

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 745 632**

51 Int. Cl.:

F01D 5/14

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.12.2012 E 12197931 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **31.07.2019 EP 2746534**

54 Título: **Etapas del estator y/o del rotor de una turbomáquina, así como turbina de gas correspondiente**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
03.03.2020

73 Titular/es:

**MTU AERO ENGINES AG (100.0%)
Dachauer Strasse 665
80995 München, DE**

72 Inventor/es:

PIRKER, KLAUS

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 745 632 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

Etapa del estator y/o del rotor de una turbomáquina, así como turbina de gas correspondiente

La invención se refiere a una etapa del estator y/o del rotor de una turbomáquina, en particular una turbina de gas de un motor de una aeronave, con al menos un álabe y al menos una pared limitadora del flujo, en donde el álabe abarca un canto de afluencia y un canto de salida y al menos está unido con la pared con un extremo radial y con al menos un saliente distanciado del álabe y dispuesto junto a la pared, así como que se extiende en un volumen de flujo.

En turbomáquinas axiales, las etapas del rotor así como del estator se disponen de forma alternante en un compresor axial y/o una turbina axial. En el caso de los compresores axiales se intenta alcanzar en cada una de las etapas una acumulación de presión lo más elevada posible, con el fin de aumentar el grado de acción de la turbomáquina. En este caso, habitualmente un compresor axial comprende varias etapas del estator y del rotor, en donde éstas presentan de nuevo una pluralidad de álabes del estator y del rotor distanciados uniformemente en la dirección periférica. En este caso, los álabes del estator y del rotor están dispuestos entre sí de modo que el lado de aspiración de uno de los álabes del estator o bien del rotor está orientado hacia el lado de presión del álabe del estator o bien del rotor adicional, en cada caso contiguo. Entre en cada caso dos álabes del estator/rotor contiguos se produce un denominado flujo secundario que se configura a lo largo de la pared unida con el álabe respectivo de un lado de presión de uno de los álabes del estator/rotor con respecto al lado de aspiración del álabe del estator/rotor contiguo en cada caso. Mediante este flujo secundario puede producirse una separación del flujo en determinadas zonas de esquina del álabe del estator y/o del rotor. Con el fin de impedir esto o bien de amortiguarlo, en el documento EP 0 976 928 A2 se propone incorporar un denominado ala auxiliar sobre la superficie de la pared limitadora del flujo en la zona del flujo de las esquinas de los álabes. Mediante una formación de remolino correspondiente, a través de este ala auxiliar se aporta adicionalmente un fluido que fluye rápidamente de la superficie del álabe contigua o bien asociada correspondiente en la zona del lento flujo en las esquinas de modo que éste es acelerado y, de esta forma, se impide que se separe. Lo desventajoso de esta disposición del álabe mencionada es, sin embargo, que en la zona de los pies del álabe y, en particular, en la zona de los cantos de salida de los álabes, en la transición a las zonas de pared correspondientes se manifiestan presiones muy elevadas que influyen negativamente sobre la vida útil de la etapa del estator y/o rotor. Con el fin de reducir este efecto, en el documento EP 0 745 755 B1 se propone proveer de una escotadura al canto de salida de álabes correspondientes en estas zonas. Con ello, se pueden reducir las presiones que aparecen, pero en este caso se manifiestan de nuevo las denominadas corrientes secundarias que repercuten negativamente sobre el grado de acción de la turbomáquina.

El documento EP 2 261 463 A1 da a conocer la cláusula precharacterizante de la reivindicación 1.

Misión de la presente invención es crear una etapa del estator y/o del rotor del tipo mencionado al comienzo, la cual, por una parte, garantice un grado de acción incrementado de una turbomáquina y, por otro, que presente una vida útil incrementada. Otra misión de la invención es crear una turbina de gas correspondiente con un grado de acción mejorado de una vida útil incrementada.

Los problemas se resuelven de acuerdo con la invención mediante una etapa del estator y/o del rotor con las características de la reivindicación 1 y una turbina de gas con las características de la reivindicación 10. Ejecuciones ventajosas de la invención se indican en las reivindicaciones subordinadas respectivas, debiéndose considerar ejecuciones ventajosas de la etapa del estator y/o del rotor como ejecuciones ventajosas de la turbina de gas de acuerdo con la invención. Asimismo, ejecuciones ventajosas de la turbina de gas de acuerdo con la invención se han de considerar como ejecuciones ventajosas de la etapa del estator y/o del rotor.

