

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 381 488**

51 Int. Cl.:

F01D 5/14 (2006.01)

F01D 9/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **99308273 .4**

96 Fecha de presentación: **20.10.1999**

97 Número de publicación de la solicitud: **0997612**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **03.05.2000**

54 Título: **Una fila circunferencial de miembros de plano aerodinámico de una turbomáquina**

30 Prioridad:
30.10.1998 GB 9823840

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
28.05.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
28.05.2012

73 Titular/es:
**ROLLS-ROYCE PLC
65 BUCKINGHAM GATE
LONDON, SW1E 6AT, GB**

72 Inventor/es:
**Harvey, Neil William y
Rose, Martin George**

74 Agente/Representante:
de Elzaburu Márquez, Alberto

ES 2 381 488 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

Una fila circunferencial de miembros de plano aerodinámico de una turbomáquina.

- 5 Esta invención se refiere a turbomaquinaria en la que una o más filas de miembros de plano aerodinámico que se extiende generalmente de forma radial en un conducto angular a través del cual fluye un flujo compresible. La invención particularmente aborda la mejora del control de las filas de paso de fluido de fluidos de tales miembros de plano aerodinámico, que pueden ser vanos fijos o aletas que giran alrededor del eje central del conducto.
- 10 Cada fila de los miembros de plano aerodinámico divide el conducto en una serie de pasajes sectoriales, limitados cada uno por la superficie de succión y presión opuestas de un par de miembros adyacentes y las paredes radialmente interna y externa del conducto. El campo de flujos dentro de los pasajes sectoriales es complejo e incluye un cierto número de flujos de vórtice secundarios que son una fuente principal de pérdida de energía. Se puede hacer referencia a Sieverding (1985) "Secondary Flows in Straight and Annular Turbine Cascades" Thermodynamics and Fluids of Turbomachinery, NATO, Vol. 11, pp. 621-624 para una explicación detallada de estos flujos. Su importancia relativa aumenta con el aumento de la carga aerodinámica o la disminución de la relación de aspecto. No sólo hay energía de disipación en los propios flujos secundarios, sino que también puede afectar adversamente al flujo de fluido aguas abajo debido a que causan la desviación de los ángulos de salida del flujo desde la fila de los miembros de plano aerodinámico.
- 15 20 Se ha encontrado que son las capas de límite de pared extrema las que causan una parte sustancial de estos flujos secundarios. La figura 1 muestra una ilustración de modelo de flujo tomada de Takeishi et al (1989), "An Experimental Study of the Heat Transfer and Film Cooling on Low Aspect Ratio Turbine Nozzles" Documento ASME 89-GT-187. Éste muestra parte de una fila de aletas de turbina que sobresalen desde la superficie cilíndrica que forma una pared extrema radialmente interna del pasaje anular en la que se extiende el plano aerodinámico de la aleta. Las características de flujo principal como se muestra en el modelo son:
- 25 30 (i) transformación de la capa de límite de entrada L en un vórtice de herradura H en el borde delantero de la aleta debido a la variación de presión en la intersección del borde delantero y la pared extrema. La pata del lado de la superficie de presión de este flujo se convierte en el núcleo del un vórtice de pasaje P que es una parte dominante del flujo secundario. En una pared extrema debajo del vórtice del pasaje está formada una nueva capa de límite, indicada como un flujo transversal B, que se inicia en la esquina del lado de presión de la pared extrema del pasaje de la aleta.
- 35 (ii) aguas arriba del flujo transversal B la capa de límite de entrada está deflectada transversal al pasaje, como se indica mediante el flujo transversal A. La línea de separación de pared extrema S marca la penetración más lejana de la parte inferior de la capa de límite de entrada A en el pasaje de la aleta y la divide desde la nueva capa de límite (flujo transversal B) formando aguas abajo de ella.
- 40 (iii) la nueva capa de límite de pared extrema, flujo transversal B, continua sobre la superficie de succión de aleta hasta que separa, a lo largo de una línea de separación aerodinámica V, y alienta el vórtice del pasaje O. La pata lateral de succión de vórtice de herradura, referida como el vórtice contador U en el dibujo, permanece por encima del vórtice de pasaje P y se mueve alejándose de la pared extrema cuando el vórtice del pasaje crece.
- 45 (iv) un vórtice de esquina pequeño C puede ser iniciado en la región de esquina entre la superficie de succión y la pared extrema, girando en sentido opuesto al vórtice del pasaje.
- (v) Ilustrada también en la Figura 1 está la línea de unión T que representa la división del flujo de capa de límite entrante L entre los pasajes adyacentes, y el punto de montura D, en el que la línea de unión T y la línea de separación de pared extrema S intersecta.
- 50 Típicamente, el vórtice de pasaje incrementará el ángulo de salida del flujo en la pared extrema (referido como "sobre giro") con la reducción compensatoria en el ángulo de salida alejado de la pared (referido como "infra giro"). Estos efectos producen unas desviaciones del flujo de entrada a la siguiente fila aerodinámica, haciendo que el ángulo de incidencia del flujo en los planos aerodinámicos varíe positivamente o negativamente desde el valor de diseño y de esta manera reducir la eficiencia aerodinámica del flujo.
- 55 Existen un cierto número de propuestas para reducir los flujos secundarios en los pasajes estructurales: de una turbomáquina, pero con resultados limitados. En un reciente trabajo "(Schnaus et al (1997), "Experimental and Numerical Investigation of the Influence of Endwall Inclination and Contouring on the Flow Field in a Highly Loaded Turbine Cascade" ISABE 97-7117, y Dunen et al (1998), "Controlling the Secondary Flow in a Turbine Cascade 3D Airfoil Design and Endwall Contouring" ASME 98-GT-72), un perfil axisimétrico fue aplicado a la pared extrema inclinada de una aleta de rotor en cascada lineal que, a menos que el trabajo previo no cambie la relación de área de pasaje de entrada a salida. Este perfilado dio lugar a una pequeña reducción en las desviaciones del ángulo de flujo de salida sin cambios en la pérdida. Cuando se combinó con el componente que se inclina y se engrosa del plano aerodinámico cerca de la pared extrema, había una reducción significativa en la pérdida secundaria que aunque equilibrada por las elevadas pérdidas de perfil, todavía proporciona una significativa reducción de las desviaciones del ángulo de salida.
- 60 65

