



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 314 294**

51 Int. Cl.:

F23R 3/00 (2006.01)

F23M 5/02 (2006.01)

F02K 1/82 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **03815543 .8**

96 Fecha de presentación : **10.12.2003**

97 Número de publicación de la solicitud: **1588102**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **26.10.2005**

54

Título: **Elemento de blindaje térmico, cámara de combustión, así como turbina de gas.**

30

Prioridad: **27.01.2003 EP 03001727**

45

Fecha de publicación de la mención BOPI:
16.03.2009

45

Fecha de la publicación del folleto de la patente:
16.03.2009

73

Titular/es: **SIEMENS AKTIENGESELLSCHAFT
Wittelsbacherplatz 2
80333 München, DE**

72

Inventor/es: **Huth, Michael;
Tiemann, Peter y
Glessner, John, Carl**

74

Agente: **Carvajal y Urquijo, Isabel**

ES 2 314 294 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

Elemento de blindaje térmico, cámara de combustión, así como turbina de gas.

5 La presente invención atañe a un elemento de blindaje térmico, especialmente para la protección de piezas en una máquina sometida a grandes cargas térmicas, como por ejemplo de piezas de una turbina de gas. La invención atañe además a una cámara de combustión con un revestimiento de cámara de combustión resistente al calor, así como una turbina de gas con una cámara de combustión.

10 En una máquina sometida a grandes cargas térmicas las piezas son expuestas a altas temperaturas durante el funcionamiento regular de esta máquina. En una máquina térmica, especialmente en una turbina de gas, se somete a grandes cargas térmicas y termomecánicas mediante un medio caliente, por ejemplo mediante un gas caliente de un proceso de combustión en una cámara de combustión, en primera medida a las superficies que limitan con ese medio caliente y a las piezas que pertenecen a ellas. A consecuencia del transporte térmico a través de estas superficies límite, como se presenta por ejemplo en forma de conducción de calor o radiación térmica, las piezas que no están expuestas directamente al medio caliente también están expuestas a grandes cargas térmicas. De esta manera las piezas expuestas al medio caliente cumplen dos funciones: la oclusión del medio caliente y la protección de otras piezas o componentes, posiblemente menos resistentes al calor, contra el recalentamiento o la destrucción térmica. En consecuencia resultan grandes exigencias, especialmente en cuanto a las propiedades de la materia prima, así como del diseño constructivo y del montaje de estas piezas sometidas a grandes cargas térmicas. Además, muchas veces se deben considerar también exigencias en cuanto a la posibilidad de enfriar esas piezas.

25 Las cámaras de combustión son componentes de las turbinas de gas, que se utilizan en muchas áreas para el accionamiento de generadores o de máquinas de trabajo. Para ello se utiliza la energía contenida de un combustible para generar un movimiento de rotación de un eje de turbina. El combustible es quemado por quemadores en las cámaras montadas a continuación de los mismos, mientras un compresor de aire suministra aire comprimido. A través de la combustión del combustible se genera una sustancia activa que se encuentra bajo alta presión y que tiene una alta temperatura. Esta sustancia activa es conducida a una unidad de turbina montada a continuación de las cámaras de combustión, en donde se expande generando rendimiento.

30 Para ello cada quemador puede tener asignado una cámara de combustión separada, con lo cual la sustancia activa que fluye desde las cámaras de combustión se puede concentrar delante de o en la unidad de turbina. De manera alternativa la cámara de combustión también puede estar diseñada como una cámara de combustión anular en la que muchos, especialmente todos los quemadores desembocan en una cámara de combustión común, generalmente de forma anular.

35 Durante el diseño de turbinas de gas de este tipo uno de los objetivos de diseño generalmente es, además de la potencia alcanzable, un alto rendimiento. Por motivos termodinámicos se puede alcanzar un aumento del rendimiento únicamente mediante un aumento de la temperatura de salida, con la que la sustancia activa sale de la cámara de combustión y fluye hacia la unidad de turbina. Por ello para este tipo de turbinas se aspira y se alcanzan temperaturas de 1200°C hasta 1500°C.

45 Sin embargo, con este tipo de altas temperaturas de la sustancia activa los componentes y las piezas expuestas a este medio caliente, por ejemplo un gas caliente, están expuestas a cargas térmicas especialmente altas. Para garantizar, sin embargo, con gran confiabilidad una vida útil igual de prolongada de los componentes afectados, generalmente es necesaria una conformación de los componentes con materiales muy resistentes al calor y una refrigeración de los mismos, especialmente de la cámara de combustión. Para evitar deformaciones térmicas del material, que limitan la vida útil de los componentes, en general se aspira a alcanzar una refrigeración lo más pareja posible de los componentes.

50 Para ello la pared de la cámara de combustión está revestida completamente con elementos de blindaje térmico en su lado interno, es decir del lado de la combustión, de manera que se forma un revestimiento de la cámara de combustión, que resiste las altas cargas térmicas y protege la pared de la cámara de combustión, véase por ejemplo GB-A-2 287 988. Los elementos de blindaje térmico pueden ser equipados en su lado caliente expuesto al medio caliente con capas de protectoras especialmente resistentes al calor. Además, del lado opuesto al lado caliente, el lado frío que está dirigido a la pared de la cámara de combustión, los elementos de blindaje térmico pueden ser cargados con un refrigerante y enfriados de ese modo.

55 Además de las propiedades térmicas o termomecánicas antes mencionadas se debe observar especialmente el comportamiento oscilatorio de los elementos de blindaje térmico, especialmente en el estado de montaje después de la sujeción en una cámara de combustión. Ya que en los sistemas de combustión, como por ejemplo turbinas de gas, motores de aviones, motores de cohetes o instalaciones de calefacción se pueden producir oscilaciones de combustión inducidas termoacústicamente. Éstas se generan por una interacción de la llama de combustión y de la liberación de calor relacionada con ésta en la cámara de combustión con fluctuaciones de presión acústica. Mediante una excitación acústica la posición de la llama, la superficie frontal de la llama o la composición de la mezcla de combustible y aire puede variar, lo que conduce nuevamente a variaciones de la liberación de calor. Durante la posición de la fase constructiva puede ocasionarse una retroalimentación y un refuerzo positivos. Una, así llamada, oscilación de combustión puede conducir a considerables contaminaciones por ruido y a daños por vibraciones, posiblemente incluso a la falla de uno o varios elementos de blindaje térmico.

ES 2 314 294 T3

Estas inestabilidades ocasionadas termoacústicamente son influenciadas esencialmente por las propiedades acústicas de la cámara de combustión y las condiciones marginales presentes en la entrada de la cámara de combustión y en la salida de la cámara de combustión, así como en las paredes de la cámara de combustión.

- 5 Por ello es tarea de la invención indicar un elemento de blindaje térmico que se pueda someter a grandes cargas térmicas y que en lo posible se pueda enfriar bien. Con ello, al mismo tiempo y de manera simple, se debe poder realizar con el elemento de blindaje térmico un revestimiento plano, especialmente un revestimiento total de la superficie, que sea poco sensible a oscilaciones de combustión.
- 10 Esta tarea es solucionada, de acuerdo a la invención, por el elemento de blindaje térmico conforme a el objeto de la reivindicación 1.

