

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 948 801**

51 Int. Cl.:

F01D 5/04 (2006.01)
B23P 15/00 (2006.01)
F01D 5/14 (2006.01)
F01D 5/18 (2006.01)
F01D 5/28 (2006.01)
F01D 5/34 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.06.2020** **E 20181050 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.06.2023** **EP 3926139**

54 Título: **Rueda de rotor con palas**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
19.09.2023

73 Titular/es:

ITP ENGINES UK LTD (100.0%)
Whittle Estate Cambridge Rd
Whetstone LE8 6LH, GB

72 Inventor/es:

BALANDIER, QUENTIN LUC

74 Agente/Representante:

ARIAS SANZ, Juan

ES 2 948 801 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

Rueda de rotor con palas

Campo técnico de la invención

La presente invención pertenece al campo de las turbinas de gas, usadas en
5 motores aeronáuticos para la propulsión de aeronaves. En particular, la invención se refiere a la integración de componentes de rotor de alta temperatura por medio de fabricación aditiva.

Antecedentes de la invención

Los motores aeronáuticos están compuestos por una turbina de gas, que desarrolla
10 un ciclo termodinámico de Brayton. En tal ciclo, aire discurre a través de un compresor, una cámara de combustión y una turbina. La temperatura máxima alcanzada en la cámara de combustión determina la eficiencia y la potencia máxima del ciclo termodinámico. Por tanto, una de las principales líneas de investigación en el desarrollo de motores aeronáuticos tiene como objetivo diseñar sistemas que
15 aumenten la temperatura del proceso de combustión y la temperatura resultante en la primera etapa de la turbina.

En motores aeronáuticos recientes, la temperatura a la que el aire que sale de la cámara de combustión entra en la primera etapa de la turbina puede ser de hasta
20 1700 °C (temperatura del aire). Por tanto, se requiere un complejo sistema de enfriamiento para evitar que los álabes y las palas de turbinas funcionen a temperaturas de metal por encima de su punto de fusión.

Además, las palas de 1ª etapa de turbina se someten a presiones de gas, cargas centrífugas y temperaturas que inducen altos esfuerzos, tanto mecánicos como
25 térmicos, así como vibraciones posiblemente altas. Todos estos factores pueden provocar fatiga o fallos por fluencia de las palas. Por tanto, se considera que el diseño de la pala de primera etapa de turbina es uno de los puntos de diseño más difíciles para la tecnología de turbinas de gas.

Además, el diseño del disco que soporta la pala también es difícil, principalmente debido al hecho de que un disco (a diferencia de una pala) está clasificado como
30 parte crítica. Su fallo no puede contenerse por el cárter del motor y conducirá al desprendimiento de residuos peligrosos, dañando posiblemente el fuselaje.

En este contexto, la pala y el disco de la etapa de turbina de alta presión (es decir,

conjunto de pala y disco de turbina de primera etapa) ha recibido la mayor atención durante los últimos desarrollos de los motores aeronáuticos. La capacidad para funcionar a temperaturas de gas cada vez más altas ha resultado de una combinación de mejoras de material y el diseño de disposiciones más sofisticadas para el enfriamiento interno y externo. Algunos ejemplos de desarrollos de tecnología para tratar con las condiciones de turbina extremas pueden comprender:

- *Materiales de alta temperatura que muestran un alto rendimiento en entornos extremos.*

Estos materiales tienen una alta resistencia a la tracción, resistencia a la fluencia, resistencia a la corrosión y oxidación a altas temperaturas. Ejemplos de materiales usados en la fabricación de palas y discos de turbina son superaleaciones a base de níquel.

Los requisitos específicos para materiales de palas y de discos son diferentes. Por ejemplo, una pala de turbina (directamente expuesta a gases calientes) requiere de manera predominante una alta resistencia a la fluencia en combinación con una alta resistencia a la corrosión y/u oxidación. Un disco requiere de manera predominante una alta resistencia a la tracción y buenas propiedades de fatiga para evitar su rotura peligrosa en funcionamiento. Adicionalmente, la pala se moldea, mientras que el disco se forja en el presente estado de la técnica de turbinas de primera etapa de motor aeronáutico.

Estos diferentes requisitos dan como resultado diferentes composiciones químicas en palas y discos. Por ejemplo, una pala de turbina de primera etapa puede realizarse a partir de CMSX4®, que puede funcionar a temperaturas de metal por encima de 1150 °C. CMSX4® es una aleación a base de níquel, que contiene renio para mejorar la resistencia a la fluencia de la pala. Su composición es: Cr (6,5 % en peso), Co (9,6 % en peso), W (6,4 % en peso), Re (3 % en peso), Mo (0,6 % en peso), Al (5,6 % en peso), Ti (1,0 % en peso), Ta (6,5 % en peso), Hf (0,1 % en peso), Ni (resto).

En cambio, la composición de la aleación RR 1000® usada en los discos de algunos motores aeronáuticos recientes es: Cr (14,35-15,15 % en peso), Co (14-19 % en peso), Al (2,85-3,15 % en peso), Ti (3,45-4,15 % en peso), Mo (4,25-5,25 % en peso), C (0,012-0,33 % en peso), B (0,01-0,025 % en peso), Zr (0,05-0,07 % en peso), Hf (0-1 % en peso), Ni (resto). Las ligeras diferencias en las composiciones

químicas de la superaleación dan como resultado diferentes propiedades mecánicas y diferentes capacidades de formación y fabricación (especialmente, capacidades de forjado o moldeo) adaptadas a los requisitos específicos del componente.

5 - *Microestructura mejorada de dichos materiales.*

Varias técnicas tales como refuerzo en disolución sólida, endurecimiento por precipitación, solidificación direccional o moldeo de cristales individuales permiten un aumento de las temperaturas en funcionamiento del metal. En el caso de palas de turbinas, en las que la resistencia a la fluencia es el principal atributo seleccionado como objetivo, la solidificación direccional o el moldeo de cristales individuales producen uno o unos pocos granos orientados en la dirección de la carga centrífuga de pala. Esto aumenta en gran medida la resistencia a la fluencia de la pala frente a una pala realizada a partir de una aleación multicristalina. Además, el procedimiento de moldeo permite la producción de canales de enfriamiento requeridos para el enfriamiento de la pala de turbina de primera etapa.

En el caso de discos de turbina, en los que la resistencia a la tracción y la resistencia a la fatiga son los principales atributos seleccionados como objetivo, diferentes métodos de forjado de metal permitieron optimizar la microestructura y las propiedades mecánicas del disco, aumentando su capacidad de temperatura. Se han desarrollado altas calidades de material de aleación a base de níquel, realizada a partir de procedimientos de forjado complejos tales como prensado isostático en caliente de forma neta de aleaciones en polvo, y ahora se usan en la producción. Tales aleaciones complejas tienen una capacidad de temperatura superior a las generaciones anteriores de aleaciones a base de níquel. Los procedimientos de forjado modernos también se controlan estrechamente para reducir la probabilidad de aparición y tamaño posible de defectos de material en el cuerpo del disco. Esto reduce el riesgo de propagación de defectos y rotura de disco peligrosa en funcionamiento hasta niveles dentro de los requisitos reguladores.

30 - *Optimización de características de enfriamiento*

El diseño de la pala de turbina de alta presión proporciona varias características de enfriamiento, tales como canales de enfriamiento internos, en los que las palas de turbina reciben aire comprimido extraído a partir del compresor que se inyecta en

las palas de turbina a través de orificios ubicados en las secciones inferiores de la pala. Dicho aire de enfriamiento extraído a partir del compresor evita el combustor gracias a un sistema de aire secundario paralelo al trayecto de gas principal. También establece una capa de protección sobre las palas, impidiendo por tanto el
5 contacto directo con los gases calientes procedentes del trayecto de gas principal (es decir, enfriamiento por película). Además, con frecuencia se depositan de manera térmica recubrimientos protectores, tales como recubrimientos de cerámica, sobre palas de turbina metálicas.

También pueden mecanizarse (es decir, perforarse) canales de enfriamiento en el
10 disco de turbina forjado. Sin embargo, esto pone en peligro significativamente la integridad del disco, ya que crea una característica de concentración de esfuerzo y puede conducir a microrrebabas durante la perforación. Esto pone en peligro la vida útil del disco y, por tanto, no es preferible ya que el disco está clasificado como parte crítica.

15 - *Integración de pala y disco*

Finalmente, un área clave para la optimización del rendimiento de turbinas es la integración de las palas y los discos en las diferentes etapas de rotor. En motores de turbina de gas, las palas se unen normalmente a discos con disposiciones de cola de milano o con serraciones. En particular, en una pala de turbina, una
20 superficie aerodinámica está conectada a una plataforma inferior, una porción de vástago recta y una porción de raíz en el lado inferior de la pala, para engancharse con una porción de la parte periférica del disco (generalmente denominada reborde de disco). Dicha porción de raíz está conformada para restringirse contra el desprendimiento radial mediante al menos un par de superficies que entran en
25 contacto con el disco en superficies opuestas respectivas recortadas en el mismo. En realizaciones particulares, las uniones de cola de milano están algunas veces en forma de uniones de un único diente. Sin embargo, la mayor parte de las soluciones actuales para porciones de raíz en disposiciones de turbina incluyen múltiples pares de superficies de contacto que entran en contacto con múltiples pares de
30 superficies de disco, respectivamente. Esta disposición tiene como objetivo reducir los esfuerzos de contacto aumentando el área de contacto total entre la pala y el disco. Sin embargo, debido a limitaciones de espacio, esta disposición crea características afiladas y pequeños radios con altas concentraciones de esfuerzo. Pone en peligro la vida útil tanto de la pala de turbina como del disco.

Durante el funcionamiento, las superficies de contacto pueden experimentar microdeslizamientos y vibraciones, debido a la reacción de las cargas de gas de superficie aerodinámica. En este sentido, con frecuencia se inician grietas en la región de unión en la superficie de contacto de pala con disco.

- 5 Por tanto, recientes desarrollos van dirigidos a mejorar la geometría y el comportamiento de dichas uniones con serraciones, tales como el “coronado” de superficies de contacto, para reducir la distribución de esfuerzo en las superficies de contacto de unión y retrasar la nucleación de grietas.

- 10 A pesar de las exigentes tolerancias de fabricación impuestas para características de acoplamiento tanto de pala como de disco (es decir, estructuras con serraciones/de cola de milano, surcos de cubo de disco correspondientes y placas de bloqueo que garantizan la retención axial de la pala con respecto al disco), están presentes huecos entre componentes en las superficies de contacto de pala con disco, para permitir la fabricación y el ensamblaje, y adaptarse a la expansión y 15 compresión resultantes de las cargas térmicas y centrífugas. Estos huecos pueden provocar fugas y pérdidas de rendimiento.

Adicionalmente, debido a la complejidad de la superficie de contacto entre la pala y el disco y a la complejidad del trayecto de gas secundario resultante, la transmisión de aire de enfriamiento desde el compresor hasta la pala de turbina no es óptima.

