(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 872 882**

(51) Int. CI.:

F01D 5/02 (2006.01)
F01D 5/06 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(86) Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **18.05.2018 PCT/EP2018/063206**

(87) Fecha y número de publicación internacional: **29.11.2018 WO18215370**

(96) Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.05.2018 E 18728327 (0)**

(97) Fecha y número de publicación de la concesión europea: **24.02.2021 EP 3631171**

(54) Título: **Conjunto de retención de disco de rotor de motor de turbina a gas**

(30) Prioridad:

26.05.2017 EP 17173117

(45) Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
03.11.2021

(73) Titular/es:

SIEMENS ENERGY GLOBAL GMBH & CO. KG (100.0%)
Otto-Hahn-Ring 6
81739 München, DE

(72) Inventor/es:

KEEGAN, COLM

(74) Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

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

Conjunto de retención de disco de rotor de motor de turbina a gas

Una técnica para reducir la concentración de esfuerzos en un disco de rotor de turbina a gas.

La presente invención se refiere a motores de turbina a gas, y más particularmente a conjuntos de retención del disco de rotor de motores de turbina a gas.

Los álabes de turbina de diversos motores de turbina a gas modernos están dispuestos en discos de rotor. Una pluralidad de álabes está dispuesta circunferencialmente sobre el disco de rotor. El disco de rotor tiene un orificio central, es decir, un agujero central a través del cual pasa un perno de tensión cuando el disco de rotor junto con los álabes de turbina ensamblados circunferencialmente se coloca dentro del motor de turbina a gas. Un árbol está conectado al disco de rotor en general utilizando una junta Hirth o un acoplamiento Hirth. Cuando se opera el motor de turbina a gas, en dicho disco de rotor con el orificio central y el acoplamiento Hirth se produce una distribución de esfuerzos asimétrica con esfuerzo máximo alrededor del agujero central del repartidor en el lado opuesto al lugar donde se aplica la carga del perno. El disco de rotor mencionado anteriormente y su disposición dentro de una turbina a gas se explican a continuación con más detalle con respecto a las Figuras 2 y 3.

La Figura 2 representa esquemáticamente un disco 99 de rotor convencionalmente conocido, y la Figura 3 representa esquemáticamente el disco 99 de rotor conocido convencionalmente cuando se coloca dentro de una turbina a gas. El disco 99 de rotor convencionalmente conocido, en lo sucesivo también denominado disco 99 de rotor, tiene un repartidor 60, una banda 70 y una disposición 80 de retención de álabe. El repartidor 60 es una región o parte del disco 99 de rotor que rodea un orificio 11 central o agujero 11 central. El agujero 11 central está dispuesto alrededor de un eje 15 de rotación del disco 99 de rotor cuando el disco 99 de rotor está colocado dentro de la turbina a gas, como se muestra en la Figura 3. A partir del repartidor 60 se extiende radialmente hacia afuera la banda 70 la cual es una sección del disco 99 de rotor que conecta el repartidor 60 a la disposición 80 de retención de álabe. La disposición 80 de retención de álabe normalmente comprende ranuras (no se muestran en las Figuras 2 y 3) dentro de las cuales están dispuestas o fijas raíces (no se muestran en las Figuras 2 y 3) de una pluralidad de álabes de turbina (no se muestran en las Figuras 2 y 3). Por lo tanto, los álabes de turbina están dispuestos circunferencialmente en el disco 99 de rotor y se extienden radialmente hacia afuera a partir del disco 99 de rotor, y particularmente a partir de la disposición 80 de retención de álabe del disco 99 de rotor.

Como se muestra en la Figura 3, un perno 4 de tensión de la turbina a gas pasa a través del agujero 11 central y se pone en contacto físicamente en un primer lado 91 axial del disco 99 de rotor. El perno 4 de tensión soporta la carga del disco 99 de rotor junto con los álabes de turbina dispuestos en el disco 99 de rotor cuando el disco 99 de rotor junto con los álabes de turbina giran a la vez que opera la turbina a gas. En un segundo lado 92 axial del disco 99 de rotor, el disco 99 de rotor está en contacto o acoplado con un árbol 3 de transmisión de la turbina a gas a través en general del acoplamiento 2 Hirth. La ubicación del acoplamiento 2 Hirth también se representa en la Figura 2 aunque la Figura 2 no representa esquemáticamente el acoplamiento 2 Hirth en su totalidad con el árbol 3 de transmisión. El árbol 3 de transmisión acopla rotacionalmente la turbina a gas a una carga con la corriente, por ejemplo, un generador (no se muestra).

En dicho disco 99 de rotor convencionalmente conocido que tiene el agujero 11 central, que está sujeto a una carga desplazada, el disco 99 de rotor se somete a un abombamiento, y se crea un gran esfuerzo en el repartidor 60 alrededor del agujero 11 central del disco 99 de rotor, en general con esfuerzo pico alrededor de un borde 93 del repartidor 60 alrededor del agujero 11 central en el lado opuesto al lugar donde se aplica la carga del perno, es decir, en el segundo lado 92 en los ejemplos de las Figuras 2 y 3. La Figura 10 representa esquemáticamente una ubicación 65 de esfuerzo en el repartidor 60 del disco 99 de rotor convencionalmente conocido cuando funciona dentro de la turbina a gas y está conectado al árbol 3 de transmisión y al perno 4 de tensión como se mencionó anteriormente con respecto a la Figura 3. Debido a la transmisión de carga del perno, se produce un pico en el esfuerzo en el borde 93 del repartidor 60, lo cual no es deseable debido al alto factor de concentración de esfuerzo. La concentración de esfuerzo máxima en el borde 93 del repartidor 60 en el disco 99 de rotor convencionalmente conocido aumenta las posibilidades de falla del disco 99 de rotor y reduce la vida útil del disco 99 de rotor. Además, el abombamiento del disco 99 de rotor puede ser indeseable debido al efecto que este puede tener en la posición de los álabes de turbina durante la rotación de los álabes de turbina. Por lo tanto, se desea una técnica para reducir la concentración del esfuerzo mencionado anteriormente en el borde 93 del repartidor 60 el cual ocurre en el disco 99 de rotor convencionalmente conocido. El documento US 4,468,148 divulga un conjunto de disco de rotor del motor de turbina a gas de ejemplo que comprende dos discos de rotor adyacentes mantenidos juntos por un árbol central.

El documento US 4,844,694 divulga un husillo de fijación y un método para unir los elementos del rotor utilizando el husillo. El sistema permite la inspección visual del conjunto del rotor y determinar si está correctamente apretado sin necesidad de ninguna inspección adicional posterior al montaje. El sistema y el método se utilizan para sujetar una pluralidad de elementos de rotor en conjunto.