Para ello la invención parte del conocimiento, de que el comportamiento de oscilación del elemento de blindaje térmico puede ser influenciado de manera favorable si se le da un contorno geométrico específico a la superficie del lado caliente. Con esta conformación del contorno en por lo menos un área de superficie de la primera sección de la pared, se alcanza una mejora de las propiedades mecánicas, especialmente de la rigidez del elemento de blindaje térmico, con lo que los modos de oscilación característica del elemento de blindaje térmico se desplazan frente a la frecuencia de excitación de una oscilación de combustión. El aumento de la rigidez del elemento de blindaje térmico tiene lugar a través del refuerzo de la forma y conduce directamente a un aumento de los modos propios frente a la frecuencia de excitación determinante de una oscilación de combustión. Debido a este aumento de la rigidez mediante la conformación geométrica de la superficie del lado caliente en la invención el elemento de blindaje térmico es muy superior a los elementos de blindaje térmico planares convencionales. Para ello se imprime un contorno superficial curvo bidimensional, es decir, tanto a lo largo del eje longitudinal como también a lo largo del eje transversal, al área de superficie.

25 Resulta especialmente ventajoso el hecho de que, en el caso de una dimensión predeterminada por las condiciones de montaje del elemento de blindaje térmico, por ejemplo de su dimensión a lo largo del eje transversal, el contorno curvo ya produce un aumento de la rigidez y con ello aumenta el modo propio determinante para una excitación de vibración. Los cálculos de resistencia han demostrado, que por ejemplo un elemento de blindaje térmico planar convencional presenta una frecuencia propia típica de 380 Hz; en cambio a través de la conformación del contorno conforme a la invención se pudo alcanzar para dimensiones iguales un aumento de la frecuencia propia a 440 Hz. De esta manera, los elementos de blindaje térmico conocidos posiblemente puedan ser mejorados posteriormente, imprimiéndoles un contorno de superficie curvo bidimensional. El comportamiento de oscilación de una cámara de combustión, que presenta estos elementos de blindaje térmico como revestimiento de la cámara de combustión puede ser mejorada, por lo tanto, reforzando los elementos de blindaje térmico individuales a través del efecto reforzador del contorno de superficie curvo.

Al diseñar una nueva instalación, por ejemplo una cámara de combustión, es posible por otro lado, de manera ventajosa, indicar una frecuencia mínima propia, que un elemento de blindaje térmico debe mantener como mínimo. Entonces las dimensiones del elemento de blindaje térmico de la invención pueden ser agrandadas sin la conformación de contorno bidimensional respecto a elementos de blindaje térmico correspondientes sin modificar de manera significativa el modo propio. Para ello está disponible un área más grande para el diseño constructivo de una cámara de combustión para el dimensionado de los elementos de blindaje térmico. Debido a las dimensiones más grandes tolerables en vista de excitaciones de oscilación, para un revestimiento de la cámara de combustión es suficiente una cantidad notablemente menor de elementos de blindaje térmico para alcanzar un revestimiento de toda la superficie. Con esto se alcanza una ventaja en la cantidad de piezas y con ello de costes.

La división mecánica - funcional de la pared del elemento de blindaje térmico en una primera y segunda sección de la pared a lo largo del eje longitudinal permite, según la situación de montaje y las condiciones de funcionamiento de la pared de blindaje térmico, adaptarlo a la situación del área de la superficie con contorno de superficie curvo y con ello ajustar correspondientemente al comportamiento de oscilación. Así por ejemplo la primera sección de la pared montada en una cámara de combustión, por ejemplo una cámara de combustión anular de una turbina de gas, puede estar dirigida hacia la entrada de la cámara de gas y al quemador, mientras la segunda sección de la pared limita con la salida de la cámara de combustión. En el área de la boca de la entrada de la cámara de combustión y la salida de la cámara de combustión, la primera sección de la pared o la segunda sección de la pared siempre se pueden adaptar a las realidades geométricas existentes, de manera que la entrada, la transferencia y la salida de gases calientes de combustión en la cámara de combustión se alcanzan en una corriente de gas caliente en lo posible pareja. El medio caliente generado por la combustión, especialmente el gas caliente, fluye a lo largo del eje longitudinal del elemento de blindaje térmico y carga su superficie del lado caliente.

60 Mediante la conformación de contorno en un área de superficie de la primera sección de la pared la corriente del medio caliente es influenciada favorablemente por una cámara de combustión que presenta el elemento de blindaje térmico y se ajusta de manera que a continuación, a lo largo de la segunda sección de pared, se alcance una salida más favorable de la cámara de combustión. Para ello, la superficie del lado caliente de la segunda sección de la pared puede ser convencional, es decir local planar, o también, si es favorable para el comportamiento de oscilación o la función de conducción de flujo, un área de superficie con contorno de superficie curvo. En el segundo caso el contorno de superficie curvo de la superficie del lado caliente se puede extender de manera continua desde la primera área de pared hasta la segunda área de pared.

ES 2 314 294 T3

En una conformación preferida especialmente, la segunda sección de la pared está inclinada en dirección al lado caliente respecto de la primera sección de la pared. De acuerdo al ángulo de inclinación se pueden llevar cabo diferentes situaciones de montaje o funcionamiento del elemento de blindaje térmico. Por ejemplo en una cámara de combustión anular de una turbina de gas, que está equipada con una así llamada, cubierta de cámara de combustión para la limitación y para la conducción de flujo del gas caliente hacia una turbina montada a continuación, el elemento de blindaje térmico puede ser implementado como un segmento de la cubierta de la turbina de gas. Con una gran cantidad de elementos de blindaje térmico de este tipo se puede realizar un revestimiento plano completo de la pared de la cámara de combustión de la cámara de combustión anular a lo largo de toda la extensión de la cámara de combustión anular. En el caso de este tipo de cámaras de combustión anular el flujo de gas caliente se debe desviar en un ángulo desde la salida del quemador en dirección de la turbina. A los fines de este desvío está previsto, entre otras cosas, el revestimiento de la cámara de combustión. Con un revestimiento de la cámara de combustión, que presenta uno o más elementos de blindaje térmico conforme a la invención, esto es especialmente sencillo. Por eso el elemento de blindaje térmico es especialmente adecuado para esto, ya que debido a la primera sección de pared y de la segunda sección de pared inclinada respecto a ella, el ángulo de desvío puede ser ajustado a las diferentes realidades, con lo que se puede alcanzar un flujo de entrada en la turbina muy ventajoso.

Conforme a la invención, un área de superficie está conformada en forma de una superficie de ensilladura con un punto de ensilladura. Una superficie de ensilladura se caracteriza, como es sabido, porque presenta sobre la superficie de ensilladura curvas con signos opuestos saliendo desde el punto de ensilladura y en distintas direcciones. En el punto de ensilladura mismo la curva local es cero.

En el diseño preferido, la superficie de ensilladura presenta una curva convexa en dirección al eje longitudinal y cóncava en dirección al eje transversal.

Conforme a la invención a lo largo del eje longitudinal se encuentra dispuesto a continuación del área de superficie una segunda área de superficie, con lo que el área de superficie pasa a la segunda área de superficie a través de un área de transición. El traspaso del área de superficie y de la segunda área de superficie tiene lugar preferentemente de manera continua, esto significa por ejemplo al menos de manera constante o constante-diferenciable. De esta manera las áreas de superficie con un contorno de superficie curvada de manera distinta se pueden unir de manera "lisa". Con ello se pueden alcanzar buenos resultados tanto en vista de la función de conducción de flujo del elemento de blindaje térmico para el medio caliente, como también en vista de la resistencia mecánica. A través de la combinación de áreas de superficie con contornos de superficie curvados de manera distinta se pueden mejorar especialmente las propiedades mecánicas y se puede aumentar en general el efecto reforzador del elemento de blindaje térmico diseñado de esta manera.

Conforme a la invención la segunda área de superficie presenta un contorno de superficie esférico. Ésta se puede realizar, por ejemplo, a través de una cubierta esférica. Para ello el contorno de superficie esférico puede estar arqueado hacia fuera de la pared, en relación a la superficie del lado caliente, es decir convexo, o arqueado hacia adentro de la pared, es decir cóncavo.

Por ello, conforme a la invención resulta un diseño en el que se combina un área de superficie en forma de una superficie de ensilladura con una segunda área de superficie con contorno esférico. La superficie de ensilladura está curvada de manera convexa en dirección del eje longitudinal, es decir arqueada hacia fuera de la pared, y de manera cóncava en dirección del eje transversal. La segunda área de superficie que se conecta a través del área de transición en dirección longitudinal es esférica-cóncava. De esta manera resulta de manera lineal en dirección longitudinal a lo largo del lado caliente de la piedra de blindaje térmica, considerada en la primera sección de pared, una forma S de la superficie del lado caliente. De manera hidrodinámica y de oscilación esta conformación de contorno se presenta como muy favorable en las áreas de superficie de la superficie del lado caliente. En vista al estado de montaje de un elemento de blindaje térmico en una cámara de combustión, por ejemplo una cámara de combustión anular de una turbina de gas, se alcanza además, que durante el funcionamiento de la llama de un quemador, debido a la forma S desviada de la superficie del lado caliente, ya no se alcance directamente la superficie del lado caliente, especialmente en la segunda área de superficie con contorno esférico-cóncavo. Esto está unido de manera ventajosa con un menor aporte de calor en el elemento de blindaje térmico, por lo que se registra una menor necesidad de potencia frigorífica.

Preferentemente el elemento de blindaje térmico presenta una capa protectora resistente al calor, especialmente una capa termoaislante cerámica, en el lado caliente. De manera ventajosa, la superficie del lado caliente expuesta al gas caliente es formada completamente por una capa termoaislante, que se coloca sobre el material base del elemento de blindaje térmico mediante un proceso de revestimiento, por ejemplo recubrimiento térmico o vaporización. De esta manera, el elemento de blindaje térmico es resistente frente a las grandes cargas, como las que se presentan en una cámara de combustión de una turbina de gas en el caso de cargas con gases de combustión calientes. La capa termoaislante disminuye el transporte de calor del lado caliente hacia el lado frío del elemento de blindaje térmico, de manera que la pared de la cámara de combustión no se calienta tanto y es protegida contra daño térmico. El material base está compuesto por una aleación resistente a altas temperaturas, por ejemplo una aleación de acero resistente a altas temperaturas.

Para conducir el calor transportado a través del elemento de blindaje térmico en funcionamiento desde el lado caliente hacia el lado frío, el lado frío preferentemente presenta una superficie de refrigeración que se puede cargar

ES 2 314 294 T3

con un refrigerante. Para ello en general se implementa un procedimiento de refrigeración denominado “refrigeración de choque”. Durante la refrigeración de choque se conduce un refrigerante, por lo general aire refrigerante, a través de una gran cantidad de perforaciones en la pared de la cámara de combustión hacia los elementos de blindaje térmico, de manera que el refrigerante principalmente choca de manera vertical con la superficie de refrigeración formada sobre el lado frío de la pared de la cámara de combustión que está dirigida a ella. A continuación, el refrigerante calentado por el proceso de refrigeración, por ejemplo aire refrigerante, es descargado del espacio interior que forman la pared de la cámara de combustión con los elementos de blindaje térmico. Otro proceso de refrigeración, que se utiliza en el flujo posterior longitudinal de los elementos de blindaje térmico a lo largo de la superficie de refrigeración, es la así llamada refrigeración por convección. La refrigeración por convección es reforzada por la estructuración de la superficie de refrigeración, por ejemplo por estrías o nervaduras. De manera análoga a la superficie del lado caliente, también la superficie de refrigeración en la primera sección de pared puede presentar como mínimo un área de superficie a lo largo del eje longitudinal y del eje transversal con un contorno de superficie curvado. Mediante áreas de superficie convexas y/o cóncavas en la superficie de refrigeración, además de las ventajas para los procesos de refrigeración mencionados, se puede alcanzar especialmente también un efecto de refuerzo en el elemento de blindaje térmico.

En un diseño preferido especialmente, los elementos de blindaje térmico encuentran aplicación en una cámara de combustión. Para la protección de la pared de la cámara de combustión, una cámara de combustión de ese tipo está prevista con un revestimiento de cámara de combustión, que presenta elementos de blindaje térmico conforme a la invención y sus diseños ventajosos.

Una cámara de combustión de ese tipo con elementos de blindaje térmico es preferentemente un componente de una turbina de gas.

Además de la utilización para la generación de una fuerza de avance, las turbinas de gas también encuentran una extendida aplicación en, por ejemplo, aeronaves y en la tecnología de centrales eléctricas. Una mezcla de combustible/aire se enciende y quema en la cámara de combustión. Con esto los gases de combustión calientes que se generan se expanden en dirección de una cámara de turbina montada a continuación de la cámara de combustión, allí se encuentran con una agrupación de álabes fijos y álabes móviles y accionan los álabes móviles y con ello el rotor de la turbina conectado con los álabes móviles. Finalmente, la energía mecánica ganada de este modo se puede utilizar, por ejemplo, para generar corriente.

En relación a la construcción de la cámara de combustión de turbinas hay dos principios diferentes. Así, además de las cámaras de combustión anulares (CCA), existen disposiciones de cámaras de combustión con varias cámaras de combustión individuales, las así llamadas Cans. En el caso de la cámara de combustión anular una mezcla de gases encendida por al menos un quemador, generalmente varios, es conducida en una cámara de combustión anular, en la que se distribuye de manera pareja y en la que fluye en una corriente anular en dirección a los álabes fijos y móviles dispuestos de manera radial alrededor de un eje de rotor. Las altas temperaturas generadas durante la combustión actúan sobre las paredes de la cámara de combustión anular, de manera que para la refrigeración de esas paredes de la cámara de combustión se necesitan requisitos especiales.