- 20 Como resultado, el enfoque de diseño técnico actual en la industria de las turbinas de gas, que se centra en la integración estructural de disposiciones de pala de turbina-disco por medio de uniones con serraciones y placas de bloqueo, todavía impone una alta penalización al rendimiento y la eficiencia de la etapa de turbina. El documento EP3486430 da a conocer una rueda de rotor con palas de una etapa de 25 turbina de motor aeronáutico según el preámbulo de la reivindicación 1. En el documento US2018/230831 se da a conocer una rueda de rotor con palas similar.

Sumario de la invención

- La presente invención proporciona una solución alternativa para los problemas anteriormente mencionados proporcionando una rueda de rotor con palas según la 30 reivindicación 1, y una turbina de motor aeronáutico según la reivindicación 15.

Todas las características descritas en esta memoria descriptiva, incluyendo las reivindicaciones, descripción y dibujos, pueden combinarse en cualquier

combinación, con la excepción de combinaciones de características mutuamente excluyentes. Las reivindicaciones dependientes definen realizaciones preferidas de la invención.

5 A lo largo de todo el documento, se hará referencia a varios términos particulares para los que ahora se proporciona una descripción. Por tanto, estos términos deben interpretarse de la siguiente manera.

La fabricación aditiva (AM), también denominada impresión en 3D, se refiere a métodos y tecnologías de fabricación actuales en los que se construyen componentes tridimensionales aplicando capas sucesivas de material con control informático, partiendo de un modelo digital del componente que va a producirse. En particular, para componentes complejos de un motor aeronáutico, las aleaciones que pueden usarse para impresión en 3D incluyen, como ejemplos, aleaciones a base de acero, níquel o titanio. Además, los ejemplos de tipos de técnicas de fabricación aditiva para producir componentes de motor aeronáutico incluyen sinterizado o fusión por láser selectiva.

Dado que el primer aspecto de la invención, es decir, la rueda de rotor con palas, y algunas realizaciones de la invención se refieren a la integración entre la pala y el disco de una etapa de rotor de turbina por medio de una zona de transición impresa en 3D que fusiona de manera solidaria dichos componentes, se entenderá que la rueda de rotor con palas comprende una pala de rotor y un disco de rotor. Por tanto, los términos “porción de una pala de rotor” y “porción de un disco de rotor forjado” se usarán para centrarse en la porción de dichos elementos (es decir, la pala de rotor y el disco) que participan en la integración estructural de toda la rueda de rotor con palas de una etapa de turbina de motor aeronáutico.

25 Adicionalmente, el experto en la técnica entenderá que la rueda de rotor con palas de la invención puede comprender una pluralidad de palas de rotor distribuidas de manera uniforme 360° a lo largo de toda la zona de anillo (es decir, porción de reborde) del disco, estando fusionadas de manera solidaria dicha pluralidad de palas de rotor con dicha zona de anillo, mediante zonas de transición impresas en 3D respectivas (es decir, estructuras de unión).

En este sentido, la rueda de rotor con palas de una turbina de motor aeronáutico proporcionada por la invención puede denominarse disco con palas (“*blisk*”). Sin embargo, a diferencia de los discos con palas de compresor conocidos, en los que

todo el componente se mecaniza a partir de un bloque macizo de material, el “disco con palas” de turbina propuesto por la presente invención propone grandes modificaciones y consideraciones estructurales.

5 En particular, en disposiciones de compresor, las condiciones del entorno son mucho más suaves que en disposiciones de turbina. Especialmente, las temperaturas de aire de funcionamiento máximas son de aproximadamente 650 °C, lo cual da como resultado requisitos mucho menos restrictivos. Como resultado, los discos con palas de compresor se mecanizan habitualmente a partir de aleaciones con capacidad de temperatura media tales como titanio o acero. Como ejemplo
10 adicional, dado que los componentes no se someten a fluencia como se someten los componentes de turbina, los pequeños tamaños de grano de las aleaciones de discos con palas de compresor no limitan la vida útil de componente. No se requiere ninguna optimización de la microestructura de aleación tal como una forma de cristales individuales o solidificada de manera direccional.

15 Además, no se requieren canales de enfriamiento en discos con palas de compresor, dando como resultado geometrías de superficie aerodinámica mucho más sencillas, más pequeñas y más ligeras. Dado que los canales de enfriamiento internos están ausentes en los discos con palas de compresor, no se requiere un procedimiento de moldeo.

20 Como resultado, los discos con palas de compresor pueden mecanizarse directamente a partir de un único bloque macizo de material. Debido a sus requisitos sencillos, un disco con palas de compresor tiene tamaños de grano uniformes (y atributos mecánicos resultantes) en sus partes de pala y de discos. No se requiere ninguna optimización espacial de sus atributos.

25 Según un primer aspecto de la invención, la invención proporciona una rueda de rotor con palas de una etapa de turbina de motor aeronáutico, comprendiendo la rueda de rotor con palas:

- una porción de una pala de rotor, proporcionada mediante un procedimiento de moldeo como una aleación de cristales individuales o realizada a partir de una
30 aleación solidificada de manera direccional, comprendiendo la porción de una pala de rotor una superficie aerodinámica, una porción de vástago y una superficie inferior,

- una porción de un disco de rotor forjado, comprendiendo dicha porción de un disco

de rotor forjado una porción de reborde y una superficie exterior,

- una estructura de unión proporcionada mediante un procedimiento de fabricación aditiva y configurada para fusionar de manera solidaria la porción de una pala de rotor con la porción de un disco de rotor forjado,

5 en la que,

la superficie inferior de la porción de una pala de rotor hace tope con la porción de reborde de la porción de un disco de rotor forjado,

la estructura de unión está fusionada con,

- una superficie exterior de la porción de vástago, proporcionando por tanto la
10 estructura de unión y la porción de vástago continuidad estructural a través de una superficie de contacto de unión formada entre la estructura de unión y la porción de una pala de rotor, y

- la superficie exterior de la porción de un disco de rotor forjado, proporcionando por tanto continuidad estructural a través de una superficie de contacto de unión
15 formada entre la estructura de unión y la porción de un disco de rotor forjado,

la estructura de unión comprende un primer canal de enfriamiento conformado en la misma mediante el procedimiento de fabricación aditiva, comprendiendo dicho primer canal de enfriamiento una entrada y una salida,

la porción de una pala de rotor comprende un segundo canal de enfriamiento
20 conformado en la misma mediante el procedimiento de moldeo, comprendiendo dicho segundo canal de enfriamiento una entrada y una salida,

en la que,

el primer canal de enfriamiento y el segundo canal de enfriamiento son complementarios, de tal manera que cuando se fusiona la estructura de unión con
25 la superficie exterior de la porción de vástago de pala de rotor, la salida del primer canal de enfriamiento coincide con la entrada del segundo canal de enfriamiento, proporcionando por tanto comunicación de fluido entre el primer canal de enfriamiento y el segundo canal de enfriamiento a través de la superficie de contacto de unión.

30 En una disposición de disco con palas de turbina según la invención, una pala

moldeada de tecnología avanzada se fusiona de manera solidaria con un disco forjado por medio de una estructura de unión proporcionada por medio de impresión en 3D, que sirve como zona de transición. Esto forma una estructura compuesta, con atributos mecánicos óptimos para cada parte del disco con palas. La estructura compuesta incluye al menos tres cuerpos diferentes, con diferentes microestructuras y propiedades mecánicas.

Dado que la superficie aerodinámica se somete a cargas térmicas y centrífugas, la resistencia a la fluencia es el requisito más restrictivo para las palas de rotor. Por tanto, debido a sus buenas propiedades de resistencia a la fluencia, la porción de una pala de rotor de turbina se moldea preferiblemente a partir de una aleación de cristales individuales o solidificada de manera direccional. Adicionalmente, está dotada de una pluralidad de canales de enfriamiento, que son un requisito obligatorio que permite que la aleación de superficie aerodinámica de turbina funcione por debajo de su temperatura de fusión.

A su vez, el procedimiento de forjado proporciona a la porción de disco alta resistencia a la tracción así como alta resistencia a la fatiga y propiedades de tolerancia a daños. Los estrechos controles de fabricación reducen la probabilidad de aparición y el tamaño de defectos en el cuerpo del disco, evitando rotura de disco peligrosa en funcionamiento.

En una realización preferida, los materiales usados en la fabricación de palas de turbina y discos pueden ser superaleaciones a base de Ni, tales como CMSX4® o CMSX10® para la pala o U720®, RR 1000® para el disco.

El gas de trabajo comprimido y calentado proporcionado a partir de la cámara de combustión se someterá a reacción por los diferentes lados de presión y succión de superficies aerodinámicas de turbina, induciendo por tanto altas cargas de momento en la unión entre las palas y el rotor. Ventajosamente, esas cargas de momento se someten a reacción en la presente disposición mediante:

- contacto directo entre la superficie inferior de la pala de rotor y la porción de reborde del disco de rotor forjado, y mediante
- fuerzas de cizalladura transmitidas a través de la estructura de unión.

En este sentido, la integración de elementos por medio de una estructura de unión proporcionada por la fabricación aditiva según la invención impide el uso de

mecanismos de enclavamiento, tales como placas de bloqueo y disposiciones con serraciones, entre la superficie inferior de la pala de rotor y la porción de reborde del disco de rotor forjado. Por tanto, se evitan los inconvenientes asociados con el uso de dichas disposiciones.

- 5 Tal como se mencionó anteriormente, uno de esos inconvenientes es la presencia de huecos en la porción de reborde del disco. Aparte de eliminar esos huecos mediante la supresión de dichas disposiciones, el procedimiento de fabricación aditiva proporciona una estructura de unión, que cierra todos los huecos adicionales que pueden iniciar fugas, pérdidas, inducir vibración o interferencias mecánicas
10 derivadas de la presencia de superficies de contacto.

Con respecto a esto, la conducción de aire comprimido extraído a partir del compresor para enfriar las palas de rotor puede mejorarse adicionalmente, dado que los diferentes canales que transportan dicho aire comprimido hacia la entrada de canal de enfriamiento de pala pueden imprimirse directamente en la estructura
15 de unión sin las pérdidas conocidas en la disposición con serraciones actual.

Además, la estructura de unión proporciona continuidad mecánica a través de las superficies de contacto de unión, contribuyendo por tanto a transferir las cargas entre la porción de pala y la porción de disco, evitando dicha carga, y ayudando a reducir esfuerzos en dichas porciones de pala y de disco aumentando la extensión
20 de la superficie de transición, que forma un puente de las cargas entre las mismas.

Con respecto a la naturaleza de los esfuerzos originados, dado que la estructura de unión está principalmente fuera del trayecto de cargas centrífugas, ayuda a convertir los altos esfuerzos de tracción de la pala en esfuerzos de cizalladura. En este sentido, tras el acontecimiento de inicio de un defecto en la estructura de
25 unión, dado que es menos probable que se produzca su propagación con esfuerzos de cizalladura que con esfuerzos de tracción, se reduce la probabilidad de propagación de defectos en la estructura impresa en 3D.