Por lo tanto, el objeto de la presente invención es proporcionar una técnica para reducir la concentración de esfuerzos en un disco de rotor de turbina a gas. Es deseable que la presente técnica proporcione una reducción en la

concentración de esfuerzos en el borde, opuesto al lado del disco de rotor donde se aplica la carga del perno de tensión, del repartidor del disco de rotor.

Los objetos anteriores se consiguen mediante un conjunto de retención de disco de rotor de un motor de turbina a gas de acuerdo con la reivindicación 1. En las reivindicaciones dependientes se proporcionan realizaciones ventajosas de la presente técnica. Las características de la reivindicación 1 se pueden combinar con las características de las reivindicaciones dependientes, y las características de las reivindicaciones dependientes se pueden combinar juntas.

En la presente técnica se presenta un conjunto de retención del disco de rotor de un motor de turbina a gas. El conjunto de retención del disco de rotor incluye un repartidor, una banda, una disposición de retención de álabe, un eje de rotación, un primer lado axial y un segundo lado axial. El repartidor incluye un agujero central alrededor del eje de rotación. La banda está formada integralmente con el repartidor. La banda se extiende radialmente hacia afuera a partir del repartidor hasta la disposición de retención de álabe. La disposición de retención de álabe tiene un centro de masa. Un plano radial pasa a través del centro de masa. El plano radial es perpendicular al eje de rotación. El primer lado axial está adaptado para acoplar un perno de tensión del motor de turbina a gas. El plano radial interseca el repartidor que define una primera porción lateral axial y una segunda porción lateral axial. La primera porción lateral axial está hacia el primer lado axial y la segunda porción lateral axial está hacia el segundo lado axial. La segunda porción lateral axial tiene una extensión axial la cual es entre un 10% y un 30% mayor que la extensión axial de la primera porción lateral axial.

El diseño anteriormente mencionado del disco de rotor, por ejemplo, en donde la segunda porción lateral axial es axialmente más larga que la primera porción lateral axial en un 10% a un 30%, optimiza el perfil de esfuerzo dentro del repartidor y por lo tanto reduce la concentración de esfuerzo en el borde del repartidor. El material añadido, debido a la mayor longitud axial del segundo lado del repartidor, en la región de esfuerzo de borde elevado, compensa el esfuerzo máximo y reduce el abombamiento. Por lo tanto, el disco de rotor mencionado anteriormente experimenta una reducción en el abombamiento del disco de rotor. El disco de rotor de la presente técnica es particularmente beneficioso para su uso en diseños de turbinas con discos delgados que son propensos al abombamiento, y que tienen un diseño de perno central o perno de tensión que puede causar el abombamiento del disco de extremo, es decir, el disco que está directamente en contacto físico con el perno central o el perno de tensión, debido a la transmisión de carga escalonada de la carga del perno.

En una realización del conjunto de retención de disco de rotor, la segunda porción lateral axial tiene una extensión axial la cual es entre un 20% y un 25% mayor que la extensión axial de la primera porción lateral axial.

En una realización del conjunto de retención del disco de rotor, para determinar las extensiones axiales del disco de rotor de turbina a gas, las mediciones de la primera extensión axial y la segunda extensión axial se limitan a una región del repartidor que tiene similitud geométrica en el primer lado axial y el segundo lado axial. En otra realización del conjunto de retención del disco de rotor, la región del repartidor está libre de una conexión formada integralmente que se proyecta hacia afuera del repartidor y se pone en contacto con uno o más componentes del motor de turbina a gas. En otra realización del conjunto de retención del disco de rotor, la medición de la primera extensión axial y la segunda extensión axial están definidas en una superficie axial del repartidor. Las realizaciones mencionadas anteriormente proporcionan formas sencillas de fijar o decidir la primera y la segunda extensiones axiales.

En otra realización del conjunto de retención del disco de rotor, el repartidor en el primer lado axial incluye un receso biselado adaptado para acoplar el perno de tensión del motor de turbina a gas. Esto proporciona una construcción simple para posicionar e integrar el disco de rotor de la presente técnica en el motor de turbina a gas y en contacto con el perno de tensión del motor de turbina a gas.

En otra realización del conjunto de retención del disco de rotor, el segundo lado axial está adaptado para acoplarse con un árbol de transmisión del motor de turbina a gas, por ejemplo mediante un acoplamiento Hirth. Esto proporciona una construcción simple para posicionar e integrar el disco de rotor de la presente técnica en el motor de turbina a gas y en contacto con el árbol de transmisión del motor de turbina a gas.

Los atributos mencionados anteriormente y otras características y ventajas de la presente técnica y la manera de lograrlos serán más evidentes y la presente técnica en sí se entenderá mejor con referencia a la siguiente descripción de las realizaciones de la presente técnica tomadas en conjunto con los dibujos adjuntos, en donde:

La Figura 1 muestra parte de un motor de turbina a gas en una vista en sección y en la cual se incorpora un disco de rotor de turbina a gas de la presente técnica o se incorpora el conjunto de disco de rotor de turbina a gas de la presente técnica;

La Figura 2 ilustra esquemáticamente un disco de rotor conocido convencionalmente;

La Figura 3 ilustra esquemáticamente el disco de rotor conocido convencionalmente dispuesto dentro de la turbina a gas;

La Figura 4 ilustra esquemáticamente una realización de ejemplo del disco de rotor de la turbina a gas de la presente técnica;

La Figura 5 ilustra esquemáticamente el disco de rotor de la turbina a gas de la presente técnica dispuesto dentro de la turbina a gas;

La Figura 6 ilustra esquemáticamente el disco de rotor de la turbina a gas de la presente técnica de acuerdo como se ve a lo largo de un eje de rotación del disco de rotor de la turbina a gas de la presente técnica;

La Figura 7 ilustra esquemáticamente una forma de determinar una primera y una segunda extensión axial en el repartidor del disco de rotor de la turbina a gas;

La Figura 8 ilustra esquemáticamente otra forma de determinar la primera y la segunda extensión axial en el repartidor del disco de rotor de la turbina a gas;

La Figura 9 ilustra esquemáticamente aún otra forma de determinar la primera y la segunda extensión axial en el repartidor del disco de rotor de la turbina a gas;

La Figura 10 ilustra esquemáticamente un perfil de esfuerzo en un repartidor del disco de rotor convencionalmente conocido de las Figuras 2 y 3; y

La Figura 11 ilustra esquemáticamente un perfil de esfuerzo en un repartidor del disco de rotor de turbina a gas de la presente técnica de las Figuras 4 y 5.