En el caso de una etapa del estator y/o del rotor de acuerdo con la invención de una turbomáquina, en particular de una turbina de gas de un motor de una aeronave, está configurado al menos un álabe y al menos una pared que limita el flujo, comprendiendo el álabe un canto de afluencia y un canto de salida y estando unido con la pared al menos con un extremo radial. Además, la etapa del estator y/o del rotor presenta al menos un saliente separado del álabe y dispuesto junto a la pared, así como que se extiende en un volumen de flujo, en donde el saliente está dispuesto en la zona de una escotadura del canto de salida del álabe. Mediante la disposición de acuerdo con la invención puede impedirse, por una parte, el grado de acción de la etapa del estator y/o del rotor impidiendo una separación en la esquina del flujo en zonas de esquinas correspondientes de los álabes del estator y del rotor, de modo que el grado de acción de la etapa del estator y/o del rotor de acuerdo con la invención es incrementado claramente. Además, la configuración de al menos una escotadura en un canto de salida del álabe garantiza una vida útil claramente incrementada mediante la reducción de presiones que se manifiestan en estas zonas. De acuerdo con la invención, el saliente está dispuesto en la zona de esta escotadura del canto de salida del álabe. En este caso, la escotadura puede estar configurada en una zona situada radialmente en el exterior y/o en una zona situada radialmente en el interior del canto de salida.

En una etapa del estator y/o del rotor de acuerdo con la invención, el saliente está configurado a modo de placa. En este caso, el saliente puede presentar un canto de afluencia y un canto de salida. El canto de afluencia del saliente puede estar configurado de nuevo de forma recta o curvada. Además, el saliente puede extenderse esencialmente de forma perpendicular de la pared en el volumen de flujo. Básicamente, es posible una pluralidad de ejecuciones

del saliente. Éstas dependen, en particular, de las respectivas relaciones de flujo y de la configuración de la escotadura de los cantos de salida de los álabes correspondientes y pueden optimizarse de manera correspondiente, de modo que no tiene lugar en particular una separación del flujo en las esquinas.

5 En otra ejecución ventajosa de la etapa del estator y/o del rotor de acuerdo con la invención, el saliente está configurado de forma enteriza con la pared limitadora del flujo. Con ello, resultan ventajas técnicas de acabado que conducen a una reducción de los costes de fabricación de la etapa del estator y/o del rotor de acuerdo con la invención.

10 En ejecuciones ventajosas adicionales de la etapa del estator y/o del rotor de acuerdo con la invención, la pared limitadora del flujo está formada a base de una cara interna de una pared externa de la etapa del estator y/o del rotor y/o de una cara externa de un cubo del rotor de la etapa del estator y/o del rotor. En función de lo requerido, los salientes, al igual que también las mencionadas escotaduras de los cantos de salida de los álabes, pueden estar dispuestos junto a o en la zona de elementos de pared o del cubo, correspondientes. Así, por ejemplo, la etapa del estator y/o del rotor de acuerdo con la invención puede ser parte de un compresor axial o de una turbina axial.

15 La invención se refiere, además, a una turbina de gas, en particular un motor de una aeronave con al menos una etapa del estator y/o del rotor que comprende al menos un álabe y al menos una pared limitadora del flujo, en donde el álabe presenta un canto de afluencia y un canto de salida y está unido con la pared al menos con un extremo radial. Además, la etapa del estator y/o del rotor presenta al menos un saliente separado del álabe y dispuesto junto a la pared, así como que se extiende en un volumen de flujo, en donde el saliente está dispuesto en la zona de una escotadura del canto de salida del álabe. Mediante la ejecución de acuerdo con la invención de un saliente en la zona de una escotadura del canto de salida del álabe puede mejorarse, por una parte, el grado de acción de la turbina de gas y, por otra parte, su vida útil, en particular el grado de acción y la vida útil de la etapa del estator y/o del rotor.

Otras ejecuciones de la etapa del estator y/o del rotor en la turbina de gas de acuerdo con la invención se describieron en lo que antecede.

25 Otras características de la invención resultan a partir de las reivindicaciones, del ejemplo de realización, así como con ayuda del dibujo. Las características y combinaciones de características mencionadas precedentemente en la memoria, así como las características y combinaciones de características mencionadas en lo que sigue en el ejemplo de realización se pueden utilizar no solo en la combinación en cada caso indicada, sino también en otras combinaciones, sin abandonar el marco de la invención.

30 En este caso la Figura muestra una vista en perspectiva esquemática en sección de una etapa del estator de acuerdo con la invención.

