de los álabes de la turbina (22).

35 5. Conjunto ensamblado de álabes de turbina tal como se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que las bandas de estanqueidad (10) cubren toda la longitud de las cavidades del pie (8).

40 6. Banda de estanqueidad (10) para utilizarla en un conjunto ensamblado de álabes de turbina según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en particular para utilizarla en un conjunto ensamblado de álabes de turbina de gas, que consiste en

45 - un segmento recto (15) en el primer extremo de la banda de estanqueidad (10), y

- un segmento de transición (17), y

- un segmento (16) con un curvado,

50 en el que el segmento (16) con un curvado es más estrecho que el segmento recto (15), y

en el que el segmento (16) con un curvado comprende un segundo segmento recto (21) en un segundo extremo de la banda de estanqueidad (10), y

55 en el que el segmento (16) con un curvado está curvado en forma de S, y

60 en el que el segmento de transición (17) está situado entre el segmento recto (15) y el segmento con un curvado (16), teniendo el segmento de transición (17) la anchura del segmento recto (15) allí donde está unido con el segmento recto (15) y teniendo la anchura del segmento con un curvado (16) allí donde está unido con el segmento con un curvado (16), cambiando gradualmente la anchura desde la anchura del segmento recto (15) a la anchura del segmento con un curvado (16), en el que el segmento con un curvado (16) es más estrecho que el segmento recto (15).

65 7. Banda de estanqueidad (10) tal como se reivindica en la reivindicación 6,

en el que el segmento con un curvado (16) está curvado dos veces.

ES 2 381 842 T3

8. Banda de estanqueidad (10) tal como se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 6 a 7,

en el que el segmento con un curvado (16) incluye al menos un segmento curvado (18, 20) y al menos un segmento recto (19); y

5

en el que el ángulo entre el segmento recto (15) y el segmento recto (19) del segmento con un curvado (16) y/o entre dos segmentos rectos (19) del segmento con un curvado (16) tiene un valor de entre 60° y 90°.

10 9. Banda de estanqueidad (10) tal como se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 6 a 8,

en la que el radio de curvatura del segmento curvado (18, 20) del segmento con un curvado (16) tiene un valor de entre 5 mm y 10 cm.

15

10. Banda de estanqueidad (10) tal como se reivindica en la reivindicación 9,

en la que el radio de curvatura del segmento curvado (18, 20) tiene un valor entre 2 cm y 5 cm.

20

11. Banda de estanqueidad (10) tal como se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 6 a 10,

en la que la banda de estanqueidad (10) incluye segmentos rectangulares oblicuos.

25

12. Turbina de gas que incluye un conjunto ensamblado de álabes de turbina tal como se reivindica en cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5.