A continuación, se describen en detalle las características mencionadas anteriormente y otras de la presente técnica. Se describen diversas realizaciones con referencia a los dibujos, en donde los mismos números de referencia se utilizan para referirse a elementos similares en todas partes. En la siguiente descripción, con fines explicativos, se exponen numerosos detalles específicos con el fin de proporcionar una comprensión completa de una o más realizaciones. Cabe señalar que las realizaciones que se ilustran están destinadas a explicar, y no a limitar, la invención. Puede resultar evidente que dichas realizaciones se pueden poner en práctica sin estos detalles específicos.

Puede observarse que en la presente divulgación, los términos "primero", "segundo", etc. se utilizan en el presente documento sólo para facilitar la discusión, y no tienen ningún significado temporal o cronológico particular a menos que se indique lo contrario.

La Figura 1 muestra un ejemplo de un motor 10 de turbina a gas en una vista en sección. El motor 10 de turbina a gas comprende, en serie de flujo, una entrada 12, un compresor o sección 14 de compresor, una sección 16 de combustor y una sección 18 de turbina las cuales están en general dispuestas en serie de flujo y en general alrededor y en la dirección de un eje 20 longitudinal o de rotación. El motor 10 de turbina a gas comprende además un árbol 22 el cual puede girar alrededor del eje 20 de rotación y el cual se extiende longitudinalmente a través del motor 10 de turbina a gas. El árbol 22 conecta de manera motriz la sección 18 de turbina a la sección 14 de compresor.

Durante la operación del motor 10 de turbina a gas, el aire 24, el cual se toma a través de la entrada 12 de aire, es comprimido por la sección 14 de compresor y entregado a la sección de combustión o sección 16 de quemador. La sección 16 de quemador comprende un eje 35 longitudinal del quemador, un plénum 26 de quemador, una o más cámaras 28 de combustión y al menos un quemador 30 fijado a cada cámara 28 de combustión. Las cámaras 28 de combustión y los quemadores 30 se encuentran dentro del plénum 26 de quemador. El aire comprimido que pasa a través del compresor 14 entra en un difusor 32 y se descarga a partir del difusor 32 hacia el plénum 26 de quemador a partir de donde una porción del aire entra en el quemador 30 y se mezcla con un combustible gaseoso o líquido. A continuación, se quema la mezcla de aire/combustible y el gas 34 de combustión o el gas de trabajo de la combustión se canaliza a través de la cámara 28 de combustión a la sección 18 de turbina a través de un conducto 17 de transición.

Este motor 10 de turbina a gas de ejemplo tiene una disposición 16 de sección de combustor canular, la cual está constituida por una disposición anular de latas 19 de combustor, cada una de las cuales tiene el quemador 30 y la cámara 28 de combustión, el conducto 17 de transición tiene una entrada en general circular que interconecta con la cámara 28 de combustión y una salida en la forma de un segmento anular. Una disposición anular de salidas del conducto de transición forma un anillo para canalizar los gases de combustión hacia la turbina 18.

La sección 18 de turbina comprende un número de discos 36 portadores de álabes unidos al árbol 22. En el presente ejemplo, dos discos 36 llevan cada uno una disposición anular de álabes 38 de turbina. Sin embargo, el número de discos portadores de álabes podría ser diferente, es decir, solo un disco o más de dos discos. Además, las paletas 40 de guía, las cuales están fijadas a un estator 42 del motor 10 de turbina a gas, están dispuestas entre las etapas de conjuntos anulares de álabes 38 de turbina. Entre la salida de la cámara 28 de combustión y los álabes 38 de turbina primcipales, se proporcionan las paletas 44 de guía de entrada y hacen girar el flujo de gas de trabajo hacia los álabes 38 de turbina.

El gas de combustión de la cámara 28 de combustión entra en la sección 18 de turbina e impulsa los álabes 38 de turbina los cuales a su vez hacen girar el árbol 22. Las paletas 40, 44 de guía sirven para optimizar el ángulo de combustión o gas de trabajo en los álabes 38 de turbina.

La sección 18 de turbina impulsa la sección 14 de compresor. La sección 14 de compresor comprende una serie axial de etapas 46 de álabe y etapas 48 de álabes de rotor. Las etapas 48 de álabes de rotor comprenden un disco de rotor que soporta un arreglo anular de álabes. La sección 14 de compresor también comprende una carcasa 50 que rodea las etapas de rotor y soporta las etapas 48 de paletas. Las etapas de paletas de guía incluyen una disposición anular de paletas que se extienden radialmente y que están montadas en la carcasa 50. Las paletas se proporcionan para presentar el flujo de gas en un ángulo óptimo para los álabes en un punto operacional del motor dado. Algunas de las etapas de paletas de guía tienen paletas variables, donde el ángulo de las paletas, alrededor de su propio eje longitudinal, se puede ajustar de acuerdo con el ángulo de acuerdo con las características del flujo de aire que pueden ocurrir en diferentes condiciones operacionales del motor.

La carcasa 50 define una superficie 52 radialmente exterior del paso 56 del compresor 14. Una superficie 54 radialmente interior del paso 56 está al menos parcialmente definida por un tambor 53 de rotor del rotor el cual está parcialmente definido por la disposición anular de álabes 48.

La presente técnica se describe con referencia al motor de turbina de ejemplo anterior que tiene un solo árbol o carrete que tiene un compresor de una sola etapa, de múltiples etapas, y una turbina de una sola etapa de una o más etapas. Sin embargo, debe apreciarse que la presente técnica es igualmente aplicable a motores de dos o tres árboles y los cuales puede usarse para aplicaciones industriales, aeronáuticas o marinas.

Los términos axial, radial y circunferencial se hacen con referencia al eje 20 de rotación del motor, a menos que se indique lo contrario.