Adicionalmente, la estructura de unión puede proporcionarse como una cubierta con propiedades aerodinámicas. Es decir, la superficie externa puede proporcionar
30 a la rueda de rotor con palas una transición suave entre la parte de la pala, que recibe la corriente de aire comprimido y de enfriamiento, y el disco, reduciendo por tanto los posibles efectos de resistencia aerodinámica entre el rotor y los componentes estáticos circundantes.

En una realización particular, el radio de extremo inferior de la estructura de unión es superior al 80 % del radio del forjado de disco. De manera cualitativa, la estructura de unión cubre únicamente la parte más externa del forjado de disco. Esto facilita la reparación del disco con palas. Por ejemplo, si una superficie
5 aerodinámica de pala se daña durante el funcionamiento, la estructura de unión y la parte externa del forjado de disco (es decir, el reborde) pueden eliminarse mediante mecanizado con sencillas operaciones de mecanizado tales como fresado. Pueden aplicarse nuevas palas con vástagos ligeramente más largos y una nueva estructura de unión (junto con el forjado de disco original) para crear un nuevo disco
10 con palas. La reutilización del forjado de disco original reduce costes.

En una realización particular, la rueda de rotor con palas comprende además una segunda porción de una pala de rotor proporcionada mediante un procedimiento de moldeo como una aleación de cristales individuales o realizada a partir de una aleación solidificada de manera direccional, comprendiendo dicha segunda porción
15 de una pala de rotor un tercer canal conformado en la misma mediante el procedimiento de moldeo, en la que el tercer canal de enfriamiento comprende una entrada y una salida, en la que el primer canal de enfriamiento se divide aguas abajo de la entrada en al menos dos subcanales de enfriamiento, comprendiendo cada uno de dichos subcanales de enfriamiento una salida respectiva, estando una
20 configurada para coincidir con la entrada del segundo canal de enfriamiento, y estando la otra configurada para coincidir con la entrada del tercer canal de enfriamiento.

En una realización preferida, los ejes de los subcanales de enfriamiento están posicionados en la misma dirección circunferencial con respecto al eje de entrada,
25 de modo que la rotación del rotor contribuye a mejorar el flujo de aire de enfriamiento hacia dentro y aguas abajo de los canales. Dicho de otro modo, los subcanales de enfriamiento están posicionados en el mismo lado, con respecto al sentido de rotación del rotor, frente al primer canal de enfriamiento. En el caso alternativo de subcanales posicionados a cada lado del canal de entrada, un flujo
30 de enfriamiento de subcanal tendrá una resistencia significativamente superior al otro subcanal, generándose la resistencia superior mediante sentido de flujo de remolino contrarrotatorio, que requiere trabajo adicional (es decir, bombeo) para empujar el aire.

En una realización particular, la entrada del primer canal de enfriamiento está

dotada de al menos un elemento geométrico configurado para aumentar el agarre del aire de enfriamiento que fluye hacia dentro, seleccionándose el al menos un elemento geométrico de los siguientes:

- 5 - un orificio inclinado con respecto al sentido de rotación de la rueda de rotor con palas;
 - una discontinuidad escalonada de las superficies proximales de la estructura de unión que rodean la entrada; o
 - una protuberancia curvada, preferiblemente en forma de un álabe guía aerodinámico.
- 10 Estas características locales posicionadas en la entrada de canal facilitan la introducción del aire de enfriamiento al interior del canal de enfriamiento.

En una realización particular, el material usado para fabricar la estructura de unión mediante el procedimiento de fabricación aditiva tiene una resistencia estática (resistencia de rotura y/o de prueba) menor que:

- 15 - el material usado para fabricar la porción de una pala de rotor mediante moldeo; y
- el material usado para fabricar la porción de un disco de rotor forjado.

En el presente estado de la técnica, la impresión en 3D puede producir anomalías de material. En el disco con palas de turbina de la invención, la estructura impresa en 3D está diseñada para someterse, durante el funcionamiento, a niveles de esfuerzo relativamente bajos en comparación con los niveles de esfuerzo experimentados por la pala y el disco. Como resultado, la estructura impresa en 3D puede realizarse a partir de un material relativamente blando en comparación con los materiales usados para fabricar la pala y el disco.

En particular, dado que los procedimientos de impresión en 3D obtienen tasas de defectos inferiores con tales materiales “blandos” (es decir, con resistencias estáticas inferiores), se reduce significativamente la probabilidad de producir defectos durante el procedimiento de impresión en 3D de la superficie de contacto de unión de la invención.

Además de reducir los niveles de esfuerzos y cambiar el tipo de esfuerzos, dado que la estructura de unión está preferiblemente realizada a partir de un material más blando que el de la pala o el disco, cualquier grieta por fatiga en la rueda de

rotor con palas se origina en primer lugar en la estructura de unión en vez de en las zonas críticas (es decir, la pala y el disco).

En una realización preferida, al menos una de:

5 - la superficie de contacto de unión formada entre la estructura de unión y la porción de una pala de rotor, y

- la superficie de contacto de unión formada entre la estructura de unión y la porción de un disco de rotor forjado,

está comprendida en un plano cuya dirección normal es paralela al eje del disco de rotor forjado.

10 El experto en la técnica entenderá que la dirección longitudinal principal en una turbina de motor aeronáutico corresponde a la dirección del eje de rotor. La pluralidad de rebordes de discos de rotor (es decir, zona del disco más cerca de su diámetro externo) comprenden dos caras paralelas que están comprendidas en planos paralelos respectivos que, por tanto, son perpendiculares a la dirección del eje de rotor. Por consiguiente, la dirección normal de los planos que contienen las
15 caras del disco de rotor también es paralela a la dirección del eje de rotor y, por tanto, perpendicular a la dirección de la fuerza centrífuga que actúa sobre la pala.

Por tanto, según esta realización preferida de la invención, aunque las palas se someten a altas cargas centrífugas, las superficies de contacto entre la estructura
20 de unión, la pala y el disco experimentarán esfuerzos de cizalladura en vez de esfuerzos de tracción. Ventajosamente, según esta configuración, las superficies de contacto de unión no se someten a esfuerzos discohesivos.

En una realización preferida, al menos uno de:

25 - el grosor de la porción de la estructura de unión fusionada con la porción de una pala de rotor a través de la superficie de contacto de unión, y

- el grosor de la porción de la estructura de unión fusionada con la porción de un disco de rotor forjado a través de la superficie de contacto de unión,

es de menos de 10 mm.

Ventajosamente, para un valor de grosor dado, técnicas de inspección mediante
30 ensayos no destructivos (NDT) tienen un rendimiento óptimo, dando como resultado

mejores capacidades de detección de defectos de cualquier anomalía de material en la estructura de unión impresa en 3D.

En una realización particular, la porción de una pala de rotor comprende además una porción de plataforma proporcionada mediante un procedimiento de fabricación
5 aditiva.

En esencia, la plataforma de una pala de turbina es una pared, que se extiende desde la sección inferior de la superficie aerodinámica de pala, de manera transversal a su dirección longitudinal principal, para hacer tope con plataformas adyacentes respectivas de palas contiguas. Como resultado, la pluralidad de
10 plataformas completan la forma anular de una disposición de rotor de turbina y definen la superficie de contacto inferior del trayecto de gas principal de turbina.

Ventajosamente, dado que las plataformas de pala no se someten a altas cargas centrífugas, tales como la superficie aerodinámica de pala, lo cual obligaría a usar materiales con alta resistencia a la fluencia y un procedimiento de moldeo
15 direccional, el pequeño grano de las técnicas de fabricación aditiva tiene efectos ventajosos. En particular, la zona de transición de plataforma/superficie aerodinámica se proporciona con límites de grano mejores que en el estado de la técnica, lo cual reduce la probabilidad de originar defectos de grano. En el estado actual de la técnica, usando moldeo de cristales individuales o solidificación
20 direccional, la zona de transición entre la superficie aerodinámica y la plataforma puede producir defectos de material debido al rápido cambio (es decir, discontinuidad) de la forma de granos alargados.

De manera adicionalmente ventajosa, el procedimiento de fabricación requiere menos recursos y coste ya que sólo se moldeará la superficie aerodinámica
25 alargada mediante moldeo de cristales individuales o solidificación direccional. Esto mejora el rendimiento (es decir, reduce las tasas de rechazo) del complejo procedimiento de moldeo, mediante moldeo de una geometría simplificada y más pequeña.

En una realización particular, la porción de plataforma comprende una unión
30 configurada para engancharse con una unión adyacente comprendida en una porción de plataforma de una pala de rotor adyacente, proporcionándose la unión mediante un procedimiento de fabricación aditiva.

En una realización particular, la superficie exterior de la porción de vástago de la

porción de una pala de rotor comprende unos medios de posicionamiento para el procedimiento de acumulación por fabricación aditiva de la estructura de unión, comprendiendo los medios de posicionamiento al menos uno de los siguientes:

- una protuberancia moldeada con la porción de una pala de rotor;

5 - una protuberancia proporcionada sobre la porción de una pala de rotor mediante un procedimiento de fabricación aditiva; o

- un componente de tapón añadido al moldeo de la porción de una pala de rotor, sobresaliendo el tapón a partir de la superficie exterior de la porción de vástago.

Estos medios de posicionamiento dispuestos en la superficie exterior de la porción
10 de vástago de la porción de la pala de rotor están configurados para guiar la conexión entre la porción de la pala de rotor y la estructura de unión cuando se fusiona la estructura de unión con dicha porción de la pala de rotor. Es decir, la presencia de estos medios de posicionamiento soporta el procedimiento de
15 acumulación por fabricación aditiva de la estructura de unión, especialmente alrededor de la entrada del segundo canal de enfriamiento presente en la porción de una pala de rotor. Por tanto, estos medios de posicionamiento proporcionan ventajosamente una continuidad de fluido mejorada entre el primer canal de enfriamiento de la estructura de unión y el segundo canal de enfriamiento de la porción de la pala de rotor.

20 En una realización preferida, los medios de posicionamiento se imprimen en 3D directamente sobre la pala moldeada, es decir, sobre la superficie exterior de la porción de vástago de la porción de una pala de rotor. En una realización más preferida, los medios de posicionamiento proporcionados directamente sobre la pala moldeada mediante un procedimiento de fabricación aditiva tienen la forma de
25 un cono.

En una realización particular, la estructura de unión comprende al menos una nervadura de refuerzo proporcionada mediante un procedimiento de fabricación aditiva, estando la al menos una nervadura de refuerzo dispuesta a lo largo de una dirección radial de la rueda de rotor con palas.