Se ha intentado también el perfilado de pared extrema no axisimétrico. Atkins (1987), "Secondary Losses and End-wall profiling in a Turbine Cascade" I Mech. E C255/87, páginas 29-42, describe dos perfiles de área extrema no axisimétricos, ambos elevados en un lado, en la superficie de presión de aleta o la superficie de succión efectivamente pero reduciendo a un contorno sin perfil en la superficie de aleta opuesta, con la intención de reducir la presión máxima o mínima en la superficie de la aleta pertinente. Ambos perfiles dieron lugar a un incremento total en las pérdidas debido a los efectos adversos en el flujo cerca de la pared extrema perfilada que causan la separación y el fuerte retorcimiento de la estela de la aleta. Morris et al (1975) "Secondary Loss Measurements in a Cascade of Turbine Blades with Meridional Wall Profiling" ASME 75-WA/GT30 describe los ensayos comparativos de los perfiles axisimétricos y no axisimétricos. En el caso de no axisimétricos, los contornos fueron normales a la línea de corriente del pasaje medio que se sitúa a medio camino entre las líneas de curvatura de las dos aletas que limitan cada pasaje de aleta, por lo que se eleva la altura de pasaje sobre toda la anchura pero con diferentes perfiles a lo largo de la cuerda. Aunque se obtuvo una mejor reducción de pérdidas en la pared no perfilada en el caso no axisimétrico, esta ventaja se anuló por los efectos adversos cerca del de la pared perfilada y el muy fuerte retorcimiento de la estela de la aleta.

El documento FR-A-1 442 526 expone una disposición de perfilado de pared extrema en la que parte de la pared extrema entre los miembros de plano aerodinámico adyacentes y adyacentes a la superficie de succión de miembro de plano aerodinámico está configurada de manera que se curva progresivamente hacia abajo desde la entrada del pasaje limitado por los miembros de plano aerodinámico adyacentes y se levanta hasta la salida de ese pasaje. La parte de la pared extrema adyacente a la superficie de presión de miembro de plano aerodinámico se curva correspondientemente hacia arriba. La disposición está dirigida a la reducción de filas secundarias entre los miembros de plano aerodinámico adyacentes. Sin embargo, con tal disposición, puede ser difícil asegurar que hay variación suave en la curvatura de la pared extrema en una dirección de la corriente. Esto puede dar lugar a cambios en la distribución de la presión estática y a su vez a deceleraciones repentinas del flujo indeseables. Los documentos US 3529631 y US 4778 338 exponen soluciones alternativas conocidas en el estado de la técnica.