La Figura 4 ilustra esquemáticamente una realización de ejemplo de un disco 1 de rotor del motor de turbina, y la Figura 5 ilustra esquemáticamente el disco 1 de rotor del motor de turbina de la Figura 4 cuando se incorpora con el motor 10 de turbina a gas de la Figura 1 y se pone en contacto con un perno 4 de tensión en un lado y con un árbol 3 de accionamiento en el otro lado del disco 1 de rotor. Un conjunto 100 de retención de disco de rotor del motor 10 de turbina a gas. El conjunto 100 de retención de disco de rotor comprende el perno 4 de tensión, el disco 1 de rotor y el eje 15 de rotación. El perno 4 de tensión y el disco 1 de rotor están dispuestos alrededor del eje (15) de rotación. El disco 1 de rotor del motor de turbina, en lo sucesivo también denominado disco 1 de rotor, es uno de los discos 36 de rotor representados en la Figura 1, particularmente el disco 1 de rotor es el disco 36 de rotor que está en contacto con el perno 4 de tensión. Se puede tomar en cuenta que aunque solo se representa un disco 1 de rotor entre el perno 4 de tensión y el árbol 3 de transmisión en la Figura 5, puede haber discos 36 de rotor adicionales entre el disco 1 de rotor de la Figura 5 y el árbol 3 de transmisión de la Figura 5. En dicha disposición con uno o más discos 36 de rotor además del disco 1 de rotor de la presente técnica, el disco 1 de rotor de la presente técnica se pone en contacto con un disco 36 de rotor adyacente a través de un acoplamiento 2 Hirth, el cual luego puede ponerse en contacto con un disco 36 de rotor adyacente subsiguiente a través de otro acoplamiento Hirth, y el cual a su vez puede estar en contacto con el árbol 3 de transmisión a través de aún otro acoplamiento 2 Hirth. En la disposición anteriormente mencionada con uno o más discos 36 de rotor además del disco 1 de rotor de la técnica actual, el disco 1 de rotor es el disco de rotor que está directamente en contacto o conectado al perno 4 de tensión.

Como se muestra en las Figuras 4 y 5, el disco 1 de rotor incluye un repartidor 60, una banda 70, una disposición 80 de retención de álabe, un eje 15 de rotación, un primer lado 91 axial y un segundo lado 92 axial. El repartidor 60 es una región o parte del disco 99 de rotor que rodea un orificio 11 central o un agujero 11 central. Como se muestra en la Figura 5, el agujero 11 central está dispuesto alrededor del eje 15 de rotación del disco 1 de rotor cuando el disco 1 de rotor está posicionado dentro del motor 10 de turbina a gas de la Figura 1. A partir del repartidor 60 se extiende radialmente la banda 70 la cual es una sección del disco 1 de rotor que conecta el repartidor 60 a la disposición 80 de retención de álabe. La disposición 80 de retención de álabe comprende normalmente ranuras (no se muestran) en cuyas raíces (no se muestran) están dispuestas o fijas una pluralidad de álabes 38 de turbina (que se muestran en la Figura 1). Así, los álabes 38 de turbina están dispuestos circunferencialmente en el disco 1 de rotor y se extienden radialmente hacia afuera, con respecto al eje 15 de rotación o al eje 20 de rotación, a partir del disco 1 de rotor y particularmente hacia afuera a partir de la disposición 80 de retención de álabe del disco 1 de rotor. El disco 1 de rotor y la pluralidad de álabes 38 de turbina dispuestos en el disco 1 de rotor juntos forman un conjunto 100 del disco de rotor de motor de turbina como se muestra en la Figura 1. El eje 15 de rotación del disco 1 de rotor se superpone al eje 20 de rotación cuando el disco 1 de rotor está posicionado dentro del motor 10 de turbina a gas de la Figura 1.

Como se muestra en la Figura 5, un perno 4 de tensión del motor 10 de turbina a gas pasa a través del agujero 11 central y se pone en contacto físicamente en el primer lado 91 axial del disco 1 de rotor. El perno 4 de tensión soporta la carga del conjunto 100 del disco de rotor del motor de turbina, es decir, del disco 1 de rotor y los álabes 38 de turbina dispuestos en el disco 1 de rotor, cuando el conjunto 100 del disco de rotor de motor de turbina gira durante la operación del motor 10 de turbina a gas. En el segundo lado 92 axial del disco 1 de rotor, el disco 1 de rotor está en contacto o acoplado con el árbol 3 de transmisión del motor 10 de turbina a gas a través en general de un acoplamiento 2 Hirth. La ubicación del acoplamiento 2 Hirth se representa en la Figura 4, aunque la Figura 4 no muestra esquemáticamente el acoplamiento 2 Hirth en su totalidad junto con el árbol 3 de accionamiento. El árbol 3 de accionamiento acopla de manera giratoria el motor 10 de turbina a gas a una carga con la corriente, por ejemplo, un generador (no se muestra). El primer y el segundo lados 91 y 92 axiales están con respecto al eje 15 de rotación. El primer lado 91 axial está adaptado para acoplar el perno 4 de tensión del motor 10 de turbina a gas. El primer lado 91 axial puede incluir un receso 13 biselado para recibir el perno 4 de tensión, como se muestra en las Figuras 4 y 5, o

para recibir una cabeza de tuerca (no se muestra) conectada al perno 4 de tensión. La Figura 5 muestra el segundo lado 92 axial conectado al árbol 3 de transmisión a través del acoplamiento 2 Hirth, sin embargo, como se ha mencionado anteriormente, el segundo lado 92 axial se puede conectar alternativamente a un disco 36 de rotor dispuesto posteriormente a través del acoplamiento 2 Hirth.

El perno 4 de tensión aplica una fuerza de compresión a través del disco 1 o un número de discos y para asegurar el disco o los discos al árbol 3 de transmisión. Por lo tanto, el perno 4 de tensión está bajo tensión. El perno 4 de tensión se puede unir y apretar al árbol de transmisión mediante una disposición 102 de estrías.

La disposición 80 de retención de álabe tiene un centro de masa 82. El centro de masa 82 puede ser un centro geométrico de la disposición 80 de retención de álabe cuando la disposición 80 de retención de álabe está formada de manera simétrica y con un material homogéneo. Se puede asumir que la disposición 80 de retención de álabe está dividida por un plano 5 radial que pasa a través del centro de masa 82 de la disposición 80 de retención de álabe y es perpendicular al eje 15 de rotación. Las Figuras 4, 5 y 6 representan esquemáticamente el plano 5 radial. El plano 5 radial se extiende a través del disco 1 de rotor cruzando el agujero 11 central, el repartidor 60, la banda 70 y la disposición 80 de retención de álabe.

Como se muestra en las Figuras 4 y 5, el plano 5 radial al intersectar el repartidor 60 define una primera porción 61 lateral axial en el repartidor 60 hacia el primer lado 91 axial y una segunda porción 62 lateral axial en el repartidor 60 hacia el segundo lado 92 axial. En el disco 1 de rotor, la segunda porción 62 lateral axial se extiende axialmente entre un 10% y un 30% más que la primera porción 61 lateral axial. Las Figuras 7, 8 y 9 presentan diferentes formas de definir la extensión axial de la primera porción 61 lateral axial y la segunda porción 62 lateral axial.