30 Por consiguiente, tales nervaduras de refuerzo dispuestas a lo largo de una dirección radial (es decir, nervaduras de refuerzo radiales) soportan principalmente cargas de tracción o de compresión cuando la superficie aerodinámica experimenta

cargas centrífugas o de flexión.

Ventajosamente, una estructura de unión que comprende nervaduras de refuerzo proporcionadas mediante fabricación aditiva según la invención muestra un mejor comportamiento estructural en la dirección de impresión de las nervaduras de refuerzo.

En particular, las nervaduras de refuerzo se imprimen preferiblemente de manera direccional para aumentar la resistencia en la dirección radial, lo cual corresponde a una dirección paralela a la dirección longitudinal de las superficies aerodinámicas de pala de rotor, en las que las reacciones de momento de flexión y de carga centrífuga de la superficie aerodinámica son las más altas.

También ventajosamente, una pluralidad de nervaduras de refuerzo proporcionadas independientemente unas de otras impiden la propagación de grietas continuas a través del cuerpo de disco con palas, en caso de que un defecto se origine en una única nervadura de refuerzo. Por tanto, impide un riesgo no deseado de desprendimiento de residuos de alta energía.

En una realización particular, la porción de una pala de rotor comprende una primera nervadura circunferencial de refuerzo dispuesta en un plano en sección transversal perpendicular a una dirección radial de la rueda de rotor con palas,

la porción de un disco de rotor forjado comprende una segunda nervadura circunferencial de refuerzo dispuesta en un plano en sección transversal perpendicular a una dirección radial de la rueda de rotor con palas, y

la al menos una nervadura de refuerzo comprendida en la estructura de unión está dispuesta entre la primera nervadura circunferencial y la segunda nervadura circunferencial.

En una realización preferida, las nervaduras de refuerzo radiales ubicadas entre dos nervaduras circunferenciales están dotadas de un coeficiente de expansión térmica superior a la porción de una pala de rotor moldeada y la porción de un disco forjado.

Ventajosamente, las nervaduras de refuerzo con coeficiente de expansión térmica superior a la pala y el disco se expanden más que la pala y el disco durante el funcionamiento. Las nervaduras circunferenciales impiden el crecimiento radial de las nervaduras radiales de refuerzo, creando cargas de compresión en las

nervaduras de refuerzo. Estas cargas de compresión pueden reducir o cancelar las cargas de tracción creadas por los momentos de flexión y la CF de la superficie aerodinámica. Esto mejora la resistencia de las nervaduras de refuerzo y, por tanto, del volumen de la estructura de unión.

- 5 En una realización particular, la estructura de unión comprende una estructura de laberinto de sellado, comprendiendo la estructura de laberinto de sellado una pluralidad de aletas configuradas para sobresalir a partir de la estructura de unión y para hacer tope con una porción de un álabe de estator.

La estructura de laberinto de sellado proporcionada directamente mediante
10 fabricación aditiva junto con la estructura de unión está en forma de una pluralidad de elementos tales como aletas, que rozan contra la porción inferior de un conjunto de álabe de estator respectivo de la etapa de turbina correspondiente.

Ventajosamente, la estructura de laberinto de sellado proporciona un trayecto
15 complejo para el flujo de fluido de trabajo entre diferentes etapas de la turbina a través del hueco entre las partes rotatoria y estática. Por tanto, se impide la fuga entre etapas.

En una realización particular, la porción de una pala de rotor está cubierta por un recubrimiento de barrera térmica y/o la estructura de unión está cubierta por un recubrimiento de barrera térmica.

- 20 En una realización particular, la estructura de unión comprende un volumen interno dotado de una estructura reticulada.

Ventajosamente, proporcionar una estructura reticulada proporciona un modo a
prueba de fallos para la estructura de unión impresa. Es decir, en caso de que empiece una grieta a partir de un defecto dentro de la estructura de unión, la rueda
25 de rotor con palas de la invención dotada de tal estructura reticulada es menos propensa a fallo de material, dado que la estructura reticulada es de manera inherente tolerante a grietas.

En una realización preferida, la estructura reticulada tiene una densidad variable, de tal manera que la densidad de la estructura reticulada es superior en zonas más
30 cerca de los límites del volumen interno.

En particular, dicha densidad es superior en zonas más cerca de cualquier pared desde la que se extiende. En el otro lado, la estructura reticulada tiene una

densidad reducida a medida que aumenta la distancia alejándose de la pared. Preferiblemente, la densidad de la estructura reticulada está definida para ser superior en ubicaciones de alto esfuerzo predeterminadas, en las que es más probable que la estructura reticulada experimente altas cargas y esfuerzos.

5 En una realización preferida, la estructura reticulada forma un puente en la superficie de contacto donde la superficie inferior de la porción de una pala de rotor hace tope con la porción de reborde de la porción de un disco de rotor forjado, de tal manera que se define una estructura de puente entre la estructura de unión y dicha superficie de contacto, en la que dicha estructura de puente comprende un
10 primer extremo y un segundo extremo, en la que se definen las siguientes distancias:

- una primera distancia (H1) definida como la distancia entre dicho primer extremo y dicho segundo extremo en la dirección radial,

- una segunda distancia (H2) definida como la distancia entre dicha superficie de
15 contacto y la estructura de unión en la dirección axial.

La dirección radial se entenderá como una dirección paralela a la dirección longitudinal de las superficies aerodinámicas de pala de rotor.

La dirección axial se entenderá como una dirección paralela a la dirección del eje de rotor.

20 La superficie de contacto en la que la superficie inferior de la porción de una pala de rotor hace tope con la porción de reborde de la porción de un disco de rotor forjado puede someterse a microdesplazamientos durante el funcionamiento. La estructura de puente crea unos medios elásticos, que compensan los microdesplazamientos. La estructura de puente impide la adhesión directa de la estructura de unión a una
25 discontinuidad geométrica en dicha superficie de contacto de pala y disco, lo cual puede inducir microdeslizamientos e iniciar una rotura por cizalladura de la estructura de unión.

En una realización preferida, la estructura reticulada crea un puente en dicha superficie de contacto [pala-disco] por una distancia H1 de al menos 5 mm y una
30 distancia H2 de al menos 2,5 mm, proporcionándose flexibilidad local mediante esta configuración.

En un segundo aspecto de la invención, la invención también proporciona una

turbina de motor aeronáutico que comprende una pluralidad de ruedas de rotor con palas según cualquiera de las realizaciones del primer aspecto de la invención.

Descripción de los dibujos

Estas y otras características y ventajas de la invención se entenderán claramente a la vista de la descripción detallada de la invención que resulta evidente a partir de una realización preferida de la invención, facilitada únicamente como ejemplo y sin limitarse a la misma, con referencia a los dibujos.

Figura 1. Esta figura muestra una representación de una vista en sección transversal de una rueda de rotor con palas de una etapa de turbina de motor aeronáutico que comprende una porción de una pala de rotor y una porción de un disco de rotor forjado fusionadas de manera solidaria por medio de una estructura de unión.

Figura 2. Esta figura muestra una disposición esquemática del primer canal de enfriamiento conformado en la estructura de unión de la rueda de rotor con palas según la invención.

Figura 3. Esta figura muestra diferentes disposiciones esquemáticas de la entrada del primer canal de enfriamiento conformado en la estructura de unión.

Figura 4. Esta figura muestra una vista en sección transversal de una porción de una rueda de rotor con palas de una etapa de turbina de motor aeronáutico según la invención, en la que se representa una representación esquemática del primer canal de enfriamiento interno.

Figura 5. Esta figura muestra una vista en sección transversal de una porción de una rueda de rotor con palas de una etapa de turbina de motor aeronáutico según la invención, en la que la estructura de unión comprende varias nervaduras de refuerzo radiales.

Figura 6. Esta figura muestra una realización particular de la rueda de rotor con palas ilustrada en la figura 5, en la que la estructura de unión comprende además dos nervaduras circunferenciales.

Figura 7. Esta figura muestra una porción de una disposición de una rueda de rotor con palas según la invención, en la que las estructuras de unión y las plataformas de superficie aerodinámica mostradas están impresas en 3D.

Figura 8. Esta figura muestra una vista local en sección transversal de una porción de una rueda de rotor con palas de una etapa de turbina de motor aeronáutico según la invención, en la que se representa la estructura reticulada de densidad variable, que forma un puente en la superficie de contacto [pala-disco].

- 5 Figura 9. Esta figura muestra una turbina de motor aeronáutico que comprende una pluralidad de ruedas de rotor con palas según una realización de la presente invención.

Descripción detallada de la invención

Una vez expuesto resumidamente el objeto de la invención, a continuación en el
10 presente documento se describen realizaciones específicas no limitativas. El experto deberá reconocer que los aspectos descritos en el presente documento pueden implementarse como una rueda de rotor con palas de una etapa de turbina de motor aeronáutico, una turbina de motor aeronáutico que comprende una pluralidad de ruedas de rotor con palas según la invención o incluso una aeronave
15 que comprende tal turbina de motor aeronáutico.

La figura 1 muestra una representación de una porción (11) de una pala de rotor y una porción (12) de un disco de rotor forjado fusionadas de manera solidaria por medio de una estructura de unión (13), en una rueda de rotor con palas (10) de una etapa de turbina de motor aeronáutico (20) según la invención. La disposición de la
20 estructura de unión (13) se muestra tanto en la cara delantera como en la cara trasera de la porción (12) de un disco de rotor forjado. Las características de la estructura de unión (13) son las mismas en la cara delantera y en la cara trasera de la porción (12) de un disco de rotor forjado.

En particular, la porción (11) de una pala de rotor forma parte de una pala moldeada
25 como una aleación de cristales individuales, debido a su buena resistencia a la fluencia resultante de la ausencia de límites de granos. Dicha porción (11) de una pala de rotor comprende una porción de vástago (11.1) que, a su vez, tiene una superficie inferior (11.2).

A su vez, el disco está realizado a partir de una torta forjada. Por tanto, la porción
30 (12) de un disco de rotor forjado tiene muy buena resistencia, propiedades de tolerancia a la fatiga y al daño, con una probabilidad muy baja de tener un defecto de material. Dicha porción (12) de un disco de rotor forjado comprende una porción de reborde (12.1) y una superficie exterior (12.2).

Dicha porción de vástago (11.1) está configurada para acoplarse tanto con el disco forjado como con la estructura de unión (13). En particular, la superficie inferior (11.2) es cilíndrica y se muestra en contacto con la porción de reborde (12.1) de la porción (12) del disco de rotor, que también tiene una forma cilíndrica, para maximizar el contacto, y permitir que los dos componentes en contacto soporten las altas cargas de momento en la pala generadas por la diferencia de presión sobre los lados convexo y cóncavo de la superficie aerodinámica.

Tanto la porción (11) de una pala de rotor como la porción (12) de un disco forjado se fusionan de manera solidaria por medio de la estructura de unión (13). Dicha estructura de unión (13) se ha proporcionado mediante un procedimiento de fabricación aditiva para proporcionar continuidad estructural, imprimiéndose respectivamente sobre la porción de vástago (11.1) de la pala y sobre la superficie exterior (12.2) del disco.