35 La etapa del estator 10 representada en parte en la Figura comprende un álabe 12, a saber un álabe conductor, que está unido con su extremo radial externo con una pared 14 limitadora del flujo. La pared 14 es, en el ejemplo de realización representado, la carcasa de un compresor axial de una turbomáquina, en particular de un motor de una aeronave. Se reconoce que el álabe 12 está dispuesto junto a una cara interna 28 correspondiente de la pared 14 externa o bien de la carcasa. En este caso, el álabe 12 puede estar configurado de forma enteriza con la pared 14. Además, se reconoce que el álabe 12 presenta un canto de afluencia 16 y un canto de salida 18 que están orientados en un volumen de flujo 30 correspondiente de la turbomáquina. Además, resulta claro que el canto de salida 18 presenta, en la zona de transición con la pared 14, a saber en la zona situada radialmente por fuera del canto de salida 18, una escotadura 22. La escotadura 22 sirve para reducir las presiones que se manifiestan en la zona de transición el álabe 12 y la pared 14 en la zona del canto de salida 18. Además, resulta claro que en la zona de la escotadura 22 está configurado un saliente 20 separado del álabe 12 y dispuesto junto a la pared 14. El saliente 20 está dispuesto en este caso entre el álabe 12 representado y otro álabe de la etapa del estator 10 no representado y dispuesto en la dirección periférica.

45 En el ejemplo de realización representado, el saliente 20 es en forma de placa de acuerdo con la invención y está configurado en forma de trapecio mirando al resalto 20 y paralelo a la pared 14. Sin embargo, son también imaginables otras formas poligonales. Además, el saliente 20 forma asimismo un canto de afluencia 24 y un canto de salida 26. De manera correspondiente a los requisitos respectivos, los cantos de afluencia y de salida 24, 26 del saliente 20 pueden estar orientados hacia los cantos de afluencia y de salida 16, 18, del álabe 12. Básicamente, el saliente 20 está dispuesto con relación a la escotadura 22 del álabe 12 de modo que no se produce una separación del transcurso de flujo en estas zonas. La orientación del saliente 20 con relación al álabe 12 puede adaptarse a las relaciones de flujo respectivas. El canto de afluencia y de salida 24, 26 del saliente 20 puede estar configurado de forma recta o curvada. En el ejemplo de realización representado, el saliente 20 se extiende esencialmente perpendicular a la pared 14 limitadora del flujo en el volumen de flujo 30. Sin embargo, es también imaginable que el saliente 20 penetre en un ángulo con respecto a la pared 14 en el volumen de flujo. Además, el saliente 20 puede estar configurado de manera enteriza con la pared 14. Sin embargo, también puede estar soldado con ésta, unido por soldadura blanda o unido de otra forma.

La altura y la longitud del saliente 20 pueden variarse asimismo. Sin embargo, la altura del saliente es siempre menor que la correspondiente del álabe 12.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Etapa del estator y/o del rotor de una turbomáquina, en particular una turbina de gas de un motor de una aeronave, con al menos un álabe (12) y al menos una pared (14) limitadora del flujo, en donde el álabe (12) abarca un canto de afluencia (16) y un canto de salida (18) y al menos está unido con la pared (14) con un extremo radial, en donde el canto de salida presenta una escotadura (22) en la zona a una transición con la pared, y con al menos un saliente (20) distanciado del álabe (12) y dispuesto junto a la pared (14), así como que se extiende en un volumen de flujo (30), en donde el saliente (20) está dispuesto en la zona de la escotadura (22) del canto de afluencia (18) del álabe (12), caracterizada por que el saliente (20) está configurado a modo de placa.
- 10 2. Etapa del estator y/o del rotor según la reivindicación 1, caracterizada por que la escotadura (22) está configurada en una zona situada radialmente en el exterior y/o en una zona situada radialmente en el interior del canto de salida (18).
3. Etapa del estator y/o del rotor según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que el saliente (20) presenta un canto de afluencia (24) y un canto de salida (26).
- 15 4. Etapa del estator y/o del rotor según la reivindicación 3, caracterizada por que el canto de afluencia (24) y/o el canto de salida (26) del saliente (20) está configurado de forma recta o curvada.
5. Etapa del estator y/o del rotor según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que el saliente (20) se extiende esencialmente perpendicular de la pared (14) en el volumen de flujo (30).
6. Etapa del estator y/o del rotor según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que el saliente (20) está configurado de forma enteriza con la pared (14).
- 20 7. Etapa del estator y/o del rotor según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que la pared (14) está formada a base de una cara interna (28) de una pared externa de la etapa del estator y/o del rotor (10) y/o de una cara externa de un cubo del rotor de la etapa del estator y/o del rotor (10).
8. Etapa del estator y/o del rotor según la reivindicación 7, caracterizada por que la etapa del estator y/o del rotor (10) es parte de un compresor axial o de una turbina axial.
- 25 9. Turbina de gas, en particular motor de una aeronave, con al menos una etapa del estator y/o del rotor (10) según al menos una de las reivindicaciones precedentes.

Figura 1