Para ello se pueden aplicar diferentes conceptos de refrigeración que son utilizables con el elemento de blindaje térmico. De esta manera se distingue según

- la forma de flujo: refrigeración por convección, choque o de película
- el medio refrigerante: refrigeración por aire o por vapor
- la utilización del medio refrigerante después de la finalización de la tarea de refrigeración: por ejemplo
 - “Refrigeración abierta” con mezcla del refrigerante más abajo de la combustión
 - “Refrigeración cerrada ” con retorno del refrigerante al proceso (combustión, expansión)

En el caso de la refrigeración de aire cerrada, muy ventajosa frente a la refrigeración de aire abierta, después de la finalización de la tarea de refrigeración el aire calentado es utilizado completamente para la combustión y el calor transmitido también es reconducido; la refrigeración de aire cerrada permite de esta manera mayor potencia/rendimiento, así como menores emisiones de NO_x que la refrigeración de aire abierta. En el caso de la refrigeración de aire abierta el aire refrigerante “frío” es mezclado con el flujo de gas combustible más abajo del lugar de combustión (menor eficiencia de las turbinas de gas, mayores valores de sustancias nocivas). Independientemente de los principios constructivos vale, que la refrigeración de aire cerrada es muy superior a la abierta.

Para un montaje de una cámara de combustión anular resistente a la temperatura y a las oscilaciones, un revestimiento de cámara de combustión se puede equipar con una cantidad de elementos de blindaje reforzados en la forma y resistentes a la temperatura, de manera que se forme un revestimiento de cámara de combustión de toda la superficie en el espacio anular, llamado cubierta de cámara de combustión. Para ello se deja un espacio anular entre el revestimiento de la cámara de combustión y la verdadera carcasa de la cámara de combustión anual, es decir, la pared de la cámara de combustión, de manera que de manera ventajosa es posible una refrigeración de aire cerrada.

ES 2 314 294 T3

A continuación se explica más detalladamente la invención con ayuda de un dibujo. De manera simplificada y a escala representa

Fig. 1 un corte de una turbina de gas,

Fig. 2 un corte de una cámara de combustión,

Fig. 3 una representación en perspectiva de un elemento de blindaje térmico,

Fig. 4 una vista frontal del elemento de blindaje térmico representado en la figura 3 a lo largo de su eje longitudinal,

Fig. 5 un corte vertical a través del semimonocoque superior de una cámara de combustión anular en el área de la boca de entrada,

Fig. 6 un corte vertical a través del semimonocoque superior de una cámara de combustión anular en el área de la boca de entrada con un diseño alternativo a la figura 5 de los elementos de blindaje térmico.

Las piezas iguales tienen el mismo signo de referencia en todas las figuras.

La turbina de gas 1 conforme a la fig. 1 presenta un compresor 2 para aire de combustión, una cámara de combustión 4, así como una turbina 6 para el accionamiento del compresor 2 y de un generador o una máquina de trabajo no representados. Para ello la turbina 6 y el compresor 2 están dispuestos en un eje de turbina 8, también denominado rotor de turbina, con el que también están conectados el generador o la máquina de trabajo y que está alojado de manera giratoria alrededor de su eje central 9. La cámara de combustión 4, diseñada como una cámara de combustión anular, está equipada con una cantidad de quemadores 10 para la combustión de un combustible líquido o gaseoso.

La turbina 6 presenta una gran cantidad de álabes móviles rotatorios 12, conectados con el eje de turbina 8. Los álabes móviles 12 están dispuestos en el eje de turbina 8 en forma de corona y de esta manera forman una cantidad de series de álabes móviles. Además, la turbina 6 presenta una cantidad de álabes móviles fijos 14, que también están sujetos en forma de corona, formando series de álabes móviles, en una carcasa interna 16 de la turbina 6. Los álabes móviles 12 sirven para el accionamiento del eje de turbina 8 a través de la transmisión de impulso del medio caliente, la sustancia activa M, que atraviesa la turbina 6. En cambio los álabes móviles 14 sirven para la conducción de flujo de la sustancia activa M entre dos series de álabes móviles o coronas de paletas consecutivas, siempre vistas en la dirección de flujo de la sustancia activa M. Un par consecutivo de una corona de álabes fijos 14 o de una serie de álabes fijos y de una corona de álabes móviles 12 o una serie de álabes móviles es denominado también nivel de turbina.

Cada álabe fijo 14 presenta también una plataforma 18, denominada raíz de paleta, que está montada en la carcasa interna 16 de la turbina 6 como elemento de pared para la fijación de los álabes fijos 14 correspondientes. Para ello la plataforma 18 es un componente con igual resistencia térmica, que forma el límite exterior de un canal de gas de combustión para la sustancia activa M que fluye por la turbina 6. Cada álabe móvil 12 está sujeto de manera análoga al eje de turbina 8 a través de una plataforma 20, denominada también raíz de paleta.

Entre las plataformas 18, dispuestas distanciadas entre sí de los álabes móviles 14 de dos series de álabes fijos adyacentes siempre está montado un anillo-guía 21 en la carcasa interior 16 de la turbina 6. La superficie exterior de cada anillo-guía 21 también está expuesta a la sustancia activa caliente M que fluye a través de la turbina 6 y distanciada en dirección axial del extremo externo 22 del álabe móvil 12 que se encuentra enfrente mediante una ranura. Los anillos-guía 21 montados entre las series de álabes fijos adyacentes sirven especialmente como elementos de cubierta, que protegen a la pared interior 16 o a otras piezas integradas de la carcasa, contra una sobrecarga térmica ocasionada por la sustancia activa M que fluye a través de la turbina 6.

La cámara de combustión 4 está limitada por una carcasa de cámara de combustión 29, con lo que del lado de la cámara de combustión se forma una pared de cámara de combustión 24. En el ejemplo de ejecución la cámara de combustión 4 está conformada como una, así llamada, cámara de combustión anular, en la que desembocan en un espacio de cámara de combustión común una gran cantidad de quemadores 10 dispuestos en dirección periférica alrededor del eje de turbina 8. Para ello la cámara de combustión 4 está conformada en su totalidad como una estructura anular, que está posicionada alrededor del eje de turbina 8.

Para una mayor clarificación de la ejecución de la pared de la cámara de combustión 24 en la fig. 2 está representada en corte la cámara de combustión 4, que se continúa tipo toro alrededor del eje de turbina 8. Como se puede ver en la representación, la cámara de combustión 4 presenta una sección de inicio o de ingreso, en la que desemboca la salida del lado final del quemador 10 asignado en cada caso. Visto en la dirección de flujo de la sustancia activa M la sección transversal de la cámara de combustión 4 se estrecha, con lo que se considera también el perfil de flujo de la sustancia activa M que se ajusta en esa área de espacio. Del lado de la salida la cámara de combustión 4 presenta en el corte longitudinal una curva, con la que se favorece la salida de la sustancia activa M de la cámara de combustión 4 en una primera serie de álabes móviles siguiente, vistos del lado de flujo, por una transmisión de impulso y energía especialmente alta. Al fluir a través de la cámara de combustión, la sustancia activa M es desviada de una dirección esencialmente paralela al eje del quemador 39, en una dirección paralela al eje central 9.

ES 2 314 294 T3

Para alcanzar un rendimiento igual de alto la cámara de combustión 4 está preparada para una temperatura igual de alta de la sustancia activa M de aprox. 1200°C hasta 1500°C. Para posibilitar un tiempo de funcionamiento igual de largo con estos parámetros de funcionamiento, desfavorables para los materiales, la pared de la cámara de combustión 24 está provista, del lado dirigido a la sustancia activa M, con un revestimiento de cámara de combustión formado por elementos de blindaje térmico. Los elementos de blindaje térmico 26 están sujetos a la pared de la cámara de combustión a través de medios de sujeción 37, dejando una ranura. Cada elemento de blindaje térmico 26 está equipado del lado de la sustancia activa, es decir del lado caliente 35, con una capa protectora especialmente resistente al calor 31. Debido a las altas temperaturas en el interior de la cámara de combustión 4, además está previsto un sistema de refrigeración para los elementos de blindaje térmico. El sistema de refrigeración se base en el principio de la refrigeración por convección, en la que el refrigerante, por ejemplo aire refrigerante, es conducido a lo largo de la superficie de la pieza a refrigerar. De manera alternativa el sistema de refrigeración puede estar diseñado para una refrigeración de choque, en la que el aire refrigerado, como refrigerante K, es soplado de manera vertical bajo una presión suficiente a través de un gran número de lugares hacia la pieza a refrigerar.

Con un montaje simple, el sistema de refrigeración está diseñado para una carga confiable y que cubra toda la superficie de los elementos de blindaje térmico 26 con aire refrigerante K y además para una pérdida de presión de refrigerante especialmente baja. Para ello los elementos de blindaje térmico 26 son enfriados por su lado frío 33 a través del aire refrigerante K, que es suministrado a un espacio intermedio 27 formado entre el elemento de blindaje térmico 26 y la pared de la cámara de combustión 24 a través de tuberías de alimentación adecuadas, no representadas en detalle, y que según el mecanismo de enfriamiento es conducido sobre o a lo largo del lado frío 33 de un elemento de blindaje térmico 26 correspondiente. Para ello se utiliza el ventajoso principio de la refrigeración de aire cerrada. Después de la finalización de la tarea de refrigeración en los elementos de blindaje térmico 26, el aire calentado es utilizado completamente para la combustión en el quemador 10 y el calor transmitido también es reconducido; la refrigeración de aire cerrada permite de esta manera mayor potencia/rendimiento, así como menores emisiones de NO_x que por ejemplo la refrigeración de aire abierta. En el caso de la refrigeración de aire abierta el aire refrigerante “frío” es mezclado con el flujo de gas combustible más abajo del punto de combustión, lo que conduce a una menor eficiencia de las turbinas de gas y a mayores valores de sustancias nocivas.

Para un montaje resistente a la temperatura y a las oscilaciones de una cámara de combustión 4 diseñada como una cámara de combustión anular está previsto un revestimiento de cámara de combustión con una cantidad de elementos de blindaje térmico 26 resistentes a la temperatura y reforzados en la forma conforme a la invención. De esta manera se forma un revestimiento de la cámara de combustión de toda la superficie y sin fugas en el espacio anular, llamado cubierta de cámara de combustión.

El comportamiento de oscilación del elemento de blindaje térmico 26 está influenciado de manera favorable por un contorno geométrico específico, de manera que los modos de oscilación característica del elemento de blindaje térmico 26 se ven aumentados respecto de la frecuencia de excitación de una oscilación de combustión. De esta manera se pueden evitar efectos de resonancia debido a una retroalimentación positiva. Para la ilustración, la fig. 3 muestra en una representación simplificada en perspectiva un ejemplo de ejecución de un elemento de blindaje térmico 26, así como fig. 4 una vista un poco más ampliada de la superficie frontal del elemento de blindaje térmico representado en la figura 3. El elemento de blindaje térmico 26 se extiende a lo largo de un eje longitudinal 43 y de un eje transversal 45 que transcurre de manera vertical respecto del eje longitudinal 43. El elemento de blindaje térmico 26 incluye una pared 47, que presenta un lado caliente 35 con una superficie del lado caliente 55 que se puede cargar con la sustancia activa M caliente. Frente al lado caliente 35 de la pared 47 está previsto un lado frío 33. La pared 47 presenta dos secciones de pared 47A, 47B, con lo cual delante de la primera sección de pared 47A está montada una segunda sección de pared 47B a lo largo del eje longitudinal 43 en la dirección de flujo de la sustancia activa M. Además, la segunda sección de pared 47B está inclinada respecto a la primera sección de pared 47A en dirección al lado caliente 35, de manera que la segunda sección de pared 47B forma un ángulo de inclinación con el eje longitudinal 43. La inclinación está ajustada de manera que se ha alcanzado una adaptación constructiva para el revestimiento de una pared de cámara de combustión 24 (compárese figura 2). Sobre la superficie del lado caliente 55 en la primera sección de pared 47A están formadas áreas de superficies 57A, 57B. Las áreas de superficie 57A, 57B presentan en cada caso un contorno de superficie no planar, es decir curvado, a lo largo del eje longitudinal 43 y a lo largo del eje transversal 45. Con esto, el área de superficie 57A está curvada de manera cóncava en dirección al eje transversal 45 y en dirección del eje longitudinal 45, curvada de manera convexa, de manera que en el área de superficie 57A está formada una superficie de ensilladura 59 con un punto de ensilladura P_s. La segunda área de superficie 57B presenta un contorno de superficie esférica y a lo largo del eje longitudinal 43 en la dirección de flujo de la sustancia activa M, por ejemplo del gas de combustión caliente, está dispuesto detrás del área de superficie 57A, con lo que el área de superficie 57A pasa a la segunda área de superficie 57B a través de una área de transición 61.

A través de la conformación de forma del contorno de la superficie en el área de superficie 57A, 57B de la primera sección de la pared 47A se alcanza una mejora de las propiedades mecánicas, especialmente de la rigidez del elemento de blindaje térmico 26. Con esto los modos de oscilación característica del elemento de blindaje térmico 26 se influyen de manera orientada respecto de la frecuencia de excitación de una oscilación de combustión. El aumento de la rigidez del elemento de blindaje térmico 26 tiene lugar a través del refuerzo de la forma y conduce directamente a un aumento de los modos propios frente a la frecuencia de excitación determinante de una oscilación de combustión. Debido a este aumento de la rigidez mediante la conformación geométrica de la superficie del lado caliente en la invención, el elemento de blindaje térmico 26 es muy superior a los elementos de blindaje térmico planares convencionales. Para ello se imprime un contorno superficial curvo bidimensional, es decir, tanto a lo largo del eje

ES 2 314 294 T3

longitudinal 43 como también a lo largo del eje transversal 45, al área de superficie 57A, 57B. Con esto un contorno de superficie curvado puede estar impreso también sobre el lado frío 33 o sobre las superficies en la segunda sección de pared 47B, donde conduce a una mejora del comportamiento de oscilación en vista a una menor predisposición frente a excitaciones de resonancia por frecuencias usuales de oscilación de combustión. Sin embargo, de manera sorprendente se ha mostrado, que un refuerzo suficiente de forma, a través de una conformación de contorno de superficie bidimensional de la superficie del lado caliente 55 en la primera sección de pared, ya produce buenos resultados. De esta manera, un elemento de blindaje térmico convencional - generalmente planar - presenta una frecuencia propia típica de por ejemplo 380 Hz; en cambio a través de la conformación del contorno conforme a la invención se pudo alcanzar para dimensiones iguales un aumento de la frecuencia propia a 440 Hz. Ya contornos de superficie cóncavos y/o convexos con sólo pequeños radios de curva generan un aumento de la rigidez del elemento de blindaje térmico 26.

La conformación conforme al ejemplo de ejecución en la figura 3 con una combinación de contorno de superficie de ensilladura en el área de superficie 57A y contorno de superficie esférico-cóncavo en el área de superficie 57B se presenta como muy ventajosa. Mediante esta conformación de la superficie del lado caliente 45, considerada linealmente en dirección del eje longitudinal, se alcanza un contorno en forma de S en la primera sección de pared de 47A, mientras que la segunda sección de pared 47B está conformada principalmente de manera planar. Con la implementación del elemento de blindaje térmico 26 en una cámara de combustión 4 se alcanza una conducción favorable del flujo de la sustancia activa M. Especialmente en una cámara de combustión anular de una turbina de gas se alcanza - como se muestra en la figura 2 - un desvío de la sustancia activa caliente M especialmente pareja y sin pérdida de flujo, con ingreso posterior en el alabeado de turbinas. A través de la forma S se evita además una acción directa de la llama sobre la superficie del lado caliente 55. Este contorno de superficie produce también un mejor pasaje de la sustancia activa M a lo largo de la superficie del lado caliente 55 de la primera sección de pared 47A hacia la segunda sección de pared 47B.

Para conformar el elemento de blindaje térmico 26 de manera especialmente resistente frente a la carga con sustancia activa caliente M, del lado caliente 35 del mismo se colocó una capa protectora 31 resistente al calor, por ejemplo una capa termoaislante cerámica resistente a altas temperaturas. Para fines de refrigeración del lado frío 33 se formó una superficie de refrigeración 53, que es cargada con un refrigerante K, por ejemplo aire refrigerante. De esta manera, durante la implementación del elemento de blindaje térmico 26 para el revestimiento de una cámara de combustión 4 está garantizada tanto la oclusión como la conducción de flujo de la sustancia activa caliente M, como así también la protección contra recalentamiento o destrucción térmica de otras piezas o componentes, posiblemente menos resistentes al calor, como por ejemplo la pared de la cámara de combustión 24.

Con el elemento de blindaje térmico 26 de la invención está dado un componente resistente a grandes cargas térmicas y que se puede enfriar bien, con el que se puede realizar de manera sencilla un revestimiento plano, especialmente un revestimiento de la cámara de combustión total de la superficie, que debido al refuerzo de forma es poco sensible a oscilaciones de combustión.

Para ilustrar un revestimiento de una cámara de combustión de una cámara de combustión anular con elementos de blindaje térmico 26, la figura 5 y la figura 6 muestran en cada caso un corte vertical a través del semimonocoque superior de una cámara de combustión anular en el área de la boca de entrada, esto es por ejemplo conforme a la figura 2 considerado del lado del quemador en dirección del eje del quemador. Los elementos de blindaje térmico 26 están dispuestos dentro de la carcasa de la cámara de combustión 29 a lo largo de toda la extensión alrededor del eje central 9, de manera que se alcanza un revestimiento de la cámara de combustión de toda la superficie. De esta manera entre el lado frío 33 del revestimiento de la cámara de combustión y de la pared de la cámara de combustión 24 se genera un espacio intermedio 27 que es utilizado con fines de refrigeración. La superficie del lado caliente 55 de los elementos de blindaje térmico 26 presenta un área de superficie 57A respectiva, en el que se imprimió un contorno de superficie curvo. En la figura 5 el área de superficie 57A está conformada de manera cóncava, considerado desde el lado interior de la cámara de combustión, mientras que en la figura 6 el área de superficie 57A presenta una curva convexa. En los ejemplos de las figuras 5 y 6 el revestimiento de la cámara de combustión en cada caso está realizado con elementos de blindaje térmico esencialmente iguales, lo que es muy ventajoso para la fabricación.

De manera ventajosa en el revestimiento de la cámara de combustión 4 con elementos de blindaje térmico 26 se puede predeterminar una frecuencia propia mínima, que el respectivo elemento de blindaje térmico 26 debe mantener como mínimo. Entonces las dimensiones del elemento de blindaje térmico 26 de la invención pueden ser agrandadas sin la conformación de contorno bidimensional respecto a elementos de blindaje térmico correspondientes sin modificarse de manera significativa el modo propio. Para ello está disponible un área más grande para el diseño constructivo de la cámara de combustión 4 para el dimensionado de los elementos de blindaje térmico 26. Debido a las dimensiones más grandes tolerables en vista de excitaciones de oscilación, para un revestimiento de la cámara de combustión es suficiente una cantidad notablemente menor de elementos de blindaje térmico 26 para alcanzar un revestimiento de toda la superficie. Con esto se alcanza una ventaja en la cantidad de piezas y con ello de costes. En los ejemplos de ejecución mostrados en las figuras 5 y 6 alcanzan ya, por ejemplo, 12 elementos de blindaje térmico 26 dispuestos en forma de un segmento de círculo, para realizar un revestimiento de la cámara de combustión de toda la superficie en el monocasco exterior de la cámara de combustión anular, una cubierta de cámara de combustión. Debido a la cantidad reducida de piezas también se disminuye la cantidad de las fugas de conexión tolerables entre los elementos de blindaje térmico 26, y así se disminuyen también las pérdidas por fugas.

ES 2 314 294 T3

REIVINDICACIONES

1. Elemento de blindaje térmico (26), que presenta un eje longitudinal (43) y un eje transversal (45) y comprende:

5 a) una pared (47) con lado caliente (35), que presenta una superficie del lado caliente (55) que se puede cargar con la sustancia activa (M) caliente y con un lado frío (33) enfrentado al lado caliente,

10 b) una primera sección de pared (47A) y una segunda sección de pared (47B) que limita a lo largo del eje longitudinal (43) en la primera sección de pared (47A), con lo cual al menos en la primera sección de pared (47A) la superficie del lado caliente (55) presenta una primera área de superficie (57A) y dispuesta después de esta a lo largo del eje longitudinal (43) una segunda área de superficie (57B), presentado la primera área de superficie un contorno de superficie curvado a lo largo del eje longitudinal (43) y del eje transversal (45), **caracterizado** porque la primera área de superficie (57A) esta conformada como una superficie de ensilladura (59) con un punto de ensilladura (P_s) y la segunda área de superficie presenta un contorno de superficie esférico.

15 2. Elemento de blindaje térmico (26) conforme a la reivindicación 1, **caracterizado** porque la segunda sección de pared (47B) está inclinada respecto a la primera sección de pared (47A) en dirección al lado caliente (35).

20 3. Elemento de blindaje térmico (26) conforme a la reivindicación 1 o 2, **caracterizado** porque la superficie de ensilladura (59) en dirección al eje longitudinal (43) está curvada de manera convexa y en dirección del eje transversal (45), de manera cóncava.

25 4. Elemento de blindaje térmico (26) conforme a una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** por una capa protectora (31) resistente al calor, especialmente una capa termoaislante cerámica sobre el lado caliente (35).

5. Elemento de blindaje térmico (26) conforme a una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** por una superficie de refrigeración (53) en el lado frío (33), que se puede cargar con un refrigerante (K).

30 6. Cámara de combustión (4) con un revestimiento de la cámara de combustión que incluye elementos de blindaje térmico (26) conforme a una de las reivindicaciones anteriores.

7. Cámara de combustión (4) conforme a la reivindicación 6, **caracterizada** por una conformación como cámara de combustión anular.

35 8. Turbina de gas (1) con una cámara de combustión (4) conforme a la reivindicación 6 o 7.