Dicha estructura de unión (13) proporcionada mediante un procedimiento de fabricación aditiva sobre las superficies mencionadas tanto de la pala como del disco, impide la aparición de huecos que de lo contrario conducirían a fugas y pérdidas.

En particular, la superficie de contacto de unión (11.4) formada entre la estructura de unión (13) y la porción (11) de una pala de rotor, y la superficie de contacto de unión (12.3) formada entre la estructura de unión (13) y la porción (12) de un disco de rotor forjado, se muestran ambas comprendidas en un plano cuya dirección normal es paralela al eje del disco de rotor forjado. Por consiguiente, ambas superficies de contacto de unión (11.4, 12.3) experimentarán esfuerzos de cizalladura en vez de esfuerzos de tracción en las zonas de transferencia de carga principales. Por tanto, impide esfuerzos discohesivos y la propagación de defectos de material.

Adicionalmente, la figura muestra un conducto interno configurado para transportar aire comprimido extraído a partir del compresor para enfriar las palas. Es decir, dicho conducto interno actúa como canal de enfriamiento para proporcionar aire comprimido a la porción de vástago (11.1) de la pala, de modo que dicho aire comprimido se distribuye aguas arriba de la porción de vástago (11.1) a través de canales de enfriamiento internos al resto de la pala.

Con este fin, el conducto interno representado está formado por dos secciones

complementarias diferentes. En particular, la figura muestra un primer canal de enfriamiento (16) conformado en la estructura de unión (13), comprendiendo dicho primer canal de enfriamiento (16) una entrada (16.1) para recibir aire comprimido extraído a partir del compresor, y una salida (16.2) configurada para establecer una
5 comunicación de fluido con la entrada (17.1) del segundo canal de enfriamiento (16). En este sentido, la porción (11) de una pala de rotor comprende dicho segundo canal de enfriamiento (17) conformado en la misma, comprendiendo dicho segundo canal de enfriamiento (17) la entrada (17.1) mencionada y una salida (17.2) que comunica el aire comprimido aguas arriba de la porción de vástago
10 (11.1).

Además, la figura 1 muestra un componente de tapón (15) en la superficie de contacto de unión (11.4, 12.3). El componente de tapón (15) está posicionado en la entrada (17.1) del segundo canal de enfriamiento (17) conformado en la porción (11) de la porción de pala de rotor y sobresale a partir de la superficie exterior (11.3)
15 de la porción de vástago (11.1) de la pala. Ventajosamente, el componente de tapón (15) proporciona el procedimiento de acumulación por impresión en 3D con mejor guiado y estabilización alrededor de la entrada (17.1) del segundo canal de enfriamiento (17) conformado en la porción (11) de una pala de rotor.

Adicionalmente, la figura 1 muestra una estructura de laberinto de sellado (13.1),
20 conformada como tres aletas (13.2) que se representan sobresaliendo a partir de la estructura de unión (13). Esas aletas (13.2) se proporcionan directamente mediante fabricación aditiva junto con la estructura de unión (13) y están configuradas para hacer tope con una porción (100) de un álabe de estator de la etapa de la turbina de motor aeronáutico (20) correspondiente.

25 Finalmente, la figura 1 muestra una porción de plataforma (11.5) proporcionada mediante un procedimiento de fabricación aditiva. Dicha porción de plataforma (11.5) está conformada como una pared que se extiende a partir de la porción de vástago (11.1) para hacer tope con una porción de plataforma (11.5) adyacente respectiva de una pala de rotor contigua.

30 La figura 2 muestra una vista en sección transversal esquemática de una estructura de unión (13) impresa en 3D resultante de cortar dicha estructura de unión (13) mediante un plano tangente a una dirección circunferencial de una rueda de rotor con palas (10) según la invención.

En particular, la figura representa una disposición particular del primer canal de enfriamiento (16) conformado durante el procedimiento de impresión en 3D de la estructura de unión (13). Una entrada (16.1) está ubicada en la cara delantera de la estructura de unión (13), que está representada por la línea inferior en la figura.

5 Dicha cara delantera de la estructura de unión (13) está comprendida en un plano paralelo al plano que contiene las caras del disco de rotor.

Aire comprimido extraído aguas arriba de la turbina de motor aeronáutico (20) se alimenta a la entrada (16.1) para enfriar las palas de rotor de la rueda de rotor con palas (10). Después, dicho aire comprimido (es decir, aire de enfriamiento) se canaliza aguas abajo, siguiendo la dirección de las flechas representadas, a través del primer canal de enfriamiento (16), que está conformado como un canal principal (16) a partir del cual se extienden dos subcanales de enfriamiento (16.3, 16.4), canalizando cada uno de ellos el aire de enfriamiento a través de cada salida (16.2) respectiva y al interior del segundo canal de enfriamiento (17) a través de la entrada (17.1) del segundo canal de enfriamiento (17), y después hacia la salida (17.2) del segundo canal de enfriamiento (17) de la porción (11) de una pala de rotor. Según esta configuración particular de un primer canal de enfriamiento (16) dividido en dos subcanales de enfriamiento (16.3, 16.4), puede usarse una única entrada (16.1) para alimentar varias palas distintas. Ambos subcanales (16.3, 16.4) están posicionados en la misma dirección circunferencial con respecto a la entrada (16.1). Dicha dirección circunferencial está definida por el sentido de rotación del rotor, que se representa mediante la flecha discontinua. Ventajosamente, proporcionar los subcanales (16.3, 16.4) orientados según el sentido de rotación del rotor ayuda a la alimentación de los subcanales de enfriamiento (16.3, 16.4) impidiendo una resistencia al flujo superior en un subcanal (16.3, 16.4) con respecto al otro.

La figura 3 representa esquemáticamente tres disposiciones diferentes (A), B), C)) de la entrada (16.1) del primer canal de enfriamiento (16) conformado durante el procedimiento de impresión en 3D de la estructura de unión (13). Las tres configuraciones mostradas ayudan a guiar la corriente de aire de enfriamiento a través de la entrada (16.1) y al interior del primer canal de enfriamiento (16) modificando la forma de la entrada (16.1). La geometría resultante de la entrada (16.1) aumenta el agarre del aire de enfriamiento al canal de enfriamiento (16), mejorando a su vez el procedimiento de alimentación del aire de enfriamiento aguas abajo, siguiendo la dirección de las flechas representadas.

En particular, la disposición mostrada en la figura 3.A) comprende una entrada (16.1) con un orificio inclinado con respecto al sentido de rotación de la rueda de rotor con palas (10).

5 La disposición mostrada en la figura 3.B) comprende una discontinuidad escalonada de las superficies proximales de la estructura de unión (13) que rodean la entrada (16.1). En particular, dicha discontinuidad se representa como la diferencia de altura (h) entre las prolongaciones de ambas superficies laterales de la estructura de unión (13) en cada lado de la entrada (16.1).

10 La disposición mostrada en la figura 3.C) comprende una protuberancia curvada (16.1.0) en forma de un álabe guía aerodinámico.

La figura 4 muestra una porción a escala ampliada de la rueda de rotor con palas (10) de la invención. La porción de la rueda de rotor con palas (10) comprende varias porciones (11, 11', 11'') de una pluralidad de palas de rotor y una porción (12) de un disco de rotor forjado, estando fusionadas de manera solidaria dichas porciones (11, 11', 11'') de una pluralidad de palas de rotor y la porción (12) de un disco de rotor forjado por medio de una estructura de unión (13).

20 Un sector de la estructura de unión (13) se ha delimitado mediante dos líneas continuas (I1, I2). Dicho sector delimitado de la estructura de unión (13) comprende una entrada (16.1) que se alimenta con aire comprimido extraído aguas arriba de la turbina de motor aeronáutico (20). Después, dicho aire comprimido (es decir, aire de enfriamiento) se alimenta al interior del primer canal de enfriamiento interno (16) conformado en la estructura de unión (13) durante el procedimiento de impresión en 3D, que se representa con líneas continuas superpuestas sobre la estructura de unión (13).

25 Después de alimentarse a través de la entrada (16.1), se canaliza el aire de enfriamiento aguas abajo, siguiendo la dirección de las flechas representadas. Es decir, al interior del primer canal de enfriamiento (16) que después se divide en tres subcanales de enfriamiento (16.3, 16.4, 16.5) diferentes, alimentando cada uno de ellos tres canales de enfriamiento (17, 17', 17'') respectivos conformados en las porciones (11, 11', 11'') de palas de rotor mediante el procedimiento de moldeo, que se representan con líneas discontinuas superpuestas sobre las porciones (11, 11', 11'') de las palas de rotor respectivas. El aire de enfriamiento sobre el lado de las porciones (11, 11', 11'') de palas de rotor se alimenta a través de las entradas (17.1,

17.1', 17.1'') y después se canaliza a través de la salida aguas abajo (17.2, 17.2', 17.2'') a las palas de rotor completas.

En un ejemplo más particular de la realización representada en la figura 4, el primer canal de enfriamiento (16) que se extiende a través de la entrada (16.1) al interior de la estructura de unión (13) se conforma durante el procedimiento de impresión en 3D formando un ángulo oblicuo con respecto a la cara delantera de la estructura de unión (13), es decir, con respecto al plano que contiene las caras del disco de rotor.

En un ejemplo más particular, el primer canal de enfriamiento (16) está conformado rotado un ángulo de 30 grados en el plano circunferencial.

Las figuras 5 y 6 muestran una porción a escala ampliada de la rueda de rotor con palas (10) de la invención. Ambas figuras representan varias porciones (11, 11', 11'') de una pluralidad de palas de rotor y una porción (12) de un disco de rotor forjado, estando fusionadas de manera solidaria dichas porciones (11, 11', 11'') de una pluralidad de palas de rotor y la porción (12) de un disco de rotor forjado por medio de una estructura de unión (13).

En particular, un sector de la estructura de unión (13) representada en la figura 5 se ha delimitado mediante dos líneas continuas (11, 12). Dicho sector delimitado de la estructura de unión (13) comprende tres nervaduras de refuerzo (14) proporcionadas directamente en la estructura de unión (13) mediante un procedimiento de fabricación aditiva. Las tres nervaduras de refuerzo (14) actúan como elementos estructurales independientes dispuestos en la dirección radial, proporcionando por tanto a la estructura de unión (13) una capacidad de carga radial aumentada. De esta manera, cuando se somete la superficie aerodinámica de la porción de pala a cargas centrífugas y de flexión, las nervaduras de refuerzo (14) soportan las cargas de tracción o de compresión.