De acuerdo con la presente invención, una fila circunferencial de miembros de plano aerodinámico que se extienden generalmente radialmente en localización, en uso, en un conducto anular de una turbomáquina para el flujo de un fluido compresible a través de pasajes sectoriales limitados por respectivas superficies de presión y succión de los miembros de plano aerodinámico adyacentes a dicha fila comprende al menos una pared extrema radial en cada pasaje entre dichas superficies cuya pared extrema tiene una sección transversal no axisimétrica formada por una región perfilada convexa inmediatamente adyacente a la cara de presión del plano aerodinámico y una región perfilada cóncava inmediatamente adyacente a la cara de succión del miembro de plano aerodinámico, extendiéndose dichas regiones sobre al menos la parte principal de la cuerda de los respectivos miembros de plano aerodinámico, teniendo dicha pared extrema, en la sección transversal, un perfil de sección transversal ondulado que, en cualquier estación axial, es circunferencialmente periódico en la fase con la pendiente de dichos miembros de plano aerodinámico, por lo que se reduce el gradiente de presión en el flujo sobre dichas paredes extremas en una dirección transversal al pasaje, teniendo dichas regiones convexas y cóncavas (40, 41) de la pared extrema (33) una extensión radial máxima en la mitad delantera de las aletas (29).

Reduciendo el gradiente de presión entre las superficies del miembro de plano aerodinámico, se puede retrasar la generación del vórtice de pasaje y se puede reducir la pérdida de energía en los flujos verticales resultantes.

Las regiones de perfil convexo y cóncavo se pueden formar tanto en las paredes extremas radiales interna como externa. Si los miembros de plano aerodinámico son aletas montadas en un cubo giratorio, sin embargo, debido a que el perfilado no es axisimétrico, la fila estará provista de una cubrición corrotacional si es para tener una pared extrema perfilada exterior.

Es necesario disponer que las regiones convexa y cóncava sean complementarias entre sí de manera que el perfilado no cambia significativamente el área de sección trasversal del pasaje. Es decir, comparado con el conducto no perfilado axisimétrico, el incremento del área de sección transversal dada por las regiones cóncavas está esencialmente equilibrado por la disminución del área de sección transversal dada por las regiones convexas. Sin embargo, la forma del perfilado de la pared extrema puede variar. Por ejemplo, las diferentes cargas de aleta de las filas de compresor típicas y filas de turbina influirán en la posición en el sentido de la cuerda de las regiones elevadas y deprimidas.

Generalmente, el o cada uno de los perfilados de pared extrema empezarán cerca de, o incluso delante de los bordes delanteros de los miembros de plano aerodinámico de la fila. Cuando la longitud axial de la pared extrema de fila lo permita, el perfilado se puede extender aguas arriba de los bordes delanteros de los miembros de plano aerodinámico y/o aguas abajo.

Preferiblemente, la región cóncava adyacente a la superficie de succión proporciona un ángulo obtuso en la unión de la pared extrema y esa superficie sobre al menos una parte de la longitud de la región cóncava.

65

Como se ha mencionado ya, los flujos secundarios en un pasaje sectorial entre los miembros de plano aerodinámico adyacente causan también desviaciones del flujo de salida desde la fila. Especialmente, la nueva capa de límite de pared extrema, flujo transversal B en la Figura 1, está volteado, lo cual aumenta el ángulo de salida en la pared. El flujo entonces se reúne en la siguiente fila de los miembros de plano aerodinámico en un ángulo de incidencia mayor que el diseñado, de manera que la eficacia de la siguiente fila se reduce.

En los dibujos adjuntos:

la Figura 1 es una ilustración del modelo de flujo secundario de pared extrema de Takeinski,
 la Figura 2 es una sección axial esquemática de una turbina de gas de flujo axial con hélice carenada, que incorpora la presente invención,
 la Figura 3 es una vista delantera oblicua de un par de aletas en una fila de turbina de gas que ilustra una realización de la invención en la región de una pared extrema interna de la fila,
 la Figura 4 es una vista similar a la Figura 3, pero en una perspectiva diferente de una de las aletas de la fila,
 las Figuras 5 y 6 son, respectivamente, un extremo radial de una de las aletas de la Figura 2 y una sección según la línea V-V de la Figura 5, estando también ilustrada una modificación en la Figura 6,
 las Figuras 7 y 8 son vistas de las superficies de succión y presión respectivamente de una de las aletas de la Figura 3, adyacentes a la pared extrema, ilustrando además la extensión del perfilado de la red extrema en la base de la aleta,
 la Figura 9 es una vista trasera oblicua del par de aletas en una fila de turbina de gas de la Figura 2 en otra realización de la invención, en la región de una pared extrema interior de la fila,
 las Figuras 10 y 11 son, respectivamente, una vista extrema radial de una de las aletas de la Figura 9 y una sección transversal según la línea Z-Z de la Figura 10,
 las Figuras 12 y 13 son vistas en las superficies de succión y presión respectivamente, adyacentes a la pared extrema, de una de las aletas de la Figura 9.
 La invención se describirá a continuación a modo de ejemplo, en primer lugar con referencia a las realizaciones de las Figuras 2 a 8 de los dibujos.