Como se muestra en las Figuras 8 y 9, la primera porción 61 lateral axial tiene una extensión 63 axial y la segunda porción 62 lateral axial tiene una extensión 64 axial. De acuerdo con la presente técnica, en el disco 1 de rotor, la extensión 64 axial de la segunda porción 62 lateral axial es entre un 10% y un 30% mayor que la extensión 63 axial de la primera porción 61 lateral axial.

Como se muestra esquemáticamente en la Figura 8, las mediciones de la primera extensión 63 axial y la segunda extensión 64 axial están limitadas a una región 67 del repartidor 60. En otras palabras, la medición de la primera extensión 63 axial y la segunda extensión 64 axial se realizan dentro de la región 67 del repartidor 60. Las mediciones de la primera extensión 63 axial y la segunda extensión 64 axial se realizan en una línea recta continua perpendicular al plano 5 radial. La medición o valor de la primera extensión 63 axial es una medida de longitud o distancia a partir del plano 5 radial hasta un borde del primer lado 91 axial dentro de la región 67, es decir, una medida de longitud de la primera porción 61 lateral axial. De manera similar, la medición o valor de la segunda extensión 64 axial es una medida de longitud o distancia a partir del plano 5 radial hasta un borde del segundo lado 92 axial dentro de la región 67, es decir, una medida de longitud de la segunda porción 62 lateral axial. La región 67 del repartidor 60 es una región o porción del repartidor 60 que tiene similitud geométrica en el primer lado 91 axial y el segundo lado 92 axial.

La similitud geométrica como se usa en el presente documento significa que dentro de la región 67 el primer y el segundo lados 91, 92 axiales tienen ambos la misma forma, o uno tiene la misma forma que la imagen especular del otro, reflejado a través del plano 5 radial. Un ejemplo de similitud geométrica es cuando los lados 91, 92 axiales tienen un ángulo de curvatura igual o sustancialmente similar en sus bordes respectivos dentro de la región 67.

Como se muestra en la Figura 7, la región 67 del repartidor 60 está libre de una conexión 68 formada integralmente que sobresale del repartidor 60. La conexión 68 formada integralmente puede estar adaptada para hacer contacto con uno o más componentes 7 del motor 10 de turbina a gas, por ejemplo un soporte que se extiende a partir del repartidor 60 y adaptado para hacer contacto con un disco de rotor subsiguiente (no se muestra). En otras palabras, la medición de las extensiones 63, 64 axiales no incluye ninguna de dichas conexiones 68 formadas integralmente y están limitadas a un cuerpo principal del repartidor 60. La Figura 7 representa otra región 69 en el repartidor 60 del disco 1 de rotor. La región 69 muestra la conexión 68 formada integralmente, por ejemplo, una proyección 68 que se extiende hacia afuera a partir del repartidor 60. A la vez que se determina la extensión 63, 64 axial, es decir, a la vez que se miden la primera y la segunda porciones 61, 62 laterales axiales, las mediciones deben realizarse dentro la región 67 o de la región 67 y no dentro de la región 69 o de la región 69.

Como se muestra en la Figura 9, las mediciones de las extensiones 63, 64 axiales se definen en una superficie 88 axial del repartidor 60. En otras palabras, la medición o valor de la primera extensión 63 axial es una medida de longitud o distancia a partir del plano 5 radial hasta un borde de la superficie 88 axial del primer lado 91 axial, es decir, una medida de longitud de la primera porción 61 lateral axial. De manera similar, la medición o valor de la segunda extensión 64 axial es una medida de longitud o distancia a partir del plano 5 radial hasta un borde de la superficie 88 axial del segundo lado 92 axial, es decir, una medida de la longitud de la segunda porción 62 lateral axial. La superficie 88 axial es una superficie del repartidor 60 que define el agujero 11 central.

La Figura 11 ilustra esquemáticamente un perfil de esfuerzo en el repartidor 60 del disco 1 de rotor de turbina a gas de la presente técnica, por ejemplo en la realización de ejemplo del disco 1 de rotor como se muestra en las Figuras 4 y 5. El perfil de esfuerzo en el repartidor 60 del disco 1 de rotor puede entenderse comparativamente con respecto al perfil de esfuerzo en el repartidor 60 del disco 99 de rotor convencionalmente conocido como se muestra en la Figura 10 para el disco 99 de rotor convencionalmente conocido que se muestra en las Figuras 2 y 3.

En el disco 1 de rotor de la presente técnica, debido a la mayor extensión 64 axial de la segunda porción 62 lateral axial, la concentración de esfuerzo se optimiza y se distribuye de manera diferente en comparación con el perfil de esfuerzo representado en la Figura 10 para el disco 99 de rotor convencionalmente conocido. Debido a la extensión 64 axial aumentada de la segunda porción 62 lateral axial, el esfuerzo máximo se forma sustancialmente hacia un centro del repartidor 60, en lugar de formarse en el borde 93 como se mencionó anteriormente en el caso del perfil de esfuerzo representado en la Figura 10 para el disco 99 de rotor convencionalmente conocido.

Puede observarse que la mayor extensión axial de la segunda porción 62 lateral axial en comparación con la primera porción 61 lateral axial resulta de tener más material del repartidor 60 en la segunda porción 62 lateral axial en comparación con la primera porción 61 lateral axial del repartidor 60, sin embargo, el aumento en la extensión axial, es decir, la adición de más material en la segunda porción 62 lateral axial en comparación con la primera porción 61 lateral axial del repartidor 60 no se realiza como un componente separado, el repartidor 60 que incluye la primera porción 61 lateral axial y la segunda porción 62 lateral axial está formado integralmente como un solo cuerpo junto con la banda 70 y la disposición 80 de retención de álabe.

A la vez que la presente técnica se ha descrito en detalle con referencia a ciertas realizaciones, debe apreciarse que la presente técnica no está limitada a esas realizaciones precisas. Más bien, en vista de la presente divulgación la cual describe modos de ejemplo para poner en práctica la invención reivindicada, se presentarían diversas modificaciones y variaciones a los expertos en la técnica sin apartarse del alcance de las reivindicaciones. El alcance de la invención, por lo tanto, está indicado por las siguientes reivindicaciones en lugar de por la descripción anterior. Todos los cambios, modificaciones y variaciones que entren dentro del significado y rango de equivalencia de las reivindicaciones deben considerarse dentro de su alcance.