A su vez, en la realización particular representada en la figura 6, las tres nervaduras de refuerzo (14) de la figura 5 están ubicadas entre una primera nervadura circunferencial de refuerzo (19.1) y una segunda nervadura circunferencial (19.2). Las nervaduras circunferenciales de refuerzo (19.1, 19.2) se proporcionan en las porciones de pala (11, 11', 11'') y la porción de disco (12) y, tras cambios relativos en las dimensiones de la estructura de unión (13) y el resto de los elementos en la rueda de rotor con palas (10), debido a expansión térmica diferencial, dichas

nervaduras circunferenciales de refuerzo (19.1, 19.2) generan cargas de compresión en las nervaduras de refuerzo radiales (14) y, por tanto, proporcionan a la estructura de unión (13) una resistencia aumentada.

La figura 7 muestra una disposición de una rueda de rotor con palas (10) de una etapa de turbina de motor aeronáutico (20) según la invención, en la que una pluralidad de palas de rotor (21) están fusionadas de manera solidaria con un disco de rotor (22) por medio de una pluralidad de estructuras de unión (13) respectivas proporcionadas mediante un procedimiento de fabricación aditiva. Sólo la parte longitudinal de la superficie aerodinámica está moldeada de cristales individuales o por solidificación direccional. En particular, se ha destacado un sector de la disposición con líneas oblicuas para mostrar claramente una plataforma de superficie aerodinámica (11.5) que se ha impreso en 3D.

Tal como puede observarse, las plataformas impresas en 3D (11.5) se representan como paredes, que se extienden a cada lado desde la sección inferior de la superficie aerodinámica de pala, para hacer tope con plataformas adyacentes respectivas de palas de rotor contiguas (21). Adicionalmente, en las plataformas impresas en 3D (11.5) se ha proporcionado una unión (11.6) configurada para engancharse con una unión adyacente (11.6) proporcionada en la plataforma (11.5) de una pala de rotor contigua (21). Como resultado, la pluralidad de plataformas (11.5) completan la forma anular de una disposición de rotor de turbina y definen la superficie de contacto inferior del trayecto de gas principal de la turbina (20).

La figura 8 muestra una estructura de unión (13) dotada de una estructura reticulada (18), que se representa como una textura de cruces de diferentes tamaños. La densidad de la estructura reticulada (18) aumenta en la proximidad de los cuerpos de la pala (21) y el disco (22), más en particular, en la proximidad de la porción de vástago (11.1) y la porción de reborde (12.1).

Dicha densidad variable se representa como un aumento del número de cruces acumuladas. La estructura reticulada (18) crea una estructura de puente que evita la superficie de contacto [pala-disco], es decir, la superficie de contacto en la que la superficie inferior (11.2) de la porción (11) de una pala de rotor hace tope con la porción de reborde (12.1) de la porción (12) de un disco de rotor forjado. Esta superficie de contacto puede someterse a microdesplazamientos. Puede inducir rotura de la estructura de unión (13), si se une directamente a la superficie de

contacto. La estructura de puente mostrada crea una estructura elástica que se adapta a cualquier microdesplazamiento residual.

En la presente configuración, la estructura de puente creada por la estructura reticulada (18) comprende un primer extremo (18.1) y un segundo extremo (18.2),
5 en la que una primera distancia (H1) se define como la distancia entre dicho primer extremo (18.1) y dicho segundo extremo (18.2) en la dirección radial. Una segunda distancia (H2) se define como la distancia axial entre la estructura de puente y dicha superficie de contacto [pala-disco]. En la configuración particular mostrada, dicha distancia (H1) tiene un valor de 5 mm y dicha segunda distancia (H2) tiene un valor
10 de 2,5 mm, lo cual proporciona flexibilidad local.

La figura 9 representa una turbina de motor aeronáutico (20) que comprende una pluralidad de ruedas de rotor con palas (10) según la invención.

REIVINDICACIONES

1. Rueda de rotor con palas (10) de una etapa de turbina de motor aeronáutico (20), comprendiendo la rueda de rotor con palas (10):
- 5 - una porción (11) de una pala de rotor proporcionada mediante un procedimiento de moldeo como una aleación de cristales individuales o realizada a partir de una aleación solidificada de manera direccional, comprendiendo la porción (11) de una pala de rotor una porción de vástago (11.1) y una superficie inferior (11.2),
 - 10 - una porción (12) de un disco de rotor forjado, comprendiendo dicha porción (12) de un disco de rotor forjado una porción de reborde (12.1) y una superficie exterior (12.2), caracterizada por tener
 - 15 - una estructura de unión (13) proporcionada mediante un procedimiento de fabricación aditiva y configurada para fusionar de manera solidaria la porción (11) de una pala de rotor con la porción (12) de un disco de rotor forjado, en la que,
 - la superficie inferior (11.2) de la porción (11) de una pala de rotor hace tope con la porción de reborde (12.1) de la porción (12) de un disco de rotor forjado,
 - la estructura de unión (13) está fusionada con,
 - 20 - una superficie exterior (11.3) de la porción de vástago (11.1), proporcionando por tanto la estructura de unión (13) y la porción de vástago (11.1) continuidad estructural a través de una superficie de contacto de unión (11.4) formada entre la estructura de unión (13) y la porción (11) de una pala de rotor, y
 - 25 - la superficie exterior (12.2) de la porción (12) de un disco de rotor forjado, proporcionando por tanto continuidad estructural a través de una superficie de contacto de unión (12.3) formada entre la estructura de unión (13) y la porción (12) de un disco de rotor forjado,
 - 30 la estructura de unión (13) comprende un primer canal de enfriamiento (16) conformado en la misma mediante el procedimiento de fabricación aditiva, comprendiendo dicho primer canal de enfriamiento (16) una entrada (16.1) y

una salida (16.2),

la porción (11) de una pala de rotor comprende un segundo canal de enfriamiento (17) conformado en la misma mediante el procedimiento de moldeo, comprendiendo dicho segundo canal de enfriamiento (17) una
5 entrada (17.1) y una salida (17.2),

en la que,

el primer canal de enfriamiento (16) y el segundo canal de enfriamiento (17) son complementarios, de tal manera que cuando se fusiona la estructura de unión (13) con la superficie exterior (11.3) de la porción de vástago (11.1), la
10 salida (16.2) del primer canal de enfriamiento (16) coincide con la entrada (17.1) del segundo canal de enfriamiento (17), proporcionando por tanto comunicación de fluido entre el primer canal de enfriamiento (16) y el segundo canal de enfriamiento (17) a través de la superficie de contacto de unión (11.4).

15 2. La rueda de rotor con palas (10) según la reivindicación anterior, que comprende además una segunda porción (11') de una pala de rotor proporcionada mediante un procedimiento de moldeo como una aleación de cristales individuales o realizada a partir de una aleación solidificada de manera direccional, comprendiendo dicha segunda porción (11') de una pala
20 de rotor un tercer canal de enfriamiento (17') conformado en la misma mediante el procedimiento de moldeo, en la que el tercer canal de enfriamiento (17') comprende una entrada (17.1') y una salida (17.2'), en la que el primer canal de enfriamiento (16) se divide aguas abajo de la entrada (16.1) en al menos dos subcanales de enfriamiento (16.3, 16.4),
25 comprendiendo cada uno de dichos subcanales de enfriamiento (16.3, 16.4) una salida (16.2) respectiva, estando una configurada para coincidir con la entrada (17.1) del segundo canal de enfriamiento (17), y estando la otra configurada para coincidir con la entrada (17.1') del tercer canal de enfriamiento (17'), y en la que los ejes de los subcanales (16.3, 16.4) están
30 posicionados con respecto al eje de la entrada (16.1), en la misma dirección circunferencial de rotor.

3. La rueda de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la entrada (16.1) del primer canal de enfriamiento (16)

está dotada de al menos un elemento geométrico configurado para aumentar el agarre del aire de enfriamiento que fluye hacia dentro, seleccionándose el al menos un elemento geométrico de los siguientes:

- 5
- un orificio inclinado con respecto al sentido de rotación de la rueda de rotor con palas (10);
 - una discontinuidad escalonada de las superficies proximales de la estructura de unión (13) que rodean la entrada (16.1); o
 - una protuberancia curvada (16.1.0), preferiblemente en forma de un álabe guía aerodinámico.
- 10 4. La rueda de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que el material usado para fabricar la estructura de unión (13) mediante un procedimiento de fabricación aditiva tiene una resistencia a la tracción menor que:
- 15
- el material usado para fabricar la porción (11) de una pala de rotor mediante moldeo; y
 - el material usado para fabricar la porción (12) de un disco de rotor forjado.
5. La rueda de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que al menos una de:
- 20
- la superficie de contacto de unión (11.4) formada entre la estructura de unión (13) y la porción (11) de una pala de rotor, y
 - la superficie de contacto de unión (12.3) formada entre la estructura de unión (13) y la porción (12) de un disco de rotor forjado,
- está comprendida en un plano cuya dirección normal es paralela al eje del disco de rotor forjado.
- 25 6. La rueda de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que al menos uno de:
- el grosor de la porción de la estructura de unión (13) fusionada con la porción (11) de una pala de rotor a través de la superficie de contacto de unión (11.4), y

- el grosor de la porción de la estructura de unión (13) fusionada con la porción (12) de un disco de rotor forjado a través de la superficie de contacto de unión (12.3),

es de menos de 10 mm.

- 5 7. La rueda de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la porción (11) de una pala de rotor comprende además una porción de plataforma (11.5) proporcionada mediante un procedimiento de fabricación aditiva.
- 10 8. La rueda de rotor con palas (10) según la reivindicación 7, en la que la porción de plataforma (11.5) comprende una unión (11.6) configurada para engancharse con una unión adyacente (11.6) comprendida en una porción de plataforma (11.5) de una pala de rotor adyacente, proporcionándose la unión mediante un procedimiento de fabricación aditiva.
- 15 9. La rueda de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la superficie exterior (11.3) de la porción de vástago (11.1) comprende unos medios de posicionamiento (15) para el procedimiento de acumulación por fabricación aditiva de la estructura de unión (13), comprendiendo los medios de posicionamiento (15) al menos uno de los siguientes:
- 20 - una protuberancia moldeada con la porción (11) de una pala de rotor;
- una protuberancia proporcionada sobre la porción (11) de una pala de rotor mediante un procedimiento de fabricación aditiva; o
- un componente de tapón añadido al moldeo de la porción (11) de una pala de rotor, sobresaliendo el tapón a partir de la superficie exterior (11.3) de la porción de vástago (11.1).
- 25
- 30 10. La rueda de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la estructura de unión (13) comprende al menos una nervadura de refuerzo (14) proporcionada mediante un procedimiento de fabricación aditiva, estando la al menos una nervadura de refuerzo (14) dispuesta a lo largo de una dirección radial de la rueda de rotor con palas (10).