30

35

40

45

50

55

60

65

FIG 1

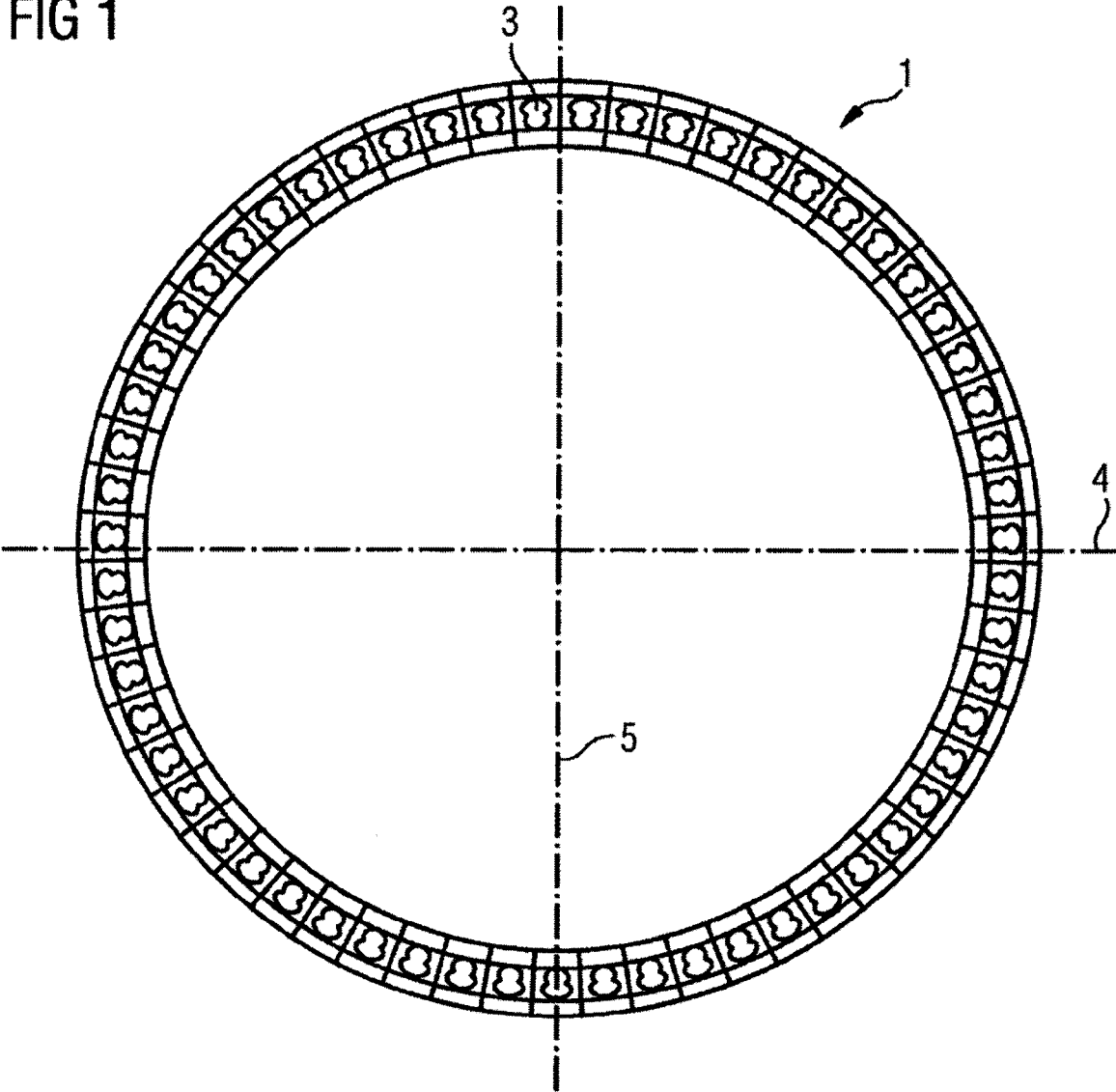


FIG 2

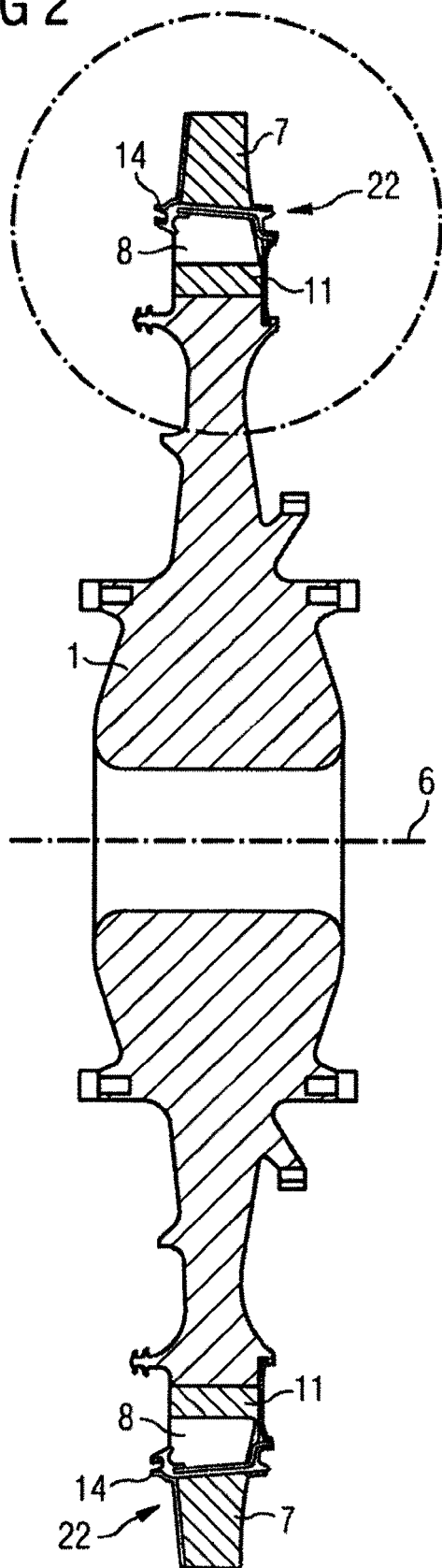


FIG 3