REIVINDICACIONES

1. Un conjunto (100) de retención del disco de rotor de un motor (10) de turbina a gas, comprendiendo el conjunto (100) de retención del disco de rotor un perno (4) de tensión, un disco (1) de rotor, un árbol (3) de transmisión, y un eje (15) de rotación; el perno (4) de tensión y el disco (1) de rotor están dispuestos alrededor del eje (15) de rotación;

comprendiendo el disco (1) de rotor

- un repartidor (60), una banda (70), una disposición (80) de retención de álabe, el eje (15) de rotación, un primer lado (91) axial y un segundo lado (92) axial,

- el repartidor (60) tiene un agujero (11) central alrededor del eje (15) de rotación,

- la banda (70) formada integralmente con y se extiende radialmente hacia afuera a partir del repartidor (60) hasta la disposición (80) de retención de álabe;

- la disposición (80) de retención de álabe tiene un centro de masa (82) y un plano (5) radial pasa a través del centro de masa (82) y perpendicular al eje (15) de rotación,

- el primer lado (91) axial acopla el perno (4) de tensión y el segundo lado (92) axial acopla el árbol (3) de transmisión en carga escalonada; y

- el plano (5) radial interseca el repartidor (60) definiendo una primera porción (61) lateral axial hacia el primer lado (91) axial y una segunda porción (62) lateral axial hacia el segundo lado (92) axial,

caracterizado porque

- la segunda porción (62) lateral axial tiene una extensión (64) axial entre un 10% y un 30% mayor que la extensión (63) axial de la primera porción (61) lateral axial.

2. El conjunto (100) de retención del disco de rotor de acuerdo con la reivindicación 1, en donde la extensión (64) axial de la segunda porción (62) lateral axial es entre un 20% y un 25% mayor que la extensión (63) axial de la primera porción (61) lateral axial.

3. El conjunto (100) de retención del disco de rotor de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, en donde las mediciones de la primera extensión (63) axial y la segunda extensión (64) axial están limitadas a una región (67) del repartidor (60) que tiene similitud geométrica en el primer lado (91) axial y el segundo lado (92) axial.

4. El conjunto (100) de retención del disco de rotor de acuerdo con la reivindicación 3, en donde la región (67) del repartidor (60) está libre de una conexión (68) formada integralmente que sobresale a partir del repartidor (60) y está adaptada para hacer contacto con uno o más componentes (7) del motor (10) de turbina a gas.

5. El conjunto (100) de retención del disco de rotor de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en donde las mediciones de las extensiones (63, 64) axiales se definen en una superficie (88) axial del repartidor (60).

6. El conjunto (100) de retención del disco de rotor de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en donde el repartidor (60) en el primer lado (91) axial comprende un receso (13) biselado adaptado para acoplar el perno (4) de tensión del motor (10) de turbina a gas.

7. El conjunto (100) de retención del disco de rotor de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1-6, en donde el segundo lado (92) axial se acopla con el árbol (3) de transmisión del motor (10) de turbina a gas a través de un acoplamiento (2) Hirth.

8. El conjunto (100) de retención del disco de rotor de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, en donde el perno (4) de tensión y el disco (1) de rotor son coaxiales entre sí alrededor del eje (15) de rotación.

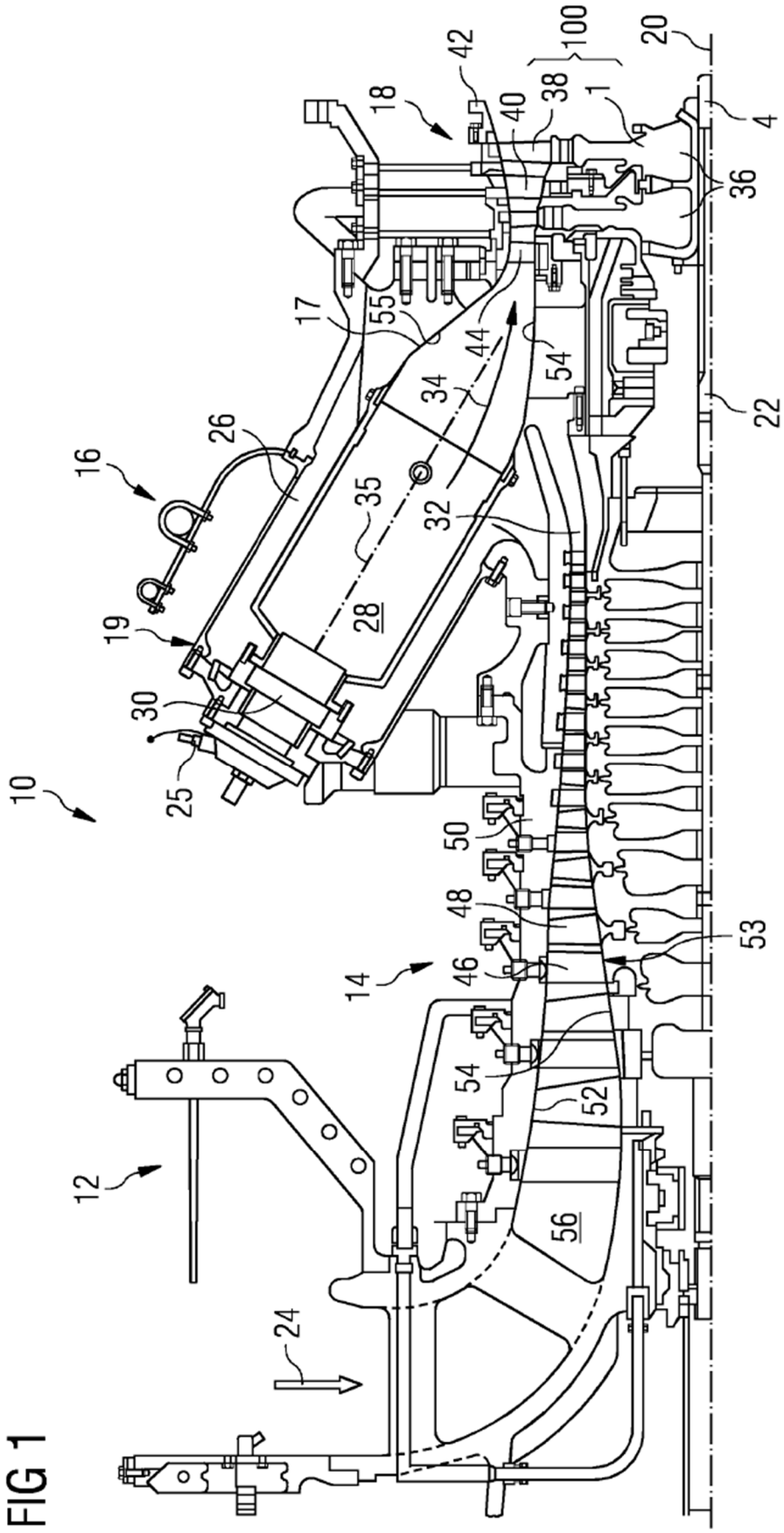

10
12
14
16
17
18
19
20
22
24
25
26
28
30
32
34
35
36
38
40
42
44
46
48
50
52
53
54
55
56
100
1
4