11. La rueda de rotor con palas (10) según la reivindicación 10, en la que
la porción (11) de una pala de rotor comprende una primera nervadura
circunferencial de refuerzo (19.1) dispuesta en un plano en sección
transversal perpendicular a una dirección radial de la rueda de rotor con
5 palas (10),
la porción (12) de un disco de rotor forjado comprende una segunda
nervadura circunferencial de refuerzo (19.2) dispuesta en un plano en
sección transversal perpendicular a una dirección radial de la rueda de rotor
con palas (10), y
10 en la que la al menos una nervadura de refuerzo radial (14) comprendida en
la estructura de unión (13) está dispuesta entre la primera nervadura
circunferencial (19.1) y la segunda nervadura circunferencial (19.2).
12. La rueda de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones
anteriores, en la que la estructura de unión (13) comprende una estructura
15 de laberinto de sellado (13.1), comprendiendo la estructura de laberinto de
sellado una pluralidad de aletas (13.2) configuradas para sobresalir a partir
de la estructura de unión (13) y para hacer tope con una porción (100) de un
álabe de estator.
13. La rueda de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones
anteriores, en la que la porción (11) de una pala de rotor está cubierta por un
20 recubrimiento de barrera térmica y/o la estructura de unión (13) está cubierta
por un recubrimiento de barrera térmica.
14. La rueda de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones
anteriores, en la que
25 la estructura de unión (13) comprende un volumen interno dotado de una
estructura reticulada (18) que tiene una densidad variable, de tal manera
que la densidad de la estructura reticulada (18) es superior en zonas más
cerca de los límites del volumen interno,
en la que
30 la estructura reticulada (18) forma un puente en la superficie de contacto
donde la superficie inferior (11.2) de la porción (11) de una pala de rotor

hace tope con la porción de reborde (12.1) de la porción (12) de un disco de rotor forjado, de tal manera que se define una estructura de puente entre la estructura de unión (13) y dicha superficie de contacto,

en la que

- 5 dicha estructura de puente comprende un primer extremo (18.1) y un segundo extremo (18.2), en la que se definen las siguientes distancias:
- una primera distancia (H1) definida como la distancia entre dicho primer extremo (18.1) y dicho segundo extremo (18.2) en la dirección radial, teniendo dicha primera distancia (H1) un valor de al menos 5 mm,
- 10 - una segunda distancia (H2) definida como la distancia entre dicha superficie de contacto y la estructura de unión (13) en la dirección axial, teniendo dicha segunda distancia (H2) un valor de al menos 2,5 mm.
15. Una turbina de motor aeronáutico (20) que comprende una pluralidad de
15 14. ruedas de rotor con palas (10) según cualquiera de las reivindicaciones 1 a