La turbina de gas 10 de la Figura 2 es un ejemplo de una turbomáquina en la que se puede emplear la invención. Generalmente es de configuración convencional, comprendiendo una entrada de aire 11, una hélice carenada 12, compresores de presión intermedia y alta presión 13, 14 respectivamente, cámaras de combustión 15, turbinas de alta, media y baja presión 16, 17, 18 respectivamente, que giran independientemente una de otra y una boquilla de escape 19. Los compresores de presión intermedia y elevada 13, 14 están cada uno formados por un cierto número de tapas cara una formada por una fila de vanos de guía fijos 20 que sobresalen radialmente desde la carcasa 21 al interior del pasaje de gas anular a través del compresor y una fila siguiente de aletas de compresor 22 que sobresalen radialmente hacia fuera desde los tambores giratorios acoplados a los cubos de las turbinas de alta y media presión 16, 17, respectivamente. De manera similar, las turbinas tienen las etapas formadas por una fila de vanos de guía fijos 23 que sobresalen radialmente hacia dentro desde la carcasa 21 al interior de los pasajes de gas anulares a través de la turbina y una fila de aletas de turbina 24 que sobresalen hacia fuera desde el cubo giratorio. Las turbinas de alta y media presión 16, 17 son unidades de etapa única. La turbina de baja presión 18 es una unidad de múltiples etapas y su cubo está acoplado a la hélice carenada 12.

Las Figuras 3 a 8 muestran de manera fragmentada una de las filas de aletas de turbina 24. Cada aleta 29 comprende un miembro de plano aerodinámico 30, una plataforma sectorial 31 en el extremo radialmente interno del miembro, y una raíz 32 para fijar la aleta a su cubo. Las plataformas 31 de las aletas se apoyan a lo largo de las caras rectilíneas (no mostradas) para formar una pared extrema interior esencialmente continua 33 del pasaje de gas anular de turbina que está dividido por las aletas en una serie de pasajes sectoriales 36. Los miembros de plano aerodinámico 30 tienen una sección de plano aerodinámico con curvatura típica con una superficie de succión convexa 34 y una superficie de presión cóncava 35. La Figura 3 indica líneas de curvatura medias 37 de pasajes sectoriales adyacentes, equidistantes de las líneas de curvatura de los pares de miembros de plano aerodinámico 30 que limitan los pasajes.

En el ejemplo ilustrado, en los bordes delanteros 38 de las plataformas 31 la pared interior es axisimétrica, es decir tiene una sección transversal circular. Además, hacia atrás, las plataformas están perfiladas de manera lisa para proporcionar a la pared extrema 33 una depresión radial alargada o valle 40 entre las líneas de curvatura media 37 y la superficie de succión 34 de cada aleta y un saliente radial alargado o cresta 41 entre la línea de curvatura media 37 y la superficie de presión 35 de cada aleta. Tanto el valle 40 como la cresta 41 empiezan a una corta distancia hacia atrás de los bordes delanteros 42 de las aletas y tienen su máximo en la mitad delantera de la longitud de cuerda de las aletas. Ellos se fusionan con una región trasera axisimétrica de la pared extrema 33 a través de las partes de la curvatura inversa 43, 44, cerca de los bordes de cola de las aletas, como se puede ver en las Figuras 7 y 8.

En sección transversal, como se muestra en la Figura 6, los valles 40 y crestas 41 proporcionan a la pared extrema 33 un perfil en sección transversal ondulado 45 que, en cualquier estación axial, es circunferencialmente periódico en fase con la pendiente de la aleta, y en cuyo perfil, las áreas de los valles y las crestas esencialmente se equilibran entre sí. Una parte cóncava del perfil se extiende desde la base del miembro de plano aerodinámico en su

superficie de succión y una parte convexa del perfil se extiende desde la base en la superficie de presión. Preferiblemente, el perfil cóncavo se une a la superficie de la aleta en un ángulo obtuso.