40

45

50

55

60

65

FIG 1

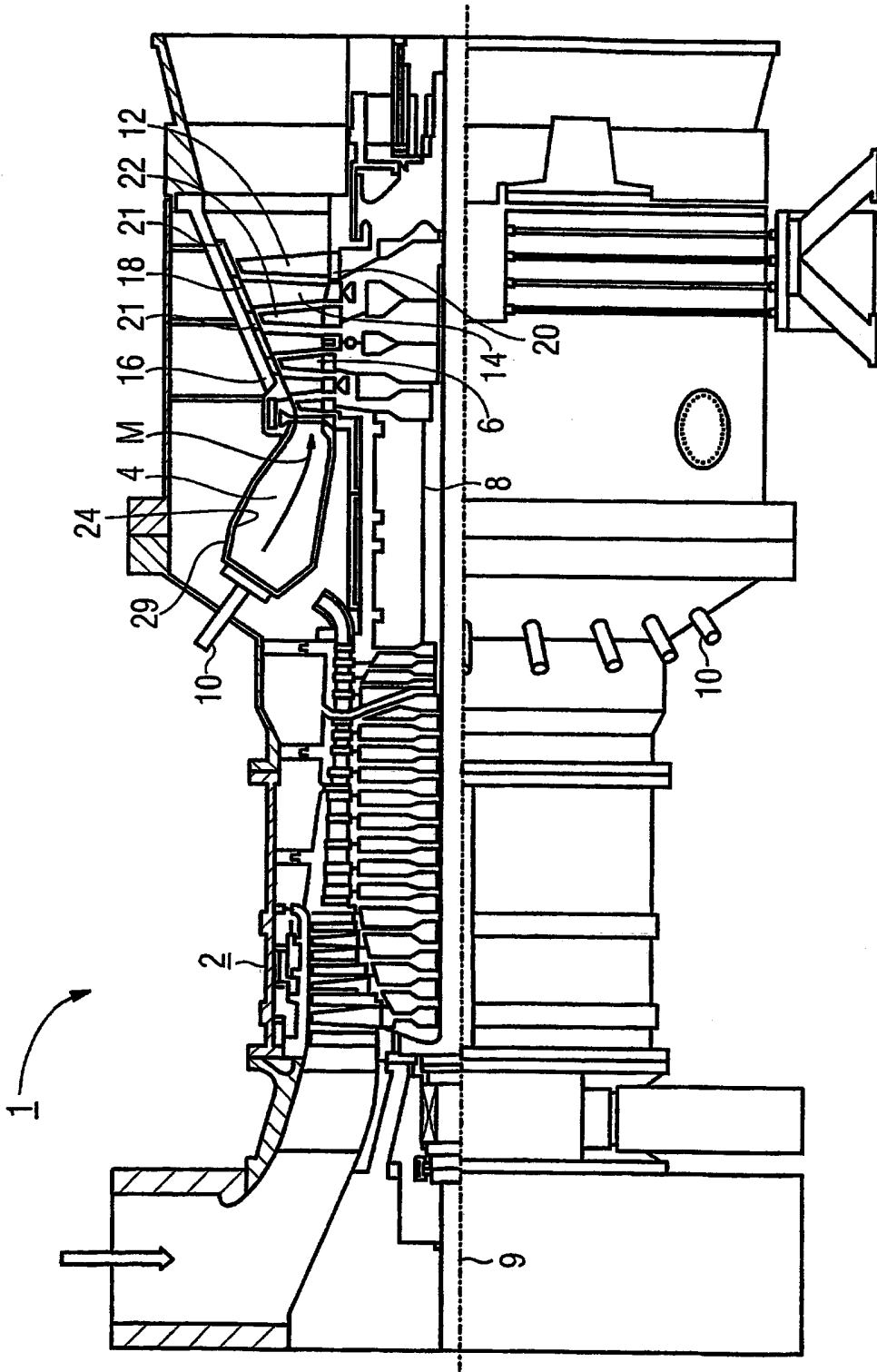


FIG 2

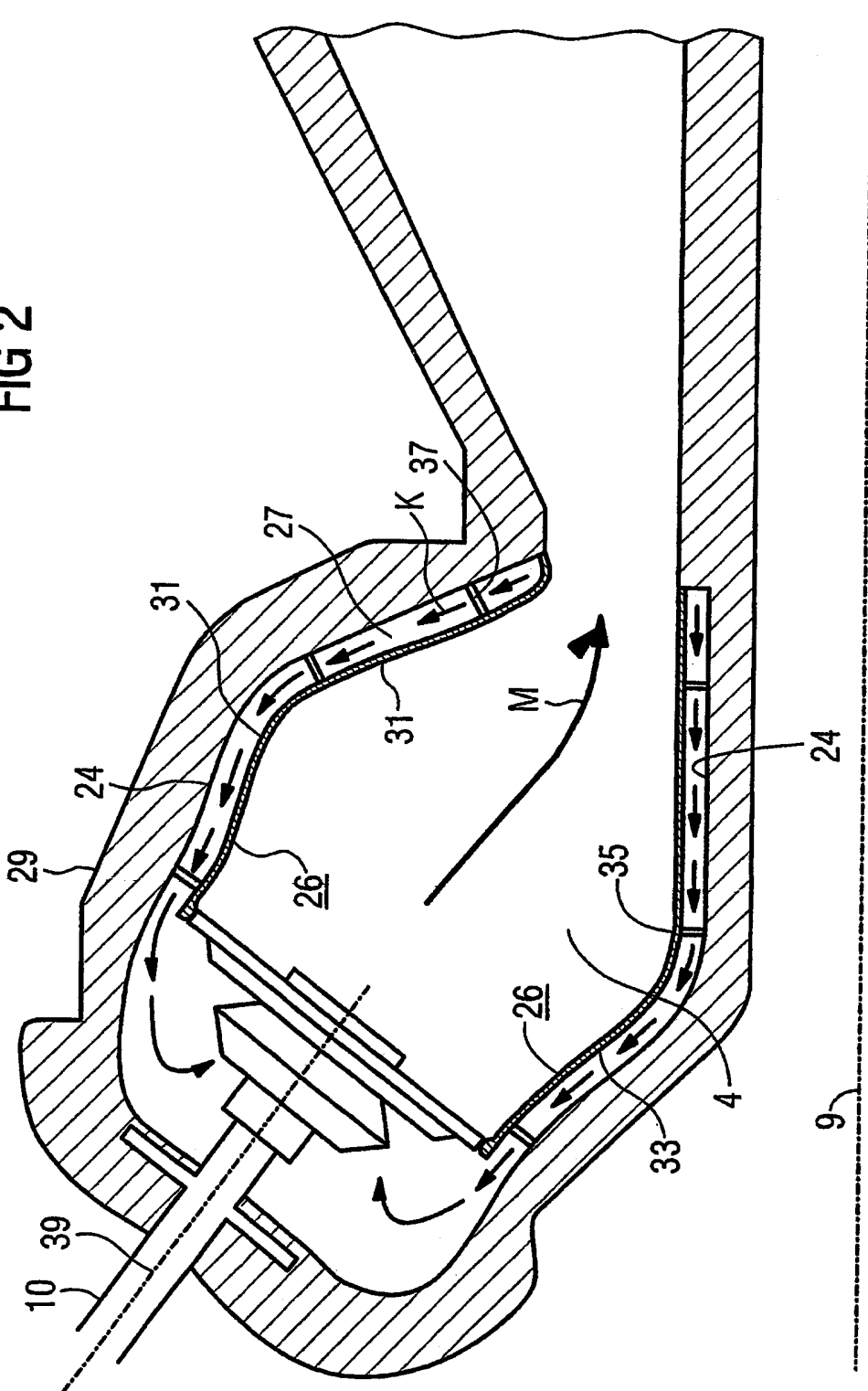


FIG 3

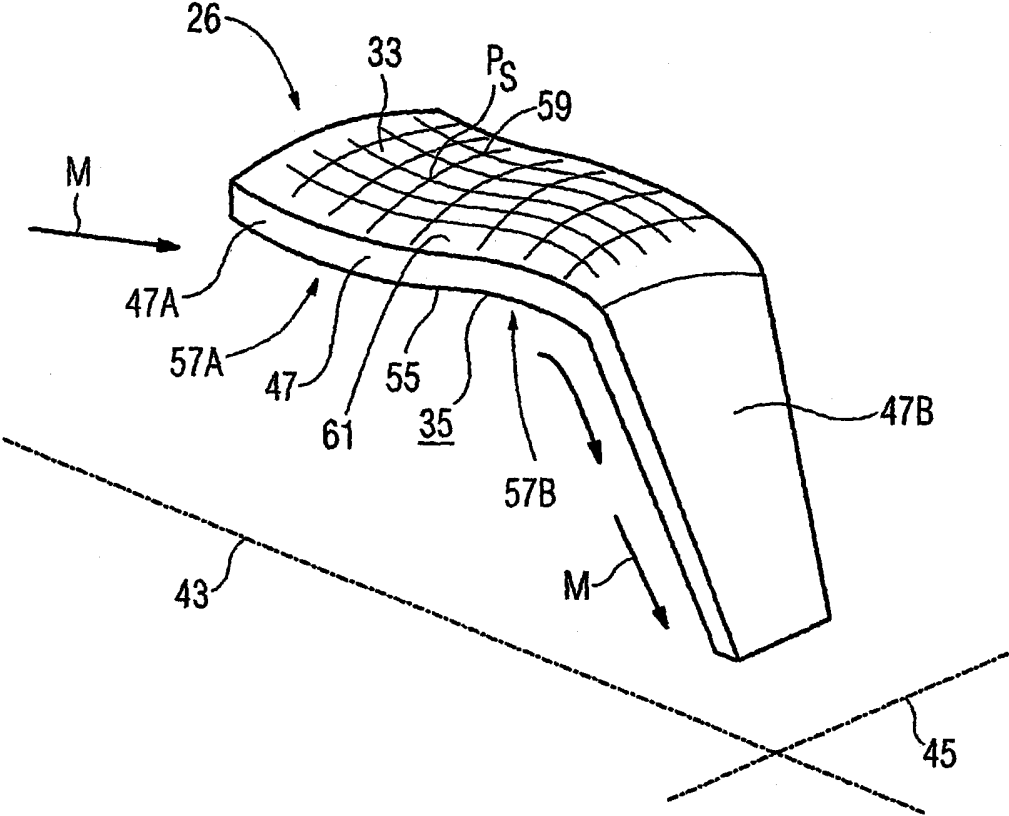


FIG 4

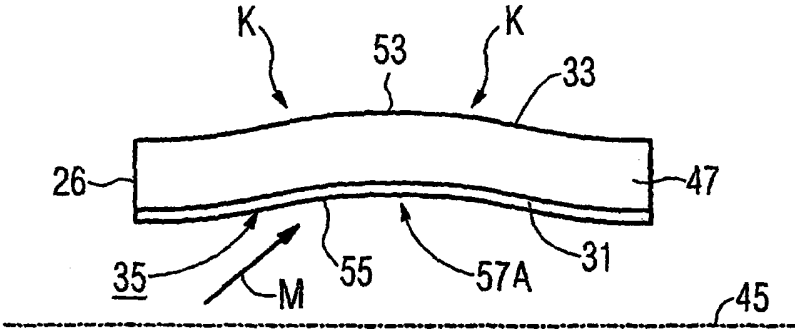


FIG 5

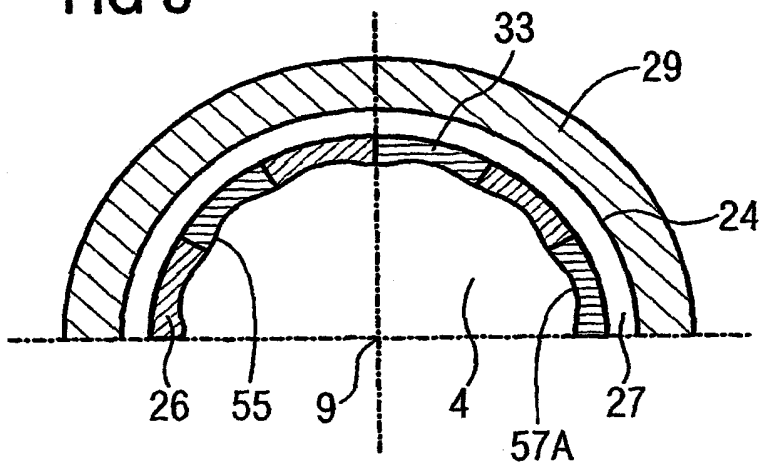
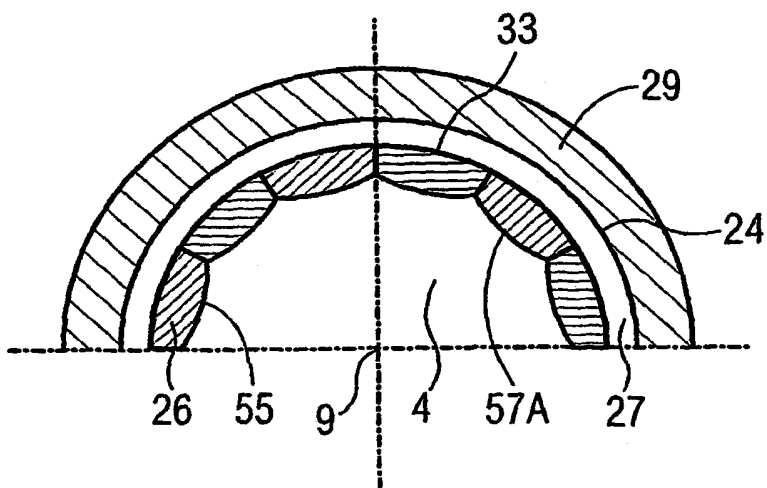


FIG 6





OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① N° de publicación : ES 2 314 294 T3

② Número de solicitud: E 03815543

CORRECCIÓN DE ERRATAS DEL FOLLETO DE PATENTE

Pág./Inid	Errata	Corrección
1/54	ELEMENTO DE BLINDAJE TERMICO, CAMARA DE COMBUSTION, ASI COMO TUBINA DE GAS.	ELEMENTO DE BLINDAJE TERMICO, CAMARA DE COMBUSTION, ASI COMO TURBINA DE GAS.