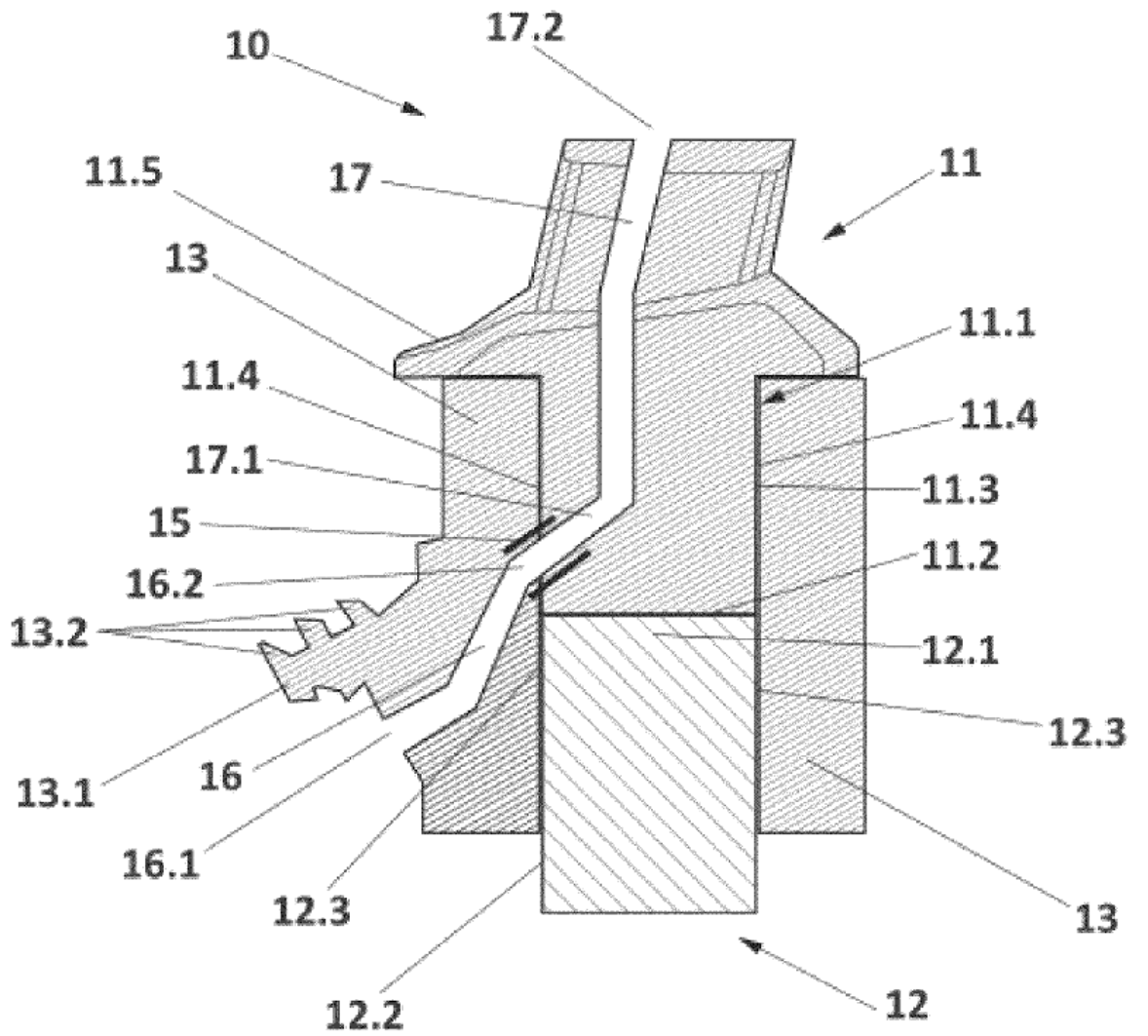


FIG. 1

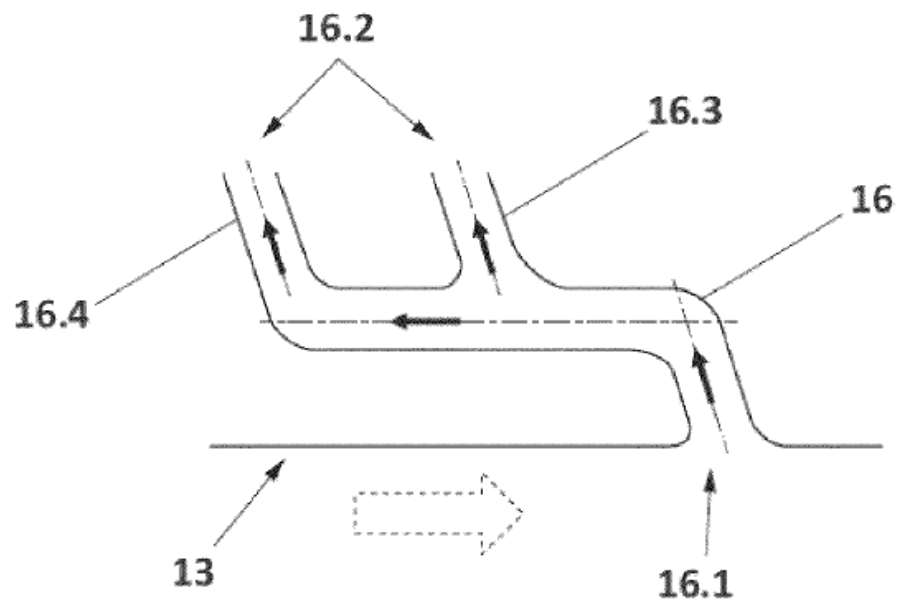


FIG. 2

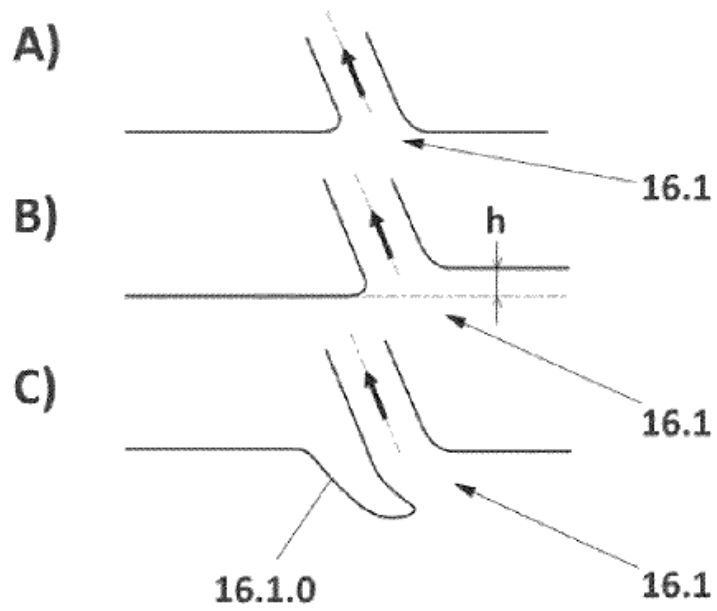


FIG. 3

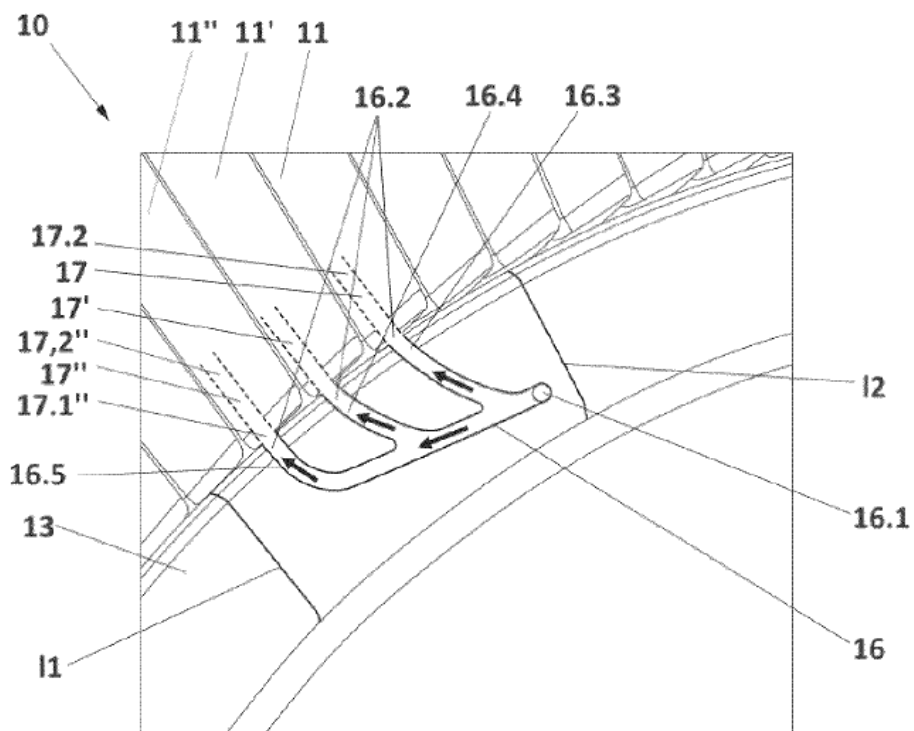


FIG. 4

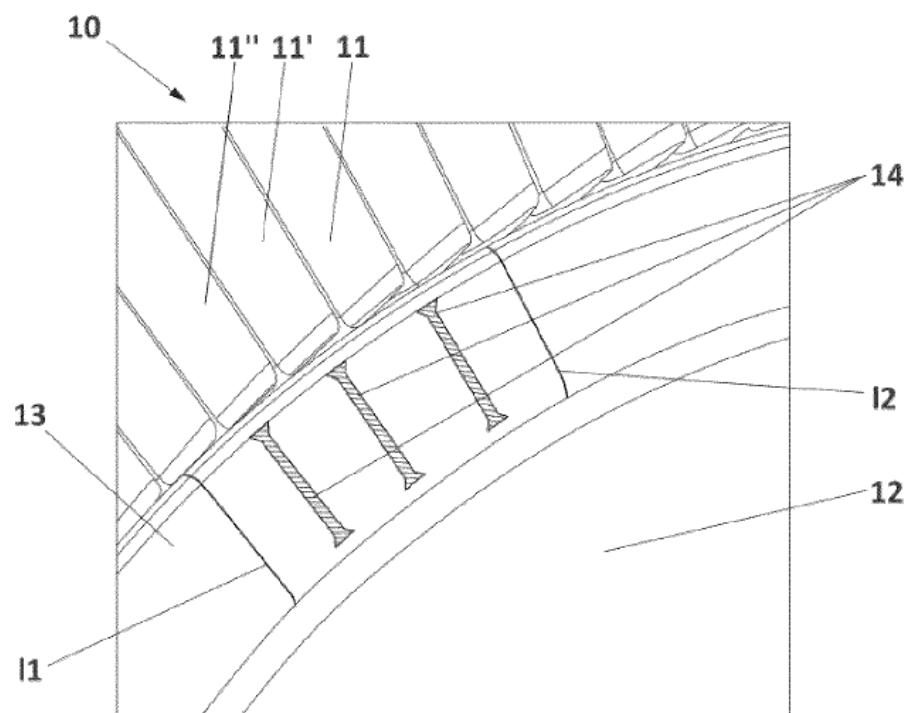


FIG. 5

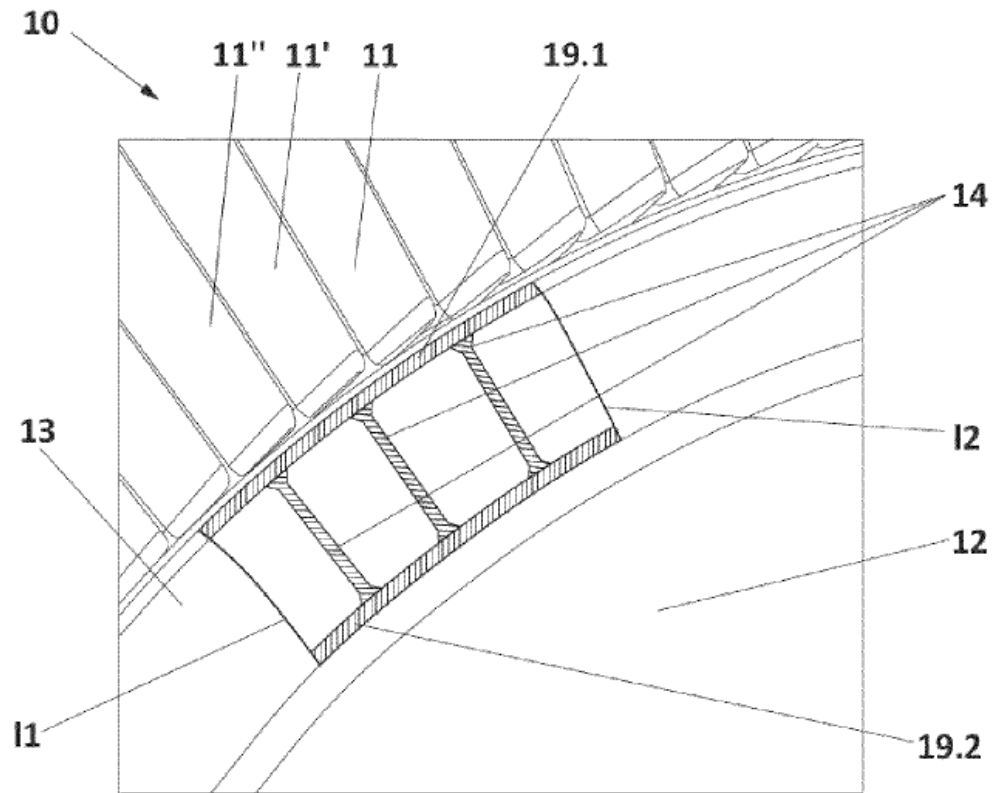


FIG. 6

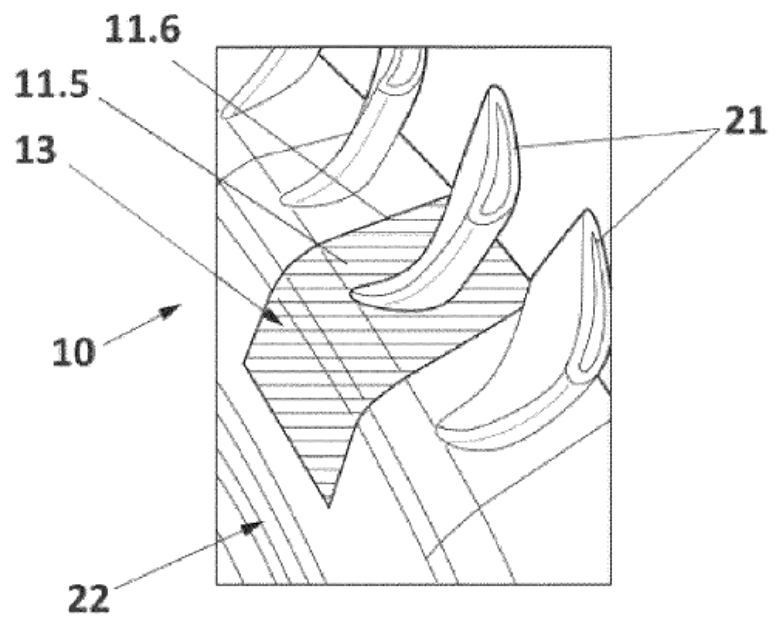


FIG. 7

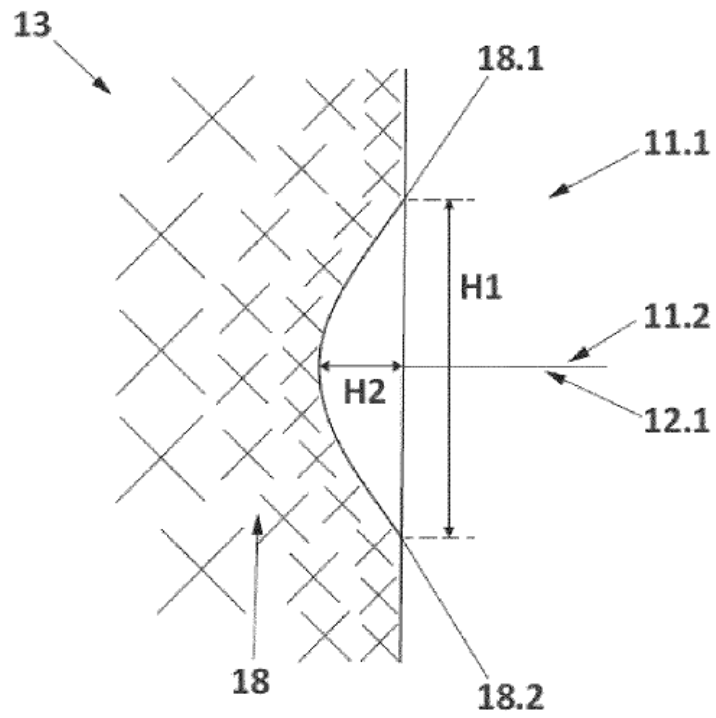


FIG. 8

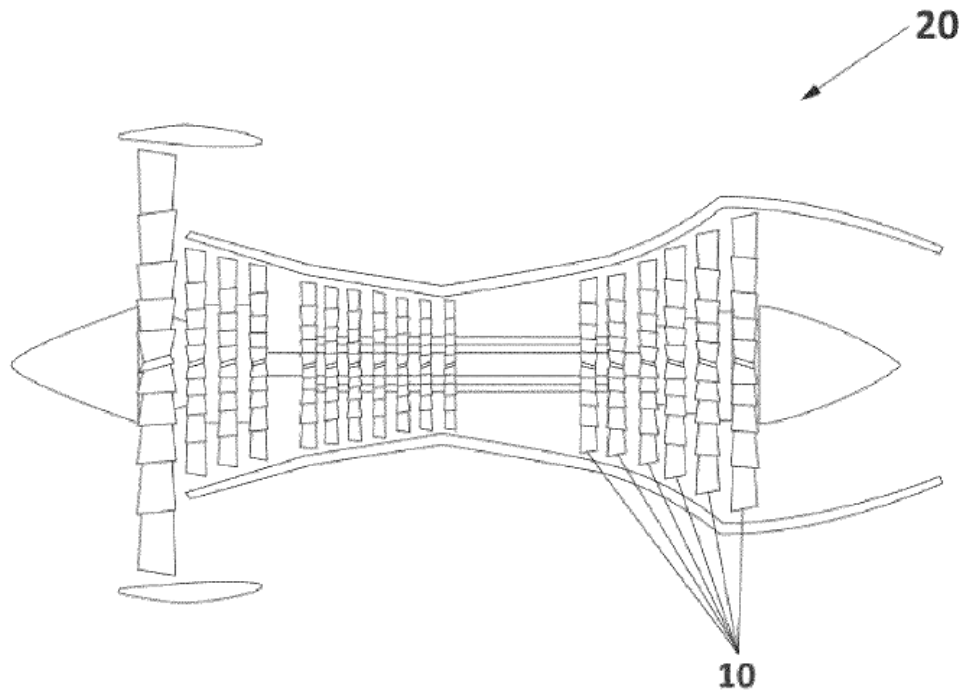


FIG. 9