5 El efecto de cada cresta 41 es generar una aceleración local del flujo de fluido, como una disminución asociada de la presión estática adyacente al lado de presión del pasaje. Esto contrarresta el efecto de la superficie de presión cóncava adyacente que genera una difusión local del flujo e incrementa la presión estática. De manera similar, cada valle 40 causa un aumento local de la presión estática adyacente al lado de succión del valle que actúa contra la disminución de presión local generada por la superficie de succión convexa.

10 Influyendo en las presiones locales con el perfilado descrito, el sobre giro de la capa de límite de entrada, es decir el flujo transversal A de la Figura 1, y de este modo su aparición en el vórtice del pasaje, se retrasa. Esto conduce a una reducción de las velocidades de los flujos de límite de pared extrema sobre girados tanto en la entrada (flujo transversal A) como en la capa de límite nueva formada más lejos aguas abajo (flujo transversal B) disminuyendo así la energía cinética secundaria del vórtice del pasaje y la pérdida de energía asociada. La energía cinética secundaria reducida del vórtice de pasaje y su desarrollo retrasado también dan lugar a desviaciones de flujo secundario reducidas en el flujo del pasaje. Además, se hace posible el control adicional de los parámetros de la capa de límite de pared extrema, que incluyen coeficiente de fricción superficial y transferencia de calor superficial.

15 Los resultados de ensayos experimentales han revelado que se pueden conseguir reducciones significativas en el coeficiente de pérdida (CpO), las desviaciones de flujo secundario, medida por el ángulo de salida, y la pérdida de energía cinética secundaria.

20 En la realización ilustrativa de las figuras 9 a 13, como en el ejemplo anterior, las partes de una fila de aletas de turbina de la turbina de gas 10 se muestran como partes correspondientes a las ya descritas están indicadas con los mismos números de referencia. Las aletas individuales 29 tiene raíces 32 para fijarse a un cubo de rotor y los miembros de plano aerodinámico 30 de la saletas tienen una sección peraltada típica con una superficie de succión compleja 34 y una superficie de presión cóncava 35. En la base de cada miembro aerodinámico la aleta tiene una plataforma integral 31, la pared extrema interior 33 del pasaje de gas anular a través de la fila de aletas que está formado por las plataformas de poyo de las aletas. El paso de gas anular está dividido por las aletas en una serie de pasajes sectorial 36. Las líneas X-X e Y-Y de la Figura 10 sobre la longitud axial de la fila de aletas, se sitúa medio camino entre las superficies de la aleta mostradas en las líneas de medio pasaje a cada lado de ella, que son en si mismas las líneas de curvatura principales 37 de las dos aletas adyacentes de la fila.

25 En una primera realización, la pared extrema interior 33 de cada pasaje sectorial se proporciona con un perfil no axisimétrico. En este caso, el perfilado de la pared está destinado a conseguir una reducción en el volteado del flujo de salida desde la pared extrema y está situada en la región de los bordes de cola de las aletas. En el lado de la superficie de succión del pasaje sectorial, desde la línea de curvatura media 37 la pared extrema tiene un saliente o cresta 50 radial alargado, mientras que en el lado de superficie de presión del pasaje desde la línea de curvatura media 37, la pared extrema tiene una depresión o valle radial alargado 51. Estos salientes y depresiones preferiblemente son complementarios, es decir, dejan las áreas de sección transversal de los pasajes sectoriales esencialmente si cambiar. En el ejemplo ilustrado, la altura máxima de la cresta y la profundidad máxima del valle está aproximadamente en el borde de cola 52 de la aleta pero estas máximas amplitudes pueden producirse dentro del 15% de la cuerda de la aleta en ambos lados del borde de cola. Los máximos también están en regiones de mínimo radio de curvatura hacia delante y hacia atrás de los cuales el perfilado está más cuidadosamente fusionado con el perfil principal de la pared extrema 33.

30 Como muestra la Figura 11 en sección transversal en el plano de borde de cola, las crestas 50 y los valles 51 tienen un perfil suavemente curvado 54 y sus máximos está a una pequeña separación de las superficies de aleta adyacentes. De este modo, la cresta o saliente cerca de la superficie de succión 35 tiene una altura decreciente a medida que se aproxima a la aleta, de manera que las superficies se juntan en ángulo agudo. Inversamente, en la superficie de presión 34 las superficies de aleta y valle se reúnen según un ángulo obtuso.

35 El efecto de las crestas 50 y los valles 51 es elevar la presión estática local en el lado de presión de cada pasaje sectorial en el borde de cola y disminuirla en el lado de succión, empujando por tanto el flujo para moverlo alrededor del borde de cola de la aleta desde el lado de presión al lado de succión. En combinación con el pequeño vórtice de esquina (véase el modelo de Takeishi en la Figura 1) este flujo se opone a la capa de límite de pared extrema de volteado y reduce el grado de volteado. Como resultado la desviación de flujo secundario promediado circunferencialmente en la región de salida de pared se reduce. Esto también es posible para conseguir un mejor control de tales parámetros de capa de límite de pared extrema como el coeficiente de fricción superficial y la transferencia de calor superficial.

40 Los efectos del perfilado en este segundo ejemplo ilustrativo también tienden a incrementar las pérdidas aerodinámicas en el miembro de plano aerodinámico, pero esto se puede aceptar si tiene está suficiente sobrepeso por las condiciones de flujo mejoradas que se obtiene en la siguiente fila a partir de la reducción del volteado. Se tiene que mencionar también que el contorneado tiende a incrementar la variación de presión circunferencialmente en la salida de la fila, de amera que se debe mantener una presión mayor entre el disco de rotor y la siguiente fila de

vanos de estator para controlar las aguas, pero es en circunstancias apropiadas se puede conseguir una eficiencia total.

5 Aunque ambos ejemplos descritos anteriormente se refieren sólo a el perfilado de las paredes extremas interiores de los segundos pasaje sectoriales en la fila de aletas de turbina, se entenderá que si una pared extrema exterior corrotacional de la fila está provista de una cubrición continua circunferencial con las puntas exteriores de los miembros de plano aerodinámico, esa pared exterior puede estar perfilada de manera similar. Esto está ilustrado en la Figura 6 en donde una cubrición 58 proporciona una pared extrema exterior 59, con perfilado que comprende 10 depresiones o valles 60 dirigidas hacia fuera adyacentes a las superficies de succión y salientes o crestas dirigidas hacia dentro 61 adyacentes a las superficies de presión de plano aerodinámico. La cubrición 58 puede estar construida de manera conocida a partir de series de elementos sectoriales de apoyo que son integrales con las aletas individuales o grupos de aletas de la fila.

15 Por supuesto, también es posible dentro del campo de la invención proporcionar una fila de miembros de plano aerodinámicos con una pared extrema exterior perfilada un una pared extrema interior axisimétrica.

20 Será evidente que el perfilado de la pared extrema de acuerdo con la invención se puede aplicar a las filas de aletas 22 de los compresores 13, 14 de la turbina de gas de la misma manera que para las filas de aletas de turbina ilustradas, de manera similar a las filas estáticas de loa vanos de guía de compresor 20 o los vanos de guía de turbina 23. Los ejemplos ilustrados también se pueden ver como ejemplos de estas posibilidades adicionales. Como se entenderá, las diferencias de carga aerodinámicas en cada caso determinarán la forma y extensión de los perfilados. De este modo, el flujo axial sobre una fila de vano de guía de entrada de turbina requerirá el perfilado de 25 reducción de flujo trasversal ejemplificado en las realizaciones de las Figuras 3-8 para ser colocado al menos principalmente en la mitad trasera de las cuerdas de aletas, mientras que los flujos de entrada en ángulo adicionales aguas abajo requerirán que el perfilado sea colocado más lejos hacia delante.

30 También se entenderá que la realización reivindicada mostrad con referencia a las Figuras 3-8 y la realización ilustrativa mostrada en las Figuras 9-13 respectivamente pueden proporcionar beneficios complementarios y es posible utilizar ambas formas de perfilado en combinación, aunque, por claridad de ilustración esto no se ha mostrado.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Una fila circunferencial (24) de miembros de plano aerodinámico que se extienden generalmente de forma radial (30) para la posición, en uso, en un conducto anular de una turbomáquina (10) para el flujo de un fluido comprensible a través de pasajes sectoriales (36) limitados por respectivas superficies de presión y succión (35, 34) de miembros de plano aerodinámico (30), comprendiendo dicha fila (24) al menos una pared extrema radial (33) en cada uno de dichos pasajes entre dichas superficies (35, 34), cuya pared extrema (33) tiene una sección transversal no axisimétrica formada por una región perfilada cóncava (41) inmediatamente adyacente a la cara de presión de plano aerodinámico (35) y una región perfilada cóncava (40) inmediatamente adyacente a la cara de succión (34) del miembro de plano aerodinámico, extendiéndose dichas regiones (40, 41) sobre al menos la parte principal de la cuerda de los respectivos miembros de plano aerodinámico (30), en sección transversal, teniendo dicha pared extrema (33) un perfil en sección transversal ondulado (45) que en cualquier estación axial, es circunferencialmente periódico en fase con la pendiente de dichos miembros de plano aerodinámico (30), por lo que se reduce el gradiente de presión en el flujo sobre dichas paredes extremas (33) en una dirección transversal al pasaje (36), **caracterizada porque** dichas regiones convexas y cóncavas (40, 41) de la pared extrema (33) tienen una extensión radial máxima en la mitad delantera de la longitud de la cuerda de las aletas (29).
- 20 2. Una fila de miembros de plano aerodinámico como se ha reivindicado en la reivindicación 1, **caracterizada porque** dichas regiones convexas y cóncavas (41, 40) son complementarias entre sí de manera que el incremento en el área transversal de dichos pasajes sectoriales (36) dado por las regiones cóncavas (40) es esencialmente equilibrado por la disminución en área de sección transversal dada por dichas regiones convexas (41).
- 25 3. Una fila de miembros de plano aerodinámico como se ha reivindicado en la reivindicación 2, en la que dicha región cóncava (40) adyacente a la superficie de succión (34) de dicho miembro de plano aerodinámico (30) proporciona un ángulo obtuso en la junta de dicha pared extrema (33) sobre al menos parte de la región cóncava (40).
- 30 4. Una fila de miembros de plano aerodinámico de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizada porque** dicha pared extrema (33) tiene una sección transversal axisimétrica en el borde delantero de dicha pared extrema (33).
- 35 5. Una fila de miembros de plano aerodinámico de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizada porque** dicha pared extrema (33) tiene una superficie axisimétrica aguas abajo de dichas regiones convexas y cóncavas (40, 41).
- 40 6. Una fila de miembros de plano aerodinámico de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, **caracterizada porque** dicha pared extrema perfilada (33) está formada por superficies de plataformas (31) que son integrales con los miembros de la fila (24).
- 45 7. Una fila de miembros de plano aerodinámico de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, **caracterizada porque** los miembros (30) sobresalen del cubo giratorio de la turbina y están provistos de una cubrición (58) que puede girar con los miembros (30) y que forma una pared extrema exterior (59) de dichos pasajes (36) en al menos dicho extremo exterior (59) estando la pared provista de dichas regiones perfiladas (60, 61).
- 50 8. Una fila de miembros de plano aerodinámico de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, **caracterizada porque** los miembros (30) son vanos de estator y los pasajes sectoriales (36) están limitados por paredes extremas exteriores e interiores radialmente (33, 59), ambas de las cuales están provistas de dichas regiones perfiladas convexas.
- 55 9. Una fila de miembros de plano aerodinámico de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6 u 8, **caracterizada porque** los miembros (30) son vanos de estator y dichas regiones perfiladas se extiende más allá de los bordes delanteros y de cola de los miembros (30).
10. Un miembro de plano aerodinámico de una fila de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado porque** dicho miembro (30) está provisto de una parte integral que se extiende transversalmente a dichas superficies de presión y succión (34, 35) al menos en un extremo radial del miembro (30) para formar al menos una parte del perfilado de dicha pared extrema radial (33).

Fig.1.

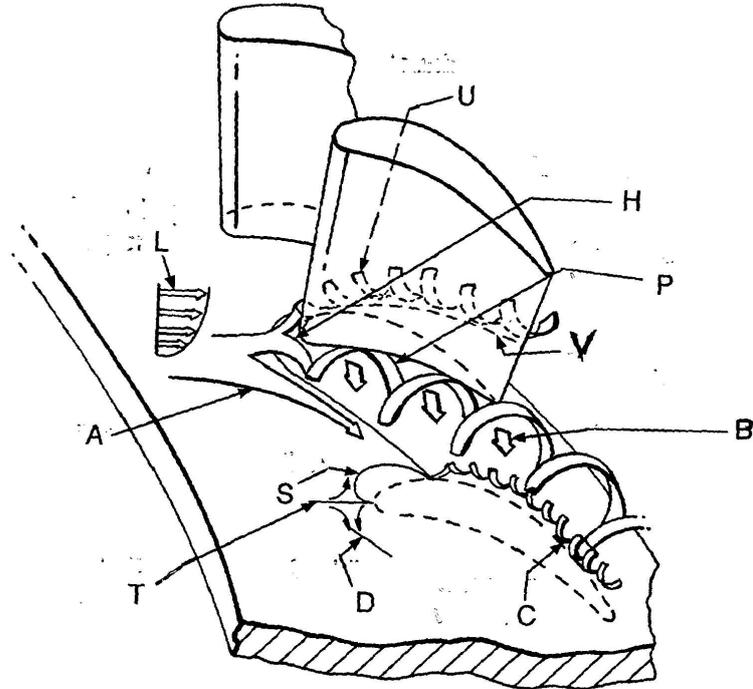


Fig.2.

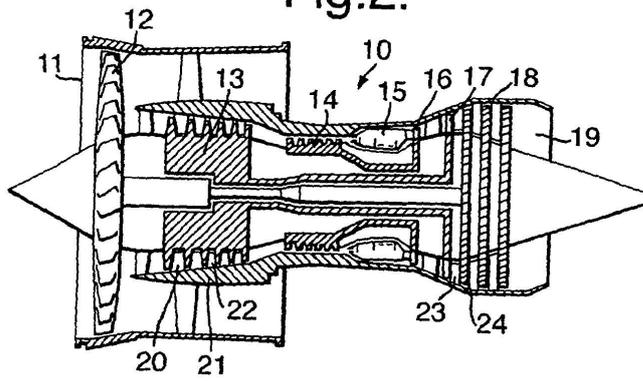


Fig.3.

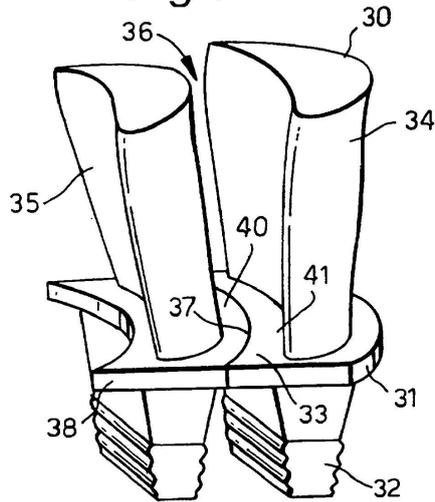


Fig.4.

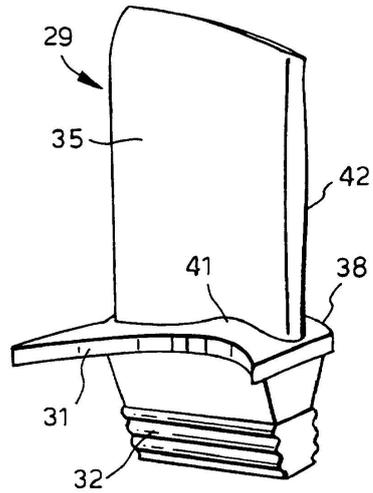


Fig.5.

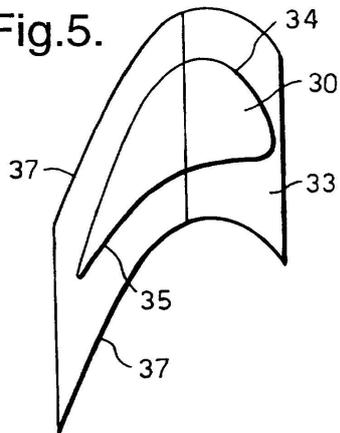


Fig.6.

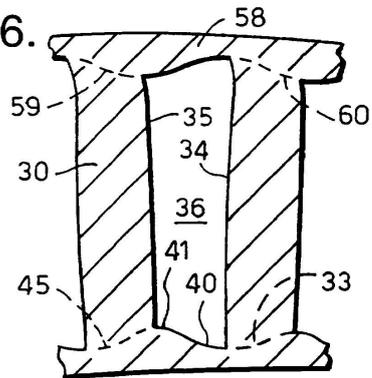


Fig.7.

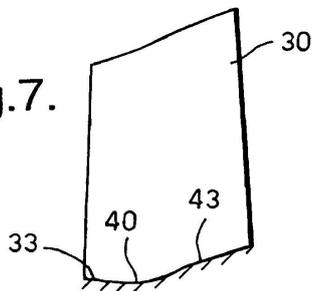


Fig.8.