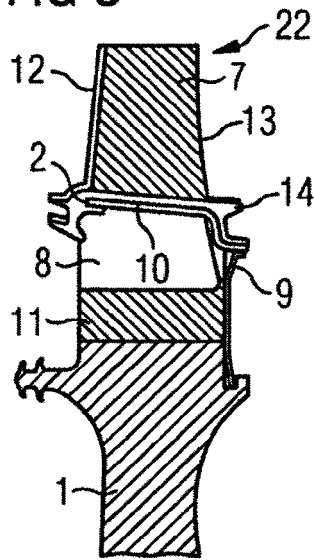


FIG 4

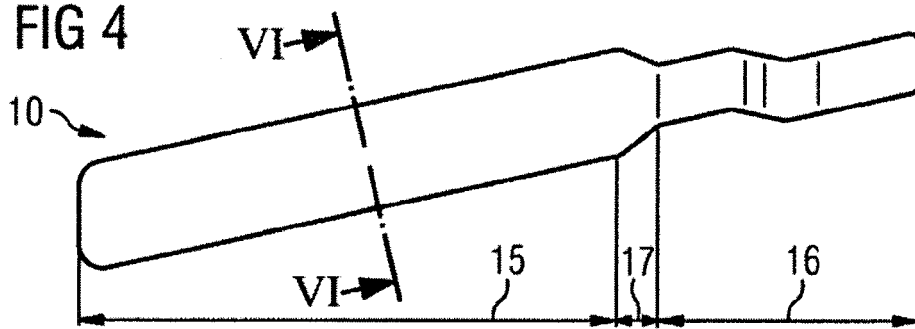


FIG 5

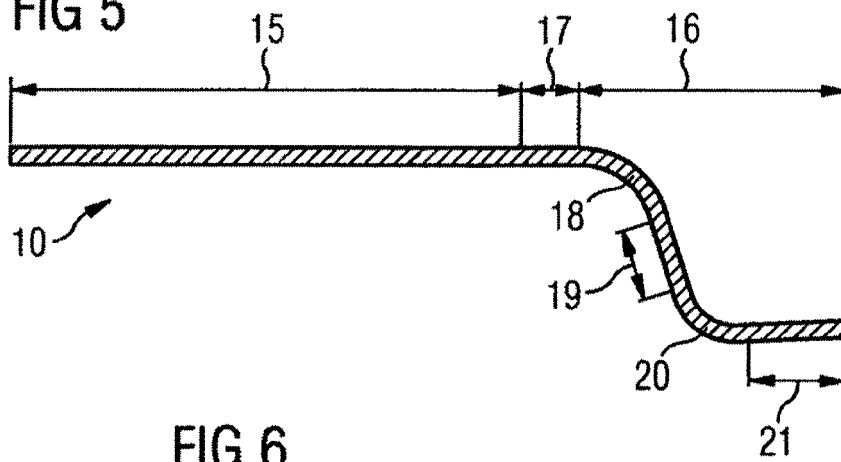


FIG 6