FIG 1

FIG 2
TÉCNICA ANTERIOR

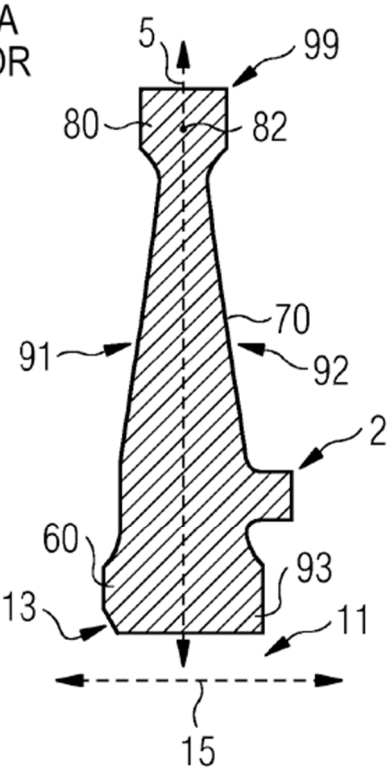


FIG 3
TÉCNICA ANTERIOR

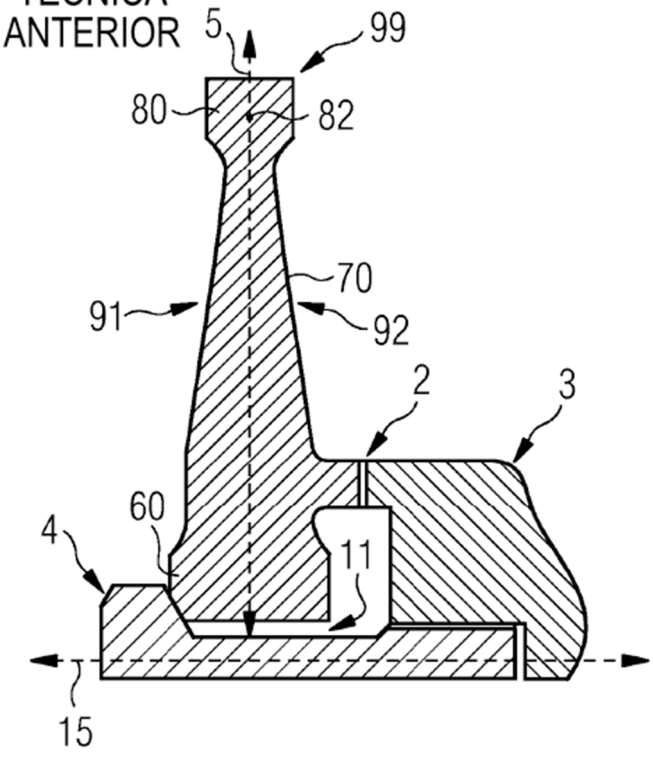


FIG 4

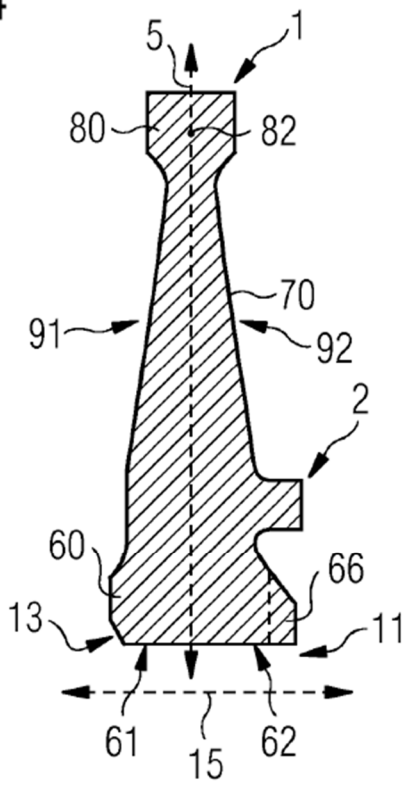

5
1
80
82
70
91
92
2
60
66
13
11
61
15
62

FIG 5

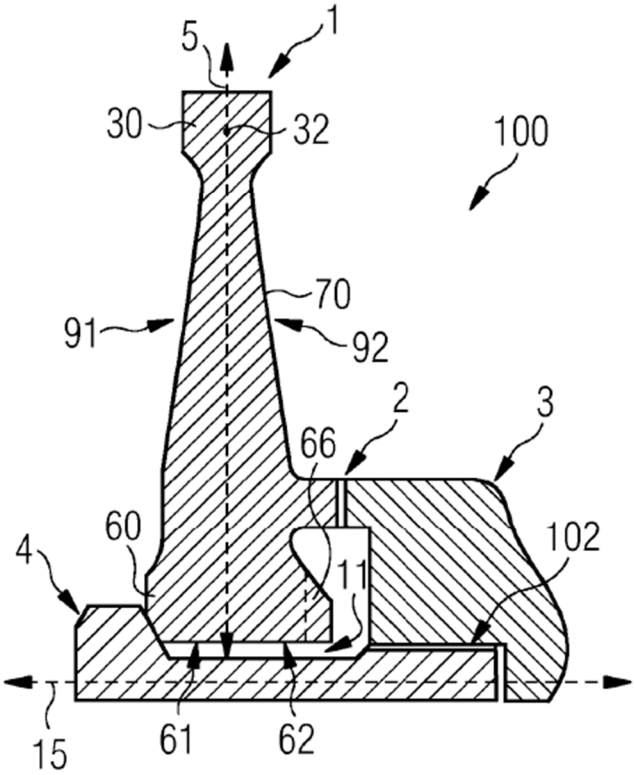

5
1
30
32
100
70
91
92
2
3
66
60
102
4
11
15
61
62

FIG 6

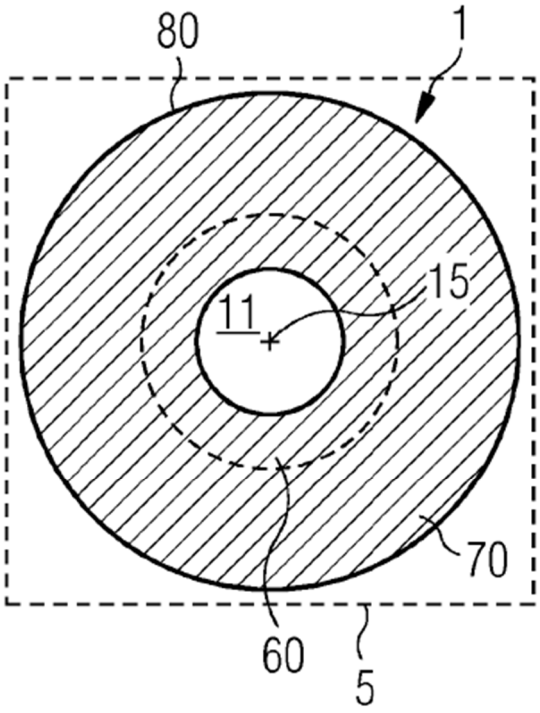


FIG 7

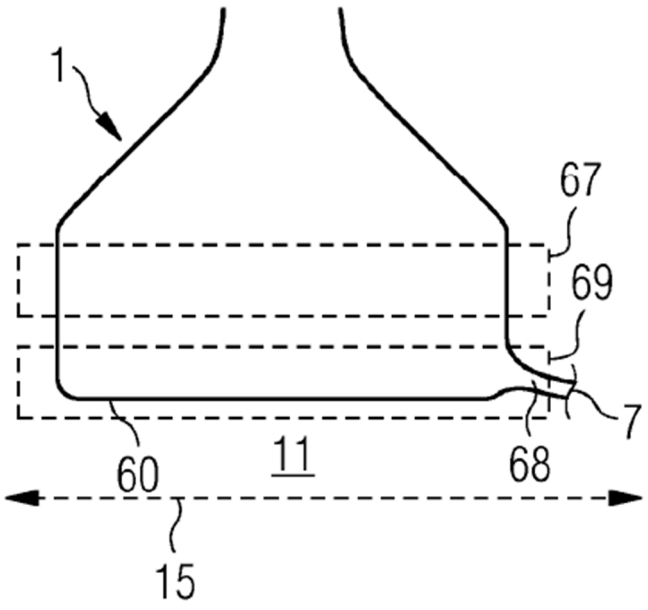


FIG 8

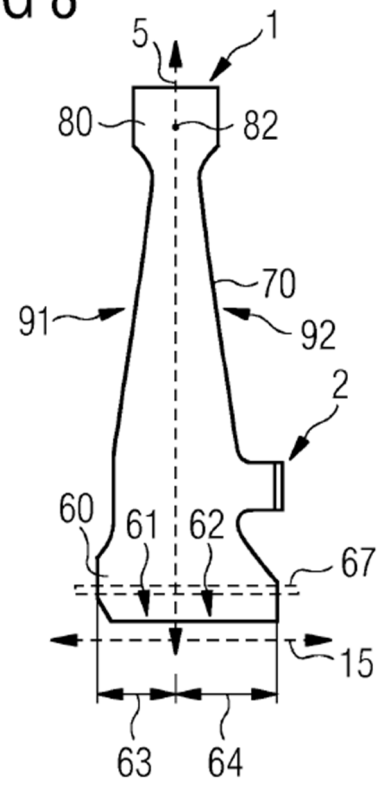

5
1
80
82
70
91
92
2
60
61
62
67
15
63
64

FIG 9

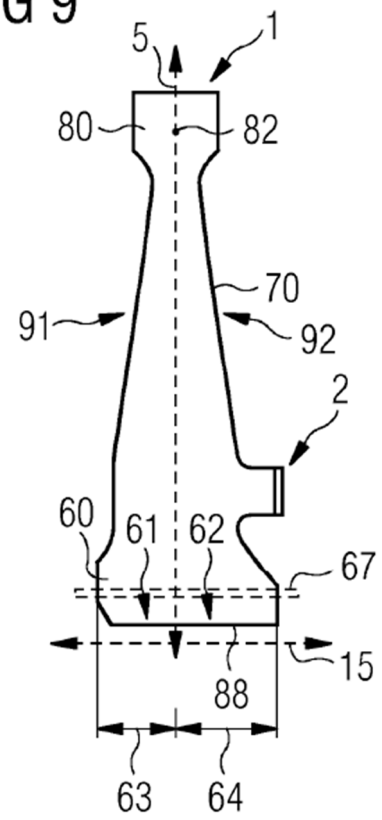

5
1
80
82
70
91
92
2
60
61
62
67
15
88
63
64

FIG 10

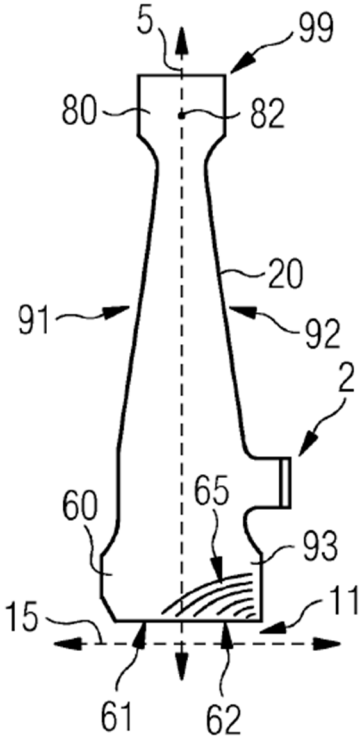
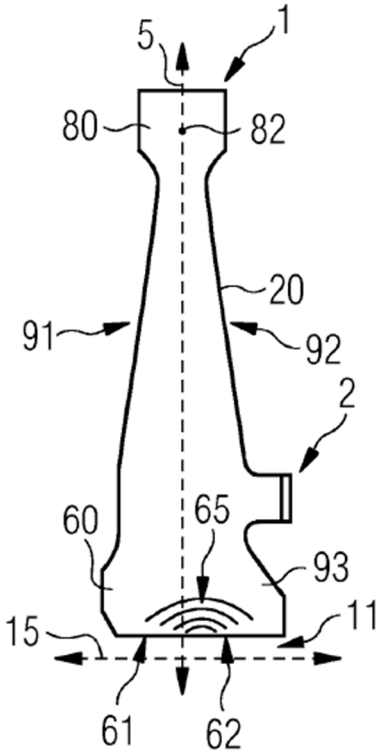

5
99
80
82
20
91
92
2
60
65
93
15
11
61
62

FIG 11


1
5
80
82
20
91
92
2
60
65
93
15
11
61